

ДНІПРОВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ ІМЕНІ ОЛЕСЯ ГОНЧАРА
МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Кваліфікаційна наукова
праця на правах рукопису

Алексєєнко Сергій Вікторович

УДК 532.516 (045.05)

ДИСЕРТАЦІЯ

Науково-методологічні основи моделювання зледеніння аеродинамічних
поверхонь літальних апаратів

01.02.05 – Механіка рідини, газу та плазми

Технічні науки

Подається на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук

Дисертація містить результати власних досліджень. Використання ідей,
результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело

_____ С.В. Алексєєнко

Науковий консультант: Приходько Олександр Анатолійович, доктор
фізико-математичних наук, професор (до 03.08.2018)

Київ – 2019

АНОТАЦІЯ

Алексєєнко С.В. Науково-методологічні основи моделювання зледеніння аеродинамічних поверхонь літальних апаратів. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук за спеціальністю 01.02.05 – Механіка рідини, газу та плазми. – Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара МОН України; Національний авіаційний університет МОН України, Київ, 2019.

Дисертаційну роботу присвячено вирішенню проблеми розробки програмно-методичного забезпечення, що дозволяє моделювати процеси зледеніння літальних апаратів в несприятливих метеорологічних умовах, а також аеродинамічні процеси при обтіканні поверхонь з крижаними наростами, для підвищення безпеки польотів. Розроблено наукові та методологічні основи для створення математичних моделей, методів, алгоритмів та програм, що описують процеси гідроаеродинаміки та тепломасопереносу з урахуванням фазових переходів, що відбуваються під час зледеніння. Розроблено методики розрахунку обтікання тіл повітряно-крапельним в'язким стисливим потоком, що враховують шорсткість поверхні, описують процес осадження вологи на обтічну поверхню та дозволяють оцінювати вплив зледеніння на аеродинамічні характеристики літальних апаратів.

Зледеніння літальних апаратів в польоті є серйозною проблемою безпеки, якій останнім часом у всьому світі приділяється все більше уваги. Розробка систем захисту від зледеніння і визначення їх ефективності є дуже складною проблемою, яка охоплює різні дослідницькі напрями, такі як метеорологія, аеродинаміка, тепломасообмін, фізика фазових переходів. 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 та характеристики літального апарату 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 вже створено ряд методик і програмних продуктів, що дозволяють моделювати процеси зледеніння та, тим не менш, продовжується робота з їх вдосконалення: детальне дослідження фізики надскладного процесу зледеніння, створення моделей з урахуванням стисливості та в'язкості потоку, дослідження впливу шорсткості поверхні, перехід до розв'язання задачі у тривимірній постановці. Зокрема, дослідження проблеми зледеніння проводилися на кафедрі механотроніки в Дніпровському національному університеті імені Олеся Гончара, в рамках наукових програм, бюджетних тем і фундаментальних досліджень, та автором під час стажування в Технічному університеті Брауншвейга (м. Брауншвейг, Німеччина).

В дисертаційній роботі розглянуто основні метеорологічні та льотні параметри, а також виконано огляд типів хмар, при польоті в яких можливе виникнення зледеніння. Описано типи криги і перелічені фактори впливу крижаних наростів, що виникають, на характеристики літального апарату. Розглянуто правила польотів в умовах зледеніння, прийняті Авіаційними правилами Міждержавного авіаційного комітету, сертифікаційними специфікаціями Європейського агентства з безпеки польотів, зводу нормативних актів Федерального управління цивільної авіації США і приведена класифікація систем захисту від зледеніння. Виконано огляд моделей і методів розрахунку зледеніння аеродинамічних поверхонь та чисельних методів розрахунку стисливих і нестисливих течій.

В роботі представлено результати трьох серій експериментів, присвячених вивченню процесу замерзання 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 криги, що наростає. Експериментальні дослідження були проведені в Інституті адаптотроніки і функціоінтеграції технічного університету Брауншвейга на установці, що моделює умови зледеніння.

Перша серія експериментів була присвячена дослідженню процесу замерзання нерухомої переохолодженої краплі води, що знаходилася на алюмінієвій пластині. Було встановлено, що процес замерзання переохолодженої води, що міститься в поверхневій краплі, відбувається в кілька етапів: попередній розігрів води і зародження мікрокристалів криги, відносно швидкий процес утворення просторової структури крига-рідина з переходом у стан термодинамічної рівноваги біля температури затвердіння і більш повільний процес повного замерзання краплі. Також було виявлено, що утворення первинних крижаних структур починається з затримкою $\sim 0,018$ с після зовнішнього впливу. У другій серії експериментів було вивчено процес взаємодії крапель, що влітають, з обтічною поверхнею. Особливу увагу було приділено початковій фазі процесу зледеніння. На підставі проведених досліджень встановлено закономірності процесів зледеніння і розвитку шорсткостей на мікрорівні. У третій серії експериментів було досліджено мікроструктуру крижаного наросту, що утворюється, її особливості в залежності від температури, водності та місця розташування на профілі крила.

На основі проведених експериментів вдосконалено методику моделювання наростання криги, яка розроблена з використанням методу поверхневих контрольних об'ємів. Рівняння масового та теплового балансів для контрольного об'єму отримані на основі законів збереження маси, енергії та кількості руху. Розроблено методику визначення конвективного теплообміну поверхні зледеніння з потоком, що набігає, розглянуто можливі підходи до моделювання та визначення шорсткості поверхні зледеніння.

В роботі проаналізовано можливі підходи до моделювання 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. Проаналізовано основні підходи до

моделювання шорсткості і запропоновано використовувати модифіковану модель турбулентності Spalart-Allmaras з корекцією для шорсткої стінки.

Дискретизацію усереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є-Стокса виконано за допомогою неявного кінцево-об'ємного методу. Для обчислення конвективних складових використано схему Roe. В'язкі доданки апроксимовано за триточковим шаблоном з другим порядком точності. Блоково-матрична система алгебраїчних рівнянь вирішувалась ітераційним алгоритмом Гауса-Зейделя.

Для чисельного моделювання руху переохолоджених крапель води розглянуто: гомогенну, траєкторну моделі та модель взаємопроникних середовищ. Основні результати роботи отримані на підставі розробленого програмно-методичного забезпечення, де для опису багатофазного потоку, що набігає, застосовано модель взаємопроникних середовищ.

Тестування програмного блоку, що описує зовнішню течію, було виконано на прикладі двовимірного обтікання циліндра і профілю NASA 0012 під різними кутами атаки з використанням моделей турбулентності Spalart-Allmaras і DES, а також на прикладі тривимірного обтікання крила ONERA M6; осадження вологи на обтічну поверхню – на прикладі циліндра і профілю NASA 0012. 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 форм крижаних наростів, що утворюються, з результатами відомих багаточисленних експериментальних досліджень, які охоплюють широкий діапазон параметрів, що досліджуються. Крім того, верифікація розробленого програмно-методичного забезпечення була виконана шляхом порівняння результатів розрахунків аеродинамічних характеристик профілю NASA 0012, виконаних з урахуванням шорсткості поверхні з власними результатами проведених експериментів.

Вивчені можливі форми крижаних наростів, що утворюються на аеродинамічних поверхнях літальних апаратів на різних етапах польоту, в тому числі при активній системі захисту від зледеніння, вплив таких наростів на картину течії та на аеродинамічні характеристики профілів. При цьому, 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.

В роботі показано, що на початковому етапі процесу зледеніння крига, що наростає, утворює шорсткість у вигляді нерівностей і горбків, які можуть впливати на аеродинамічні характеристики літального апарату ще до того, як буде накопичена значна маса криги і почнуть формуватися великі рогоподібні нарости. Також нерівності у вигляді шорсткості можуть бути обумовлені міжциклічною або залишковою кригою, що утворюється при роботі теплових або пневматичних систем антизледеніння. Змодельовано та 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 і, в меншій мірі, зменшення підйомної сили. При цьому, з точки зору впливу на структуру течії, шорсткість може привести до раннього відриву потоку на задній кромці, але сама по собі не викликає великих відривних пузирів, як ті, що виникають у випадках інших форм крижаних наростів.

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 $50\text{--}500$ мкм), оскільки 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, можуть утворюватися нарости криги у вигляді валика або окремих запливів, так звана «бар'єрна» крига, яка може істотно впливати на аеродинамічні властивості крила. На прикладі профілю НАСА 0012 показано, що вже при кутах атаки понад 4° дуже сильно (на величину до $\sim 60\%$) зменшується підйомна сила, в тому числі за рахунок істотного збільшення тиску на верхній частині профілю до наросту, і значно збільшується (в декілька разів) лобовий опір. При цьому відносно невеликі нарости «бар'єрної» криги можуть надавати навіть більш істотний вплив, ніж «небезпечні» «рогоподібні».

В роботі досліджено структуру течії при обтіканні профілю з наростами пухкої, змішаної та склоподібної «рогоподібної» криги, яка утворюється на обтічних поверхнях при відсутності або неактивній системі захисту від зледеніння. Наведені результати розрахунків зледеніння крила ONERA M6 в тривимірній постановці. Проілюстровано, що основний негативний вплив на аеродинамічні характеристики має відривний пузир за крижаним наростом на верхній частині профілю, а саме його розмір і довжина уздовж профілю крила. Відповідно, основну роль у зміні аеродинамічних характеристик відіграє розмір (висота) крижаного рогу, його кут нахилу до напрямку потоку, що набігає, і положення по довжині хорди профілю крила. При цьому основний внесок в погіршення аеродинамічних характеристик вносять зменшення тиску в області нижньої частини наросту, внаслідок прискорення потоку, і збільшення тиску на верхній частині профілю, в області за точкою повторного приєднання потоку, внаслідок турбулізації примежового шару.

Також було проведено експериментальні дослідження аеродинамічних характеристик профілю крила НАСА 0012 з шорсткими накладками, що моделюють нарости криги, виконані чисельні розрахунки і проведено порівняння отриманих даних. Показано, що розроблена методика, з

використанням модифікованої моделі турбулентності Spalart-Allmaras, дає гарні (із розходженням до 5% для кутів атаки до зриву потоку з профілю) результати при визначенні підйомної сили крила як для «чистого» профілю, так і для всіх розглянутих форм наростів і при визначенні лобового опору для «чистого» профілю. Однак, методика дає занижені (до 40%), в порівнянні з експериментальними даними, значення коефіцієнта лобового опору у випадку «рогоподібних» форм наростів, коли в полі течії утворюються значні відривні області.

Проілюстровано тенденції та закономірності зміни форм крижаних наростів в залежності від температури, вологості, швидкості потоку, що набігає, діаметра переохолоджених крапель. Проведено системні багатопараметричні дослідження в діапазоні льотних та метеорологічних параметрів, в яких виникає зледеніння, виділеному згідно з Авіаційними правилами, параграфом 25, додатком С, сертифікаційними специфікаціями Європейського агентства з безпеки польотів (SC-25), а також 14 розділом Зводу нормативних актів Федерального управління цивільної авіації США, частина 25, додатки С і О. Результати досліджень представлені у вигляді чотирипараметричних номограм, що дозволяють швидко оцінювати небезпеку виникнення зледеніння в заданих умовах.

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 подій.

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

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Наукові праці, в яких опубліковані основні наукові результати дисертації

1. 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.
2. Alekseyenko S.V., Prykhodko O.A. Numerical simulation of icing of a cylinder and an airfoil: model review and computational results. *TsAGI Science Journal*. 2013. Vol. 44, Issue 6. P. 761–805. DOI: 10.1615/TsAGISciJ.2014011016. (зарубіжний журнал)
3. 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.
4. Alekseyenko S.V. Prikhod'ko A.A. Mathematical Modeling of Ice Body Formation on the Wing Airfoil Surface. *Fluid Dynamics*. 2014. Vol. 49, No. 6. P. 715–732. DOI: <https://doi.org/10.1134/S0015462814060039>. (SCOPUS)
5. Prikhod'ko A.A., Alekseyenko 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. Vol. 87, Issue 3. P. 598-607. DOI: <https://doi.org/10.1007/s10891-014-1050-0>. (SCOPUS)
6. Prykhodko A.A., Alekseyenko 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. P. 884–887. DOI: <https://doi.org/10.1134/S1063785014100125>. (SCOPUS)

7. 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.
8. 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. Vol. 42, Issue 5. P. 524–527. DOI: <https://doi.org/10.1134/S1063785016050187>. (SCOPUS)
9. Алексеенко С.В. Экспериментальное исследование начальной фазы процесса обледенения аэродинамических поверхностей. *Вісник Дніпропетровського університету. Ракетно-космічна техніка. Випуск 20*. 2017. Т.25. № 4. С.1217.
10. Алексеенко С.В. Численное исследование влияния шероховатости поверхности льда на аэродинамические характеристики профиля крыла при обледенении. *Вісник Дніпровського університету. Серія «Механіка неоднорідних структур»*. 2017. Вип. 2(21). С.3–14.
11. Недвига Д.В., Алексеенко С.В. Исследование режимов обледенения летательных аппаратов. *Механіка гіроскопічних систем: науково-технічний збірник*. 2017. Вип. 33. С. 72–83.
12. Prykhodko A.A. Alekseyenko S.V. Numerical investigation of the influence of surface roughness on convective heat transfer at airfoil icing process. *Thermophysics and Thermal Power Engineering*. 2018. Vol. 40, No. 2. P. 65–71. DOI: <https://doi.org/https://doi.org/10.31472/ihe.2.2018.09>.
13. Алексеенко С.В., Юшкевич О.П. Численное моделирование процессов кристаллизации жидкости на криволинейной поверхности в потоке воздушно-капельной среды. *Металознавство та термічна обробка металів*. 2018. № 1(80). С. 56–66.
14. Alekseyenko S., Yushkevich O. Application of numerical simulation methods for reduction of aircrafts ice protection systems energy Consumption. *Technology Audit And Production Reserves*. 2018. № 5/1(43). С. 4–10. (наукометричний)

15. Alekseyenko S.V. Numerical simulation of flow over the ONERA M6 wing. *Вісник Дніпровського університету. Серія: Механіка*. Дніпро, Видавництво ДНУ. 2018. Вип.22. Т.26, №5. С. 57–66.
16. Алексеенко С. В. Численное моделирование обтекания профиля крыла дозвуковым потоком. *Вісник ДНУ, Серія: Ракетно-космічна техніка*. Дніпро, Видавництво ДНУ. 2018. Вип.21. Т.26, №4. С. 10–15.
17. Алексеенко С.В., Юшкевич О.П. Распределение параметров воздушно-капельной смеси вдоль обтекаемой криволинейной поверхности с учетом фазовых переходов. *Металознавство та термічна обробка металів*. 2018. № 2(81). С. 17–26.
18. Алексеенко С.В., Юшкевич О.П. К проблеме определения степени влияния обледенения на летательный аппарат. *Металознавство та термічна обробка металів*. 2018. № 3(82). С. 10–19.
19. Алексеенко С.В., Юшкевич О.П. Обледенение аэродинамических поверхностей: моделирование форм крупных ледяных наростов. *Металознавство та термічна обробка металів*. 2018. № 4(83). С. 10–18.
20. Алексеенко С.В., Юшкевич О.П. Анализ моделей, теоретических и имитационных исследований обледенения летательных аппаратов. *Системні технології*. 2018. №5 (118). С. 151–165.
21. Alekseyenko S.V. Simulation of the air-droplet flow in the aircraft icing problems. *Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. Збірник наукових праць*. Дніпро, Видавництво Ліра. 2018. Т.25. С. 63–71.
22. Prikhod'ko A.A., Alekseenko 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*. March, 2019. Vol. 92, No. 2. P. 486–492. DOI: <https://doi.org/10.1007/s10891-019-01955-1>. (SCOPUS)

Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації

23. Приходько А.А., Алексеенко С.В. Численное моделирование обледенения аэродинамических поверхностей. *Модели и методы аэродинамики*: материалы двенадцатой международной школы-семинара. Изд. ЦАГИ, Евпатория, 2012. С.177–178.

24. Alekseyenko S. Numerical Simulation of the Icing Surfaces of the Cylinder and Profile. *GAMM 2013: Book of abstracts* (Novi Sad, 18-20 March, 2013). 2013. P. 298.

25. Alekseyenko S.V. Numerical Simulation of the Icing Surfaces of the Cylinder and Profile. *PAMM 2013*. 2013. Vol. 13, Issue 1. P. 299–300. DOI: <https://doi.org/10.1002/pamm.201310145>.

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

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

28. 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: <https://doi.org/10.4271/2015-01-2118>. (SCOPUS)

29. Приходько А.А., Алексеенко С.В. Экспериментальное исследование и математическое моделирование физических процессов при обледенении аэродинамических поверхностей. *XV Минский международный форум по теплообмену*: тезисы докладов и сообщений (г. Минск, 23-26 мая 2016 г.). Минск, 2016. С. 386–389.

30. Приходько А.А., Алексеенко С.В. Математическое моделирование процессов обледенения летательных аппаратов. *Диференціальні рівняння та*

проблеми аерогідромеханіки й тепломасопереносу: тези всеукраїнської наукової конференції. Дніпро, 2016. С. 83–84.

31. Алексеенко С.В., Приходько А.А. Обледенение аэродинамических поверхностей: влияние шероховатости поверхности на аэродинамические характеристики профиля. *Компютерна гідромеханіка: тези доповідей. Київ: ІГМ НАНУ, 2016. С. 6–7.*

32. Приходько А.А., Алексеенко С.В. Моделирование процесса обледенения аэродинамических профилей. *Авіа-2017: матеріали XIII міжнародної науково-технічної конференції, 19-21 квітня 2017, Київ. С. 22.1–22.5.*

33. Недвига Д.В., Алексеенко С.В. Исследование режимов обледенения летательных аппаратов. *Людина і Космос: збірник тез XIX Міжнародної молодіжної науково-практичної конференції. Дніпропетровськ, 2017. С. 31.*

34. Alekseyenko S.V. Numerical simulation of the airfoils icing processes. *2nd International Conference on Fluid Dynamics & Aerodynamics: Scientific Tracks Abstracts, Journal of Applied Mechanical Engineering. Rome, Italy. 19-20 October, 2017. Vol. 6, Issue 5. P. 33. DOI: 10.4172/2168-9873-C1-011.*

35. Недвига Д.В., Алексеенко С.В. Исследование процесса замерзания переохлажденной поверхностной капли воды. *Людина і Космос: збірник тез XX Міжнародної молодіжної науково-практичної конференції. Дніпро, 2018. С. 36*

36. Некрасов В.Е., Алексеенко С.В. Моделирование шероховатости поверхности в задачах об обледенении профиля крыла. *Людина і Космос: збірник тез XXI Міжнародної молодіжної науково-практичної конференції. Дніпро, 2019. С. 34.*

37. Алексеенко С.В. Численное моделирование процесса нарастания льда на аэродинамических поверхностях в трехмерной постановке. *Космічні технології: сьогодні та майбутнє: тези доповідей 7-ої міжнародної конференції. Дніпро, 2019. С. 26.*

Наукові праці, які додатково відображають наукові результати дисертації

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

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

SUMMARY

Alekseyenko S.V. Scientific and methodological bases of icing processes modeling of aircrafts aerodynamic surfaces. – Qualifying scientific work on the rights of manuscript.

Thesis for the doctor's degree in technical sciences in specialty 01.02.05 – Mechanics of fluid, gas and plasma. – Oles Honchar Dnipro National University of Ministry of Education and Science; National Aviation University of Ministry of Education and Science, Kyiv, 2019.

The dissertation is devoted to the study of the processes of icing of aerodynamic surfaces of aircraft during a flight in adverse weather conditions, as well as aerodynamic processes in the flow around the surfaces with ice outgrowths. The scientific and methodological foundations for the creation of mathematical models, methods, algorithms and programs describing the processes of hydro aerodynamics and heat transfer by taking into account phase transitions occurring during icing are developed. The methods of calculating the flow around bodies by air-droplet viscous compressible flow, taking into account surface roughness, describing the process of precipitation of moisture on a streamlined surface and allowing to evaluate the effect of glaciation on aerodynamic characteristics of aircraft are described.

The main meteorological and flight parameters are considered, as well as an overview of the types of clouds, in which inflight icing is possible. The types of ice accretions are described and the factors of the influence of growing ice build-ups on the characteristics of the aircraft are listed. The rules of flights under icing conditions adopted by the Aviation Rules of the Interstate Aviation Committee, the certification specifications of the European Agency for Safety of Aircraft are considered, and the classification of anti-icing systems is given. An overview of models and methods for calculating the icing of aerodynamic surfaces, numerical methods for calculating of compressible and incompressible flows, an overview of modern numerical methods for solving the Navier-Stokes equations of viscous compressible gas, models of multiphase media, turbulent modeling algorithms, and methods for meshes constructing.

The paper presents the results of three series of experiments on the freezing process of small volumes of surface supercooled water, the physics of the process of interaction of supercooled droplets of water incoming from the external flow with the icing surface of the wing profile, as well as the microstructure of the growing ice. Experimental studies were carried out at the Institute of Adaptotronics and Functional Integration of the Technical University of Braunschweig at an installation that simulates the icing conditions.

The first series of experiments was devoted to the study of the freezing process of the supercooled surface water drop, which was on the aluminum plate. It was found that the freezing process of supercooled water contained in the surface drop occurs in several stages: preliminary heating of water and the origin of microcrystals of the ice, relatively fast, the formation of the spatial structure of the ice-liquid with the transition to the state of thermodynamic equilibrium at the solidification temperature and the slower process of full freezing of the drop. It was also found that the formation of primary ice structures begins with a delay of ~ 0.018 sec after external influences. In the second series of experiments, the process of interaction of incoming droplets with a streamlined surface was studied. Particular attention was paid to the initial phase of the airfoil icing process. On the basis of the conducted

researches the regularities of icing processes and development of roughness at the micro level were established. In the third series of experiments, the microstructure of the formed ice formation was investigated, its variation, depending on temperature, water content and location on the streamlined wing profile. On the basis of experiments, the technique of modeling of the aerodynamic surfaces icing processes has been improved.

Equations describing the external airflow and supercooled water droplets moving, boundary and initial conditions are presented.

Numerical method of solving of the Navier-Stokes equations and turbulence modeling algorithms are developed. The paper considers the main approaches to roughness modeling and proposes to use a modified Spalart-Allmaras turbulence model with a correction for a rough wall.

The discretization of the Reynolds averaged Navier-Stokes equations is performed using an implicit finite-volume method. To calculate the convective components, the Roe scheme is used. The viscous additions are approximated by a three-point template with a second order of accuracy. The block-matrix system of algebraic equations was solved by the iterative Gauss-Seidel algorithm.

For numerical simulation of the motion of supercooled water droplets were considered: homogeneous, trajectory models and a model of interpenetrating media. The main results of the work were obtained on the basis of the developed software and methodological support, where a model of interpenetrating media for describing the multiphase flow was used.

Validation of the developed software unit describing the external airflow was performed on the example of a two-dimensional flow around the cylinder and the profile of *NACA 0012* at different angles of attack using the Spalart-Allmaras and DES turbulence models, as well as on the example of a three-dimensional flow around the *ONERA M6* wing; deposition of moisture on the streamlined surface - on the example of a cylinder and *NACA 0012* profile. The method describing the icing process was verified by comparing the received distributions of thermal and mass flows along the streamlined surface with known calculated data, as well as by

comparing the forms of obtained ice build-ups with the results of numerous well-known experimental studies that cover a wide range of investigated parameters. In addition, the verification of the developed software and methodological support was performed by comparing the results of calculations of the aerodynamic characteristics of the profile *NACA 0012*, made taking into account the roughness of the surface with the own results of the experiments carried out.

Possible ice shapes formed on aerodynamic surfaces of aircrafts at different stages of flight, including those with an active ice protection system, and their influence on the airflow and aerodynamic characteristics of the profiles have been studied. At the same time, as the main characteristic forms of ice accretions in the work are highlighted and considered: roughness, "barrier" ice, as well as large growths of rime, glase or mixed ice.

It is shown in the work that at the initial stage of the icing process the growing ice forms roughness in the form of irregularities and humps, which can affect the aerodynamic characteristics of the aircraft even before a large mass of ice will be accumulated forming large horny accretions. Also, irregularities in the form of roughness may be due to inter-cyclical or residual ice formed during the operation of thermal or pneumatic anti-icing systems. It is shown that roughness affects the aerodynamics of the profile by direct increase of surface friction, initiates an earlier laminar-turbulent transition of the boundary layer, contributes to an increase in its thickness and, accordingly, an earlier failure of the flow. This effect is manifested mainly in the form of a change in pressure distribution along the profile, increasing drag, reducing the angle of wing stall, to a lesser extent, reducing the lifting force. In this case, from the point of view of the influence on the structure of the flow, roughness can lead to an early separation of flow on the leading edge, but by itself does not cause large separating bubbles, such as those that arise in cases of other forms of ice build-ups.

Especially dangerous from the point of view of the probability of icing and the intensity of the icing process, flying the conditions of freezing drizzle or freezing rain (i.e., in the presence of large supercooled droplets having a diameter of 50-500

microns in the atmosphere) should be considered as such an icing regime is generally not calculated for existing anti-/de-icing protection systems: large drops are more inert, precipitate to most of the surface of the wing and bring more water. As a result, on the surfaces of the aircraft, behind the protected zone, ice accretions are forming in the form of rollers or individual ridges, so-called "barrier" ice, which can significantly affect the aerodynamic properties of the wing. For example, for NACA 0012 profile the influence is already very strong (up to ~ 60%) at angles of attack more than 4° : the lifting force is reduced, including due to a significant increase in pressure on the upper part of the profile before the ridge, and drag is significantly increased. At the same time relatively small accretions of "barrier" ice may have even more significant impact than "dangerous" "horny".

In this work the structure of the flowfield around a profile with large accretions of rime, mixed and glaze "horny" ice, which is formed on streamlined surfaces in the absence of anti-icing systems, is investigated. The results of ONERA M6 wing icing process simulations in three-dimensional formulation are presented. It is illustrated that the main influence on the change in aerodynamic characteristics is given by a separation bubble after ice build-up on the upper part of the profile, namely its size and length along the profile of the wing. Accordingly, the size (height) of the ice horn, its angle of inclination to the direction of the flowing stream and the position along the length of the chord of the wing profile plays the main role in changing the aerodynamic characteristics. At the same time, the main contribution to the degradation of aerodynamic characteristics is the reduction of pressure due to the acceleration of the flow in the lower part of the growth and the increase in pressure on the upper part of the profile in the region after the point of reconnection of the flow due to turbulization of the boundary layer.

Also, experimental studies of the wing with NACA 0012 profile with rough overlays, which simulated the ice accretions, were conducted. Numerical calculations were carried out and the comparison of the obtained data was made. It is shown that the developed method, using the modified Spalart-Allmaras turbulence model, gives good results in determining the lifting force of the wing for both the "clean" profile

and for all considered forms of accretions and for determining drag for a "clean" profile. However, the technique gives understated, compared with experimental data, the value of the coefficient of drag in the case of "horny" forms of ice accretions, when significant vortex regions are formed in the flowfield.

The patterns of changes in the shape of ice build-ups, depending on the temperature and velocity of the flowing stream are illustrated. Systemic multiparametric studies have been carried out in the range of flight and meteorological parameters in which icing occurs in accordance with Aviation Rules, Part 25, and also section 14 of the Code of Federal Regulations of the Federal Aviation Administration of the United States, Part 25, Annexes C and O. The results of the studies are presented in the form of four-parameter nomograms that allow assessing the danger of emerging icing in given conditions.

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.

LIST OF PUBLICATIONS ON THE TOPIC OF THESIS

Published scientific works reflecting main results of thesis

1. Prykhodko O.A., Alekseyenko S.V. Icing of aerodynamic surfaces. Conditions of occurrence and calculation methods. *Aerospace Engineering and Technology*. NAU KhAI, 2012. №6/93. P. 37–47.

2. Alekseyenko S.V., Prykhodko O.A. Numerical simulation of icing of a cylinder and an airfoil: model review and computational results. *TsAGI Science Journal*. 2013. Vol. 44, Issue 6. P. 761–805. DOI: 10.1615/TsAGISciJ.2014011016. (foreign journal)
3. Prykhodko O.A., Alekseyenko S.V. Icing of aerodynamic surfaces. Air-Droplet Flow Modeling. *of aerodynamic surfaces. Conditions of occurrence and calculation methods. Aerospace Engineering and Technology*. NAU KhAI, 2013. №4/101. P. 59–67.
4. 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. P. 715–732. DOI: <https://doi.org/10.1134/S0015462814060039>. (SCOPUS)
5. 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. Vol. 87, Issue 3. P. 598-607. DOI: <https://doi.org/10.1007/s10891-014-1050-0>. (SCOPUS)
6. 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. P. 884–887. DOI: <https://doi.org/10.1134/S1063785014100125>. (SCOPUS)
7. Prykhodko A.A., Alekseenko S.V. Icing of Airfoils Surfaces: Modeling Technique of Ice Accretions Process. *Aerospace Engineering and Technology*. NAU KhAI, 2015. №8/125. P. 35–45.
8. 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. Vol. 42, Issue 5. P. 524–527. DOI: <https://doi.org/10.1134/S1063785016050187>. (SCOPUS)
9. Alekseyenko S.V. An Experimental Study of the Initial Phase of the Process of Icing of Aerodynamic Surfaces. *Bulletin of Dnepropetrovsk University. Rocket-cosmic technology. Issue 20*. 2017. T.25. № 4. P.12–17.

10. Alekseyenko S.V. Numerical Study of the Effect of Ice Surface Roughness on the Aerodynamic Characteristics of an Iced Wing Profile. *Bulletin of Dnepropetrovsk University. Seriya "Mechanics of heterogeneous structures"*. 2017. Issue 2(21). P.3–14.
11. Nedviga D.V., Alekseyenko S.V. The Study of Icing Modes of Aircrafts. *Mechanics of Gyroscopic Systems: Scientific and Technical Collection*. 2017. Issue 33. P. 72–83.
12. Prykhodko A.A. Alekseyenko S.V. Numerical investigation of the influence of surface roughness on convective heat transfer at airfoil icing process. *Thermophysics and Thermal Power Engineering*. 2018. Vol. 40, No. 2. P. 65–71. DOI: <https://doi.org/https://doi.org/10.31472/ihe.2.2018.09>.
13. Alekseyenko S.V., Yushkevitch O.P. Numerical Modeling of Liquid Crystallization Processes on a Curved Surface in an Air-Droplet Stream. *Metal Science And Heat Treatment Of Metals*. 2018. № 1(80). P. 56–66.
14. Alekseyenko S., Yushkevich O. Application of Numerical Simulation Methods for Reduction of Aircrafts Ice Protection Systems Energy Consumption. *Technology Audit And Production Reserves*. 2018. № 5/1(43). C. 4–10. (scientometric)
15. Alekseyenko S.V. Numerical simulation of flow over the ONERA M6 wing. *Bulletin of Dnipro University. Series: Mechanics*. Dnipro, Publishing house of DNU. 2018. Issue. 22. Vol. 26, №5. P. 57–66.
16. Alekseyenko S.V. Numerical Simulation of the Wing Profile Flow by Subsonic Flow. *Bulletin of Dnipro University, Series: Space Rocket Technology*. Dnipro, Publishing house of DNU. 2018. Issue. 21. Vol. 26, №4. P. 10–15.
17. Alekseyenko S.V., Yushkevitch O.P. Distribution of Parameters of an Air-Droplet Mixture Along a Streamlined Curved Surface Taking Into Account Phase Transitions. *Metal Science And Heat Treatment Of Metals*. 2018. № 2(81). P. 17–26.
18. Alekseyenko S.V., Yushkevitch O.P. To the Problem of Determining the Degree of Influence of Icing on an Aircraft. *Metal Science And Heat Treatment Of Metals*. 2018. № 3(82). P. 10–19.

19. Alekseyenko S.V., Yushkevitch O.P. Aerodynamic Icing: Modeling of Large Ice Outgrowths. *Metal Science And Heat Treatment Of Metals*. 2018. № 4(83). P. 10–18.

20. Alekseyenko S.V., Yushkevitch O.P. Analysis of Models, Theoretical and Simulation Studies of Aircraft Icing. *System Technology*. 2018. №5 (118). P. 151–165.

21. Alekseyenko S.V. Simulation of the air-droplet flow in the aircraft icing problems. *System Design and Analysis of Aerospace Engineering Characteristics. Collection of Scientific Works*. Dnipro, Lyra Publishing House. 2018. Vol. 25. P. 63–71.

22. 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*. March, 2019. Vol. 92, No. 2. P. 486–492. DOI: <https://doi.org/10.1007/s10891-019-01955-1>. (SCOPUS)

Scientific works confirming the approbation of the materials of the thesis

23. Prykhodko A.A., Alekseyenko S.V. Numerical Modeling of Icing of Aerodynamic Surfaces. *Models and Methods of Aerodynamics: Proceedings of the Twelfth International Seminar School*. Ed. TsAGI, Evpatoria, 2012. P. 177–178.

24. Alekseyenko S. Numerical Simulation of the Icing Surfaces of the Cylinder and Profile. *GAMM 2013: Book of abstracts* (Novi Sad, 18-20 March, 2013). 2013. P. 298.

25. Alekseyenko S.V. Numerical Simulation of the Icing Surfaces of the Cylinder and Profile. *PAMM 2013*. 2013. Vol. 13, Issue 1. P. 299–300. DOI: <https://doi.org/10.1002/pamm.201310145>.

26. Prykhodko A.A., Alekseyenko S.V. Mathematical Modeling of Ice Profile Icing. *Methods of Discrete Singularities in Problems of Mathematical Physics: Proceedings of the XVI International Symposium, Kharkiv-Kherson, 2013*. P. 333–336.

27. Prykhodko A.A., Alekseyenko S.V. Numerical Modeling of the Processes of Formation of "Barrier" Ice And Its Influence on the Aerodynamic Characteristics of the Wing Profile. *Models and Methods of Aerodynamics: Materials of the Thirteenth International School-Workshop*. Ed. TsAGI, Yevpatoriya, 2013. P. 187–188.

28. 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: <https://doi.org/10.4271/2015-01-2118>. (SCOPUS)

29. Prykhodko A.A., Alekseyenko S.V. Experimental Research and Mathematical Modeling of Physical Processes During Icing of Aerodynamic Surfaces. *XV Minsk International Heat and Mass Transfer Forum: Abstracts of Reports and Reports* (Minsk, May 23-26, 2016). Minsk, 2016. P. 386–389.

30. Prykhodko A.A., Alekseyenko S.V. Mathematical Modeling of Aircraft Icing Processes. *Differential Equations and Problems of Aerohydromechanics and Heat Transfer: Theses of the All-Ukrainian Scientific Conference*. Dnipro, 2016. C. 83–84.

31. Alekseyenko S.V., Prykhodko A.A. Icing of Aerodynamic Surfaces: the Effect of Surface Roughness on the Aerodynamic Characteristics of a Profile. *Computer Hydromechanics: abstracts*. Kyiv: IHM NASU, 2016. P. 6–7.

32. Prykhodko A.A., Alekseyenko S.V. Modeling of the Process of Icing of Aerodynamic Profiles. *Avia-2017: Materials XIII International Scientific Conference*, April 19-21, 2017, Kyiv. C. 22.1–22.5.

33. Nedviga D.V., Alekseyenko S.V. Investigation of modes of icing of aircraft. *Man and Space: Proceedings of the XIX International Youth Scientific and Practical Conference*. Dnipropetrovsk, 2017. P. 31.

34. Alekseyenko S.V. Numerical simulation of the airfoils icing processes. *2nd International Conference on Fluid Dynamics & Aerodynamics: Scientific Tracks Abstracts*, Journal of Applied Mechanical Engineering. Rome, Italy. 19-20 October, 2017. Vol. 6, Issue 5. P. 33. DOI: [10.4172/2168-9873-C1-011](https://doi.org/10.4172/2168-9873-C1-011).

35. Nedviga D.V., Alekseyenko S.V. Study of the Freezing Process of a Supercooled Surface Water Drop. *Man and Space: Proceedings of the XX International Youth Scientific and Practical Conference*. Dnipro, 2018. P. 36

36. Nekrasov V.E., Alekseyenko S.V. Surface Roughness Modeling in Problems of the Wing Profile Icing. *Man and Space: Proceedings of XXI International Youth Scientific and Practical Conference*. Dnipro, 2019. P. 34.

37. Alekseyenko S.V. Numerical Modeling of the Process of Ice Growth on Aerodynamic Surfaces in Three-Dimensional Formulation. *Space Technology: Present and Future: Abstracts of the 7th International Conference*. Dnipro, 2019. P. 26.

Published scientific works wich additionally reflecting results of thesis

38. Prykhodko A.A., Alekseyenko S.V. Computer Simulation of the Processes of Ice Growth on the Surface of NACA 0012 Profile. *Modern Science*. 2013. №1(12). P. 48–54.

39. Prykhodko A.A., Alekseyenko S.V. Icing in the Cumulus and Stratus Clouds. *Computer-Assisted Technology Control and Control of Rocket and Space Technology: monograph / under the general editorship of prof. V. Malaychuk* Dnipro: Lyra, 2018. 344 p.

Зміст

Вступ	30
Розділ 1 Аналіз сучасного стану питання	41
1.1 Метеорологічні умови при яких можливе зледеніння	41
1.1.1 Види хмар, в яких можливе зледеніння	41
1.1.2 Параметри, які впливають на інтенсивність зледеніння ...	43
1.1.3 Умови шаруватих та купчастих хмар	51
1.1.4 Відповідність результатів чисельного та експериментального моделювання умовам Додатку С.....	57
1.1.5 Умови замерзаючої мжички, замерзаючого дощу	58
1.1.6 Умови змішаних хмар	63
1.1.7 Типи криги і її вплив на польотні характеристики	68
1.2 Огляд експериментальних та теоретичних досліджень, присвячених проблемі зледеніння літальних апаратів	70
1.2.1 Початковий етап досліджень проблеми зледеніння	71
1.2.2 Перші теоретичні дослідження процесів зледеніння	73
1.2.3 Дослідження, які проводилися з 1978 по 1994 роки	74
1.2.4 Сучасний стан питання	79

	25
1.3 Огляд існуючих моделей та методів розрахунку зледеніння аеродинамічних поверхонь	85
1.4 Вплив зледеніння на літальний апарат	91
1.5 Системи захисту від зледеніння	93
1.6 Основні проблеми, як виникають при розробці систем захисту від зледеніння	97
1.7 Мета роботи	99
Розділ 2 Експериментальні дослідження процесу зледеніння	103
2.1 Вступ до розділу	103
2.2 Опис експериментального обладнання	107
2.3 Методологія проведення експерименту	108
2.4 Взаємодія переохолоджених крапель води з поверхнею зледеніння	111
2.4.1 Взаємодія крапель води з обтічною поверхнею без зледеніння	111
2.4.2 Початковий етап процесу зледеніння обтічної поверхні ...	113
2.4.3 Процес зледеніння в області точки гальмування	117
2.4.4 Процес зледеніння на віддаленні від точки гальмування ...	118
2.5 Структура крижаних наростів	126
2.6 Замерзання нерухомої поверхневої краплі	127
2.7 Висновки до розділу	138
Розділ 3 Опис програмно-методичного забезпечення для моделювання та розрахунку процесу зледеніння аеродинамічних поверхонь	141
3.1 Вступ до розділу	141

3.2	Основні припущення, покладені в основу опису процесу обмерзання аеродинамічних поверхонь	142
3.3	Рівняння масового балансу	147
3.3.1	Випарувана або сублімована маса з поверхні зледеніння ...	153
3.3.2	Маса рідини, унесена зовнішнім потоком з поверхні зледеніння	160
3.4	Рівняння теплового балансу	162
3.4.1	Визначення конвективного теплообміну	168
3.4.2	Визначення шорсткості поверхні	173
3.5	Висновки до розділу	180
Розділ 4 Математична модель опису руху повітряно-крапельного потоку		182
4.1	Вступ до розділу	182
4.2	Математична постановка	183
4.2.1	Опис зовнішнього повітряно-крапельного потоку	183
4.2.2	Методика розв'язання вихідних рівнянь	199
4.3	Модель турбулентності	201
4.3.1	Базова модель турбулентності <i>Spalart-Allmaras</i>	202
4.3.2	Модель турбулентності <i>DES</i>	204
4.3.3	Моделювання шорсткості поверхні	204
4.3.4	Модифікація моделі турбулентності <i>Spalart-Allmaras</i> ...	207
4.3.5	Ламінарно-турбулентний перехід	209
4.4	Початкові та граничні умови	210
4.5	Алгоритм розрахунку	215
4.6	Висновки до розділу	215

Розділ 5 Тестування та верифікація розробленого програмно-методичного забезпечення	217
5.1 Вступ до розділу	217
5.2 Обтікання профілю NACA 0012	218
5.3 Обтікання крила ONERA M6	225
5.4 Висновки до розділу	228
Розділ 6 Аналіз результатів моделювання процесів зледеніння аеродинамічних поверхонь	229
6.1 Вступ до розділу	229
6.2 Зледеніння у вигляді шорсткості	231
6.2.1 Відомі експериментальні та теоретичні дослідження впливу шорсткості на зовнішній потік	231
6.2.2 Теплообмін на поверхні зледеніння	238
6.2.3 Вплив шорсткості поверхні на структуру течії	247
6.2.4 Аеродинамічні характеристики шорсткого профілю	247
6.3 «Бар'єрна» крига	252
6.3.1 Відомі експериментальні та теоретичні дослідження впливу «бар'єрної» криги на зовнішній потік	253
6.3.2 Основні результати теоретичних досліджень	261
6.3.3 Вплив висоти наростів «бар'єрної» криги на структуру потоку	263
6.3.4 Вплив положення наростів «бар'єрної» криги на структуру потоку	263
6.4 Великі нарости криги	271
6.4.1 Відомі експериментальні та теоретичні дослідження впливу «рогоподібних» крижаних наростів на зовнішній потік	271

6.4.2	Відомі експериментальні та теоретичні дослідження впливу «гладких» крижаних наростів на зовнішній потік ..	278
6.4.3	Розподіл масових та теплових потоків вздовж поверхні зледеніння	281
6.4.4	Вплив параметрів повітряно-крапельного потоку на форму крижаних наростів	290
6.5	Зледеніння крила зі скосом потоку	298
6.6	Вплив наростів на аеродинамічні характеристики профілю крила	300
6.6.1	Експериментальні дослідження	301
6.6.2	Чисельні розрахунки	308
6.7	Висновки до розділу	313
Розділ 7 Визначення ступеню впливу зледеніння на літальний апарат		316
7.1	Вступ до розділу	316
7.2	Прийняті терміни ступеню зледеніння	317
7.3	Відомі підходи до визначення ступеню впливу зледеніння	318
7.4	Шляхи вдосконалення системи визначення ступеню впливу зледеніння на літальний апарат	323
7.5	Використання результатів багатопараметричних досліджень	327
7.6	Висновки до розділу	334
Висновки		335
Список використаних джерел		338
Додаток А		359
Додаток Б		360

Додаток В	361
Додаток Г	362
Додаток Д	364
Додаток Е	367

Вступ

Зледеніння літальних апаратів в польоті – загальновизнана 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 ступінь впливу криги, що наростає, на аеродинамічні характеристики літального апарату, його керованість і експлуатаційні характеристики залежить від місця розташування, кількості і типу криги, а також від розмірів та 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, а також елементів хвостового оперення, втрата поздовжньої стійкості та, відповідно, раптова втрата керованості. Крім того, крижаний шар, що утворюється, руйнує гладку структуру течії, викликає втрату тяги, зростання турбулентного сліду, збільшення лобового опору, призводить до збільшення ваги. Причому збільшення ваги літального апарату грає вторинну роль в порівнянні з негативними ефектами, викликаними змінами режиму обтікання.

Обґрунтування вибору теми дослідження. Розробка систем захисту від зледеніння і 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 моделюючих умови зледеніння; чисельні методи.

При цьому необхідно зазначити, що льотні випробування є найбільш достовірним засобом досліджень, але вони мають деякі істотні недоліки: окрім їх надзвичайно високої вартості, в даному випадку не є вичерпним і достатньо інформативним інструментом, оскільки, з одного боку, існують труднощі із визначенням місця розташування хмар, які викликають зледеніння і забезпеченням повторюваності умов експерименту, а з іншого боку, беручи до уваги небезпеку ситуації, значно звужується діапазон прийнятних умов для експерименту, особливо за наявності в атмосфері великих переохолоджених крапель. Наземні експериментальні методи також вимагають використання дорогого і складного устаткування – охолоджуваних високошвидкісних аеродинамічних труб, які обладнані системою відтворення умов, що викликають зледеніння. Такі методи, хоча і дозволяють значно розширити діапазон досліджуваних параметрів, однак, в свою чергу, 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, 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, що дозволяють моделювати процеси зледеніння (LEWICE, ONERA, CANICE та ін.), в яких, як правило, зовнішній повітряно-

крапельний потік описується за допомогою рівнянь потенціалу і траєкторної моделі, а опис процесу наростання криги заснований на підході, запропонованому в 1965 році Messinger, з використанням напівемпіричних залежностей. Такі методики мають обмежене застосування в разі 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. Необхідно також відзначити, що використання цих програмних продуктів передбачає прийняття ліцензійних умов розробника і може містити обмеження для використання останніх версій продукту в Україні.

Таким чином, для забезпечення безпеки польотів літальних апаратів, що розробляються, в несприятливих метеорологічних умовах є актуальною проблема розвитку чисельних методик і моделей, які б дозволяли для певної конструкції та розмірів літального апарату оцінювати небезпеку польоту в заданих метеорологічних умовах (в рамках, що відповідають визначеним Авіаційними правилами Міждержавного авіаційного комітету, частина 25, сертифікаційними специфікаціями Європейського агентства з безпеки польотів, а також Додатками С і О розділу 14 Зведення нормативних актів Федерального управління цивільної авіації США, частина 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» (№ державної реєстрації 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» (№ державної реєстрації 0116U001524).

Основною метою дисертаційної роботи є розробка наукових і 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.

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.

Методи дослідження. 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.

Наукова новизна отриманих результатів:

– Вперше в аеродинамічній трубці, що відтворює умови зледеніння, з використанням високошвидкісної фотокамери, проведено комплексні дослідження процесу зледеніння аеродинамічних поверхонь: виявлено 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 результатів 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 природніх і штучних умовах зледеніння, а також наземними експериментами для моделювання процесу наростання 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 можуть знайти застосування при проектуванні систем протизледеніння, забезпеченні безпеки польотів, в процесі сертифікації літальних апаратів для польоту в умовах зледеніння, розслідуванні авіаційних подій.

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 складі групи дослідників при 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.Є. 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);
- XIX міжнародному симпозіумі "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 та обсяг дисертаційної роботи. Дисертація складається з анотації українською та англійською мовами, 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.

У Вступі розкрито сутність і стан наукової проблеми, обґрунтовано важливість і актуальність теми дисертації, викладено мету роботи і сформульовано основні положення, які виносяться на захист, аргументовано наукову новизну і практичну цінність отриманих результатів. У Розділі 1 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, що виникають, на характеристики літального апарату. Розглянуто правила польотів в умовах зледеніння, прийняті Авіаційними правилами Міжнародного авіаційного комітету. Проаналізовано вплив зледеніння на літальний апарат. Наведено класифікацію систем захисту від зледеніння. Виконано історичний огляд проведених експериментальних та теоретичних досліджень, присвячених проблемі зледеніння літальних апаратів, досліджено сучасний стан питання, виконано огляд моделей і методів розрахунку зледеніння аеродинамічних поверхонь та чисельних методів розрахунку стисливих і нестисливих течій. Перелічено основні проблеми, які виникають при розробці систем захисту від зледеніння. За результатами огляду визначено мету роботи, обрано і обґрунтовано напрями досліджень. У Розділі 2 представлено результати експериментальних досліджень, присвячених вивченню процесу замерзання 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. Дослідження були проведені в Інституті адаптотроніки і функціоінтеграції технічного університету Брауншвейга на установці, що моделює умови зледеніння. На основі проведених експериментів вдосконалено методику моделювання наростання криги, яку було розроблено з використанням методу поверхневих контрольних об'ємів та представлено у Розділі 3. Також наведено методику визначення конвективного теплообміну поверхні зледеніння з потоком, що набігає, розглянуто можливі підходи до моделювання та визначення шорсткості поверхні зледеніння. У Розділі 4 наведено рівняння, що описують зовнішній потік і переохоложені крапельки води, граничні і початкові умови. Розглянуто чисельний метод розв'язання рівнянь Нав'є-Стокса, а також алгоритми моделювання турбулентності. Розглянуто основні підходи до моделювання шорсткості і запропоновано використовувати модифіковану модель турбулентності Spalart-Allmaras з корекцією для шорсткої стінки. Розділ 5 присвячено тестуванню та верифікації

розроблених методик і програмного забезпечення. У Розділі 6 представлені основні розрахункові результати проведених досліджень. В якості характерних форм криги, що наростає, в роботі виділені і розглянуті: шорсткість, «бар'ерна» крига, а також великі нарости пухкої, склоподібної або змішаної криги. На прикладах профілю та крила проаналізовано вплив криги на структуру потоку та аеродинамічні характеристики. Проілюстровано закономірності зміни форм крижаних наростів в залежності від температури, водності, швидкості потоку, що набігає, діаметра переохолоджених крапель. Проведено системні багатопараметричні дослідження в широкому діапазоні льотних та метеорологічних параметрів, результати яких представлені у вигляді чотирипараметричних номограм, що дозволяють швидко оцінювати небезпеку виникнення зледеніння в заданих умовах. В Розділі 7 наведено загальноприйнятту систему оцінки ступеня зледеніння та підходи, які використовуються при визначенні ступеню впливу зледеніння на літальний апарат. Перелічено недоліки цієї системи, розглянуто шляхи її вдосконалення, та запропоновано зміни із застосуванням отриманих результатів проведених досліджень. Нова система може бути співвіднесена з правилами, прийнятими в нормативній документації, в залежності від ступеня зледеніння, наявності системи захисту від зледеніння і її типу. У висновках перераховано основні результати дисертаційної роботи. Далі наведено список використаних джерел. В Додатку А наведено список наукових публікацій здобувача за темою дисертації, а також відомості про апробацію результатів дисертації.

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

Розділ 1

Аналіз сучасного стану питання

1.1 Метеорологічні умови при яких можливе зледеніння

Потужні вертикальні потоки вологого теплого повітря, безперервне перемішування повітряних мас в атмосфері з різними температурами і тиском, зниження температури і тиску повітря з висотою, обумовлюють зміну концентрації вологи, сприяють конденсації водяної пари і формуванню хмар, туману, дощу, снігу або граду [1].

При певних умовах краплі води, що містяться в хмарах, можуть перебувати в переохолодженому стані. Зазвичай, зледеніння літальних апаратів відбувається під час польоту в такому середовищі, яке містить краплі води в рідкому стані при від'ємній температурі навколишнього середовища – в хмарах або в умовах переохолодженого дощу.

1.1.1 Види хмар, в яких можливе зледеніння

Морфологічна класифікація хмар [2] включає в себе десять основних форм, які, в свою чергу, поділяються на види і різновиди. При цьому форма хмар характеризується їх зовнішнім виглядом і структурою: хмари можуть являти собою окремі ізольовані маси або суцільний покрив, вони можуть бути волокнистими, однорідними або мати інші особливості будови, нижня

поверхня – рівною, у вигляді розірваних клаптів, хмари можуть бути щільними або тонкими.

Залежно від висоти нижньої основи розрізняють три яруси хмар: верхній, середній і нижній (рис. 1.1). До окремої групи можна віднести хмари інтенсивного вертикального розвитку – купчасті, купчасто-дощові [1].

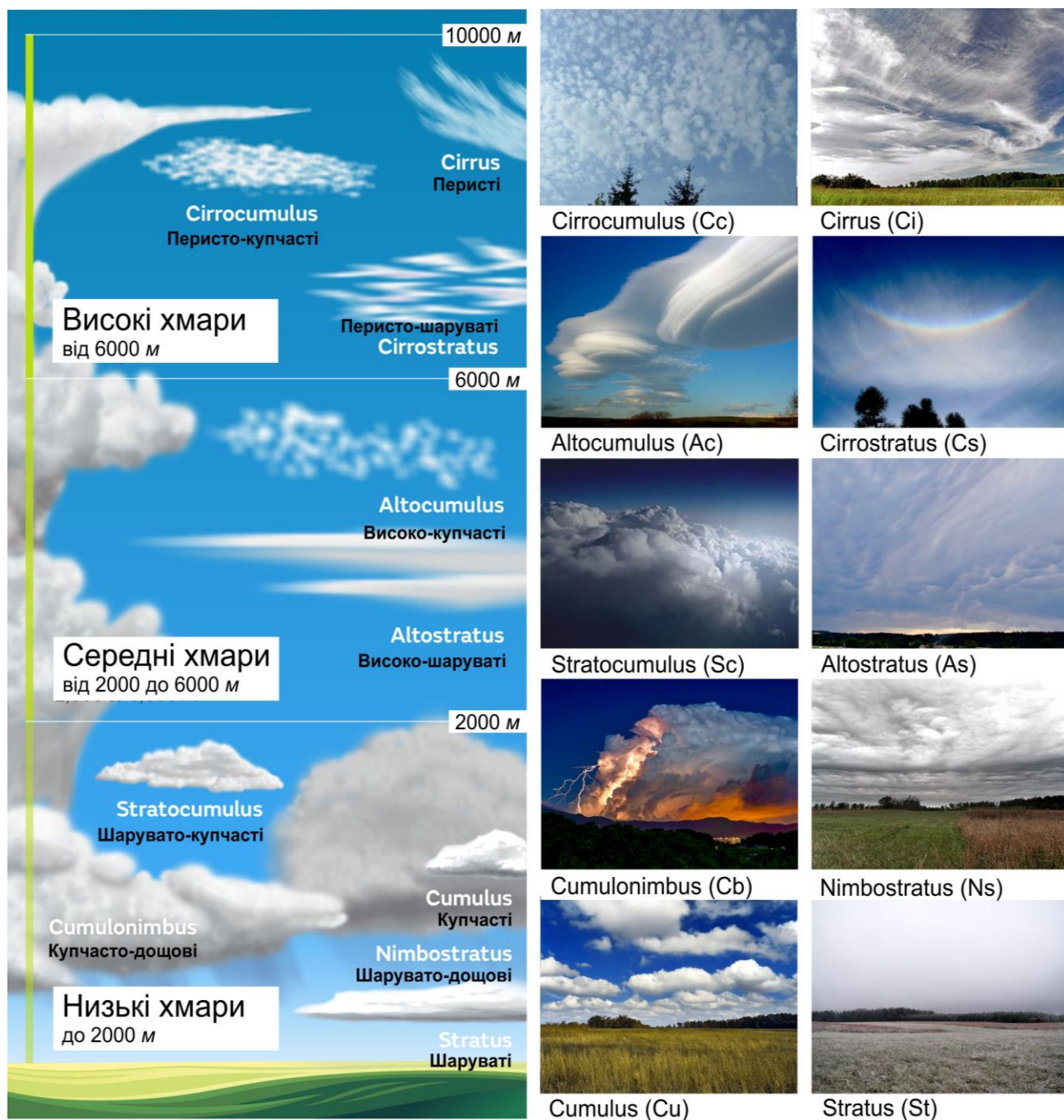


Рис. 1.1 Типи хмар в атмосфері [2]

В цілому вважають, що зледеніння є найбільш імовірним під час польоту в хмарах нижнього ярусу, імовірним в хмарах середнього ярусу і малоімовірним в хмарах верхнього ярусу. При цьому до основних видів хмар, в яких можливе зледеніння відносять купчасті, шаруваті хмари і опади [1-5].

Купчасті хмари складаються переважно з переохолоджених крапель води при температурах близько $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$. Тільки що сформовані частини хмар містять більшу кількість рідких крапель, ніж частини вже зрілих хмар. Ризик зледеніння в купчастих хмарах високий в діапазоні температур від $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$. Зледеніння при температурах нижче $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ малоімовірно, оскільки в таких умовах, як правило, відбувається спонтанна кристалізація переохолоджених крапель. З іншого боку, висхідні потоки можуть переносити краплі води вгору, збільшуючи їх розмір, тому ризик обмерзання при польоті в купчастих хмарах високий в широкому діапазоні висот [3].

У шаруватих хмарах переважають водяні крапельки з температурою близько $15\text{ }^{\circ}\text{C}$. Виникнення шаруватих хмар пов'язане з активним фронтом або орографічним підйомом вологого морського потоку повітря, що підвищує ймовірність обмерзання при більш низьких, ніж зазвичай, температурах. Безперервний висхідний рух повітря призводить до більшого вмісту рідини в хмарах [3].

Краплі дощу або мжичка з будь-якого типу хмар викликають зледеніння при контакті з поверхнею, що має температуру нижче $0\text{ }^{\circ}\text{C}$. Імовірність зледеніння з утворенням великих наростів складної форми найбільш висока при польоті в дощі при температурах, близьких до нуля [3].

Високі, або перисті хмари, які знаходяться на висоті близько $6\ 000\text{ м}$, складаються з крижаних кристалів, які не викликають намерзань на холодній поверхні літака, тому ризик появи зледеніння на таких висотах незначний [1,3].

1.1.2 Параметри, які впливають на інтенсивність зледеніння

У загальному випадку, інтенсивність зледеніння залежить від швидкості польоту, кута атаки, геометрії літального апарату, його розмірів, форми

передніх кромок обтічних поверхонь і метеорологічних умов. При моделюванні процесів зледеніння необхідно розглядати всі режими польоту (зліт, набір висоти, крейсерський режим, зниження, посадка) у відповідності до можливих конфігурацій керуючих поверхонь, кутів атаки і метеорологічних умов. Основними метеорологічними параметрами, від яких залежить інтенсивність зледеніння, є [1,3]:

- кількість сконденсованої води, яка міститься в одиниці об'єму хмари (водність, LWC);
- температура повітря (T);
- розмір водяних крапель.

Водність залежить від температури і може сильно коливатися як для однієї і тієї ж форми хмар, так і в одній і тій самій хмарі. На практиці зазвичай використовуються величини водності, усереднені по великим ділянкам, протяжністю в декілька кілометрів. Максимальне значення усередненої водності залежить від протяжності розглянутих хмарних мас. Необхідно відзначити, що сконденсована волога в атмосфері може перебувати в рідкому (як при позитивних, так і від'ємних температурах) і кристалічному стані [1].

Зі зниженням температури водність зменшується, і імовірність зледеніння знижується.

Спостереження показують [1], що спочатку, при відносно невеликих від'ємних температурах повітря (до $-15\text{ }^{\circ}\text{C}$), хмари можуть складатися тільки з одних переохолоджених крапель – для того, щоб замерзнути в таких умовах, переохолоджена крапля повинна увійти в контакт з маленькою частинкою, яку називають ядром кристалізації. Оскільки до початку процесу масової кристалізації кількість таких частинок відносно невелика, то, відповідно, вірогідність кристалізації переохолоджених хмарних крапель є невеликою. При більш низьких температурах спостерігається більш інтенсивна кристалізація переохолоджених крапель – кількість ядер кристалізації збільшується, причому замерзають в першу чергу найбільш великі краплі. Потім, при досягненні певної температури (до $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$), спостерігається різка спонтанна мимовільна

кристалізація хмарних крапель, для цього вже навіть не потрібна наявність ядер кристалізації, відбувається практично повна їх кристалізація. Температура спонтанної кристалізації залежить від розміру переохолоджених крапель, швидкості охолодження, складу домішок, зовнішніх умов. Тому на великих висотах зледеніння зустрічається рідко, оскільки краплі в хмарах вже, як правило, заморожені. Вірогідність знаходження крапель в переохолодженому стані в залежності від температури проілюстрована на рис. 1.2.

Однак, в купчастих хмарах з сильними підйомними течіями досить великі водяні краплі можуть потрапляти на великі висоти, де можуть стати причиною інтенсивного зледеніння. Таким чином, зона зледеніння може переміщуватися вгору з течіями, що піднімаються, і вниз, з течіями, що опускаються, часто на сотні і тисячі метрів. Це означає, що існує потенційна можливість виникнення зледеніння практично на будь-яких висотах [1].

При цьому візуально хмари, що складаються з водяних крапель, характеризуються виразними краями, а ті, що складаються з крижаних кристалів – нечіткими, розмитими.

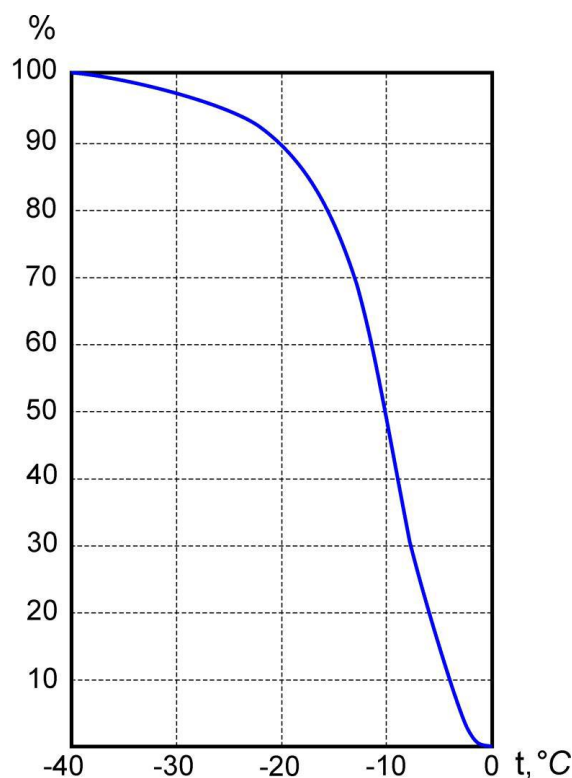


Рис. 1.2 Вірогідність кристалізації переохолоджених хмарних крапель у залежності від температури [1]

Температура повітря. Відомі експериментальні дослідження показують, що зміна дійсного значення температури з висотою може значно відрізнятись від параметрів стандартної атмосфери [4]. Так, в залежності від широти і пори року, на висотах до 1 км вона може змінюватися в діапазоні від $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $+30\text{ }^{\circ}\text{C}$, а на висоті 10 км – від $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $-70\text{ }^{\circ}\text{C}$ (рис. 1.3).

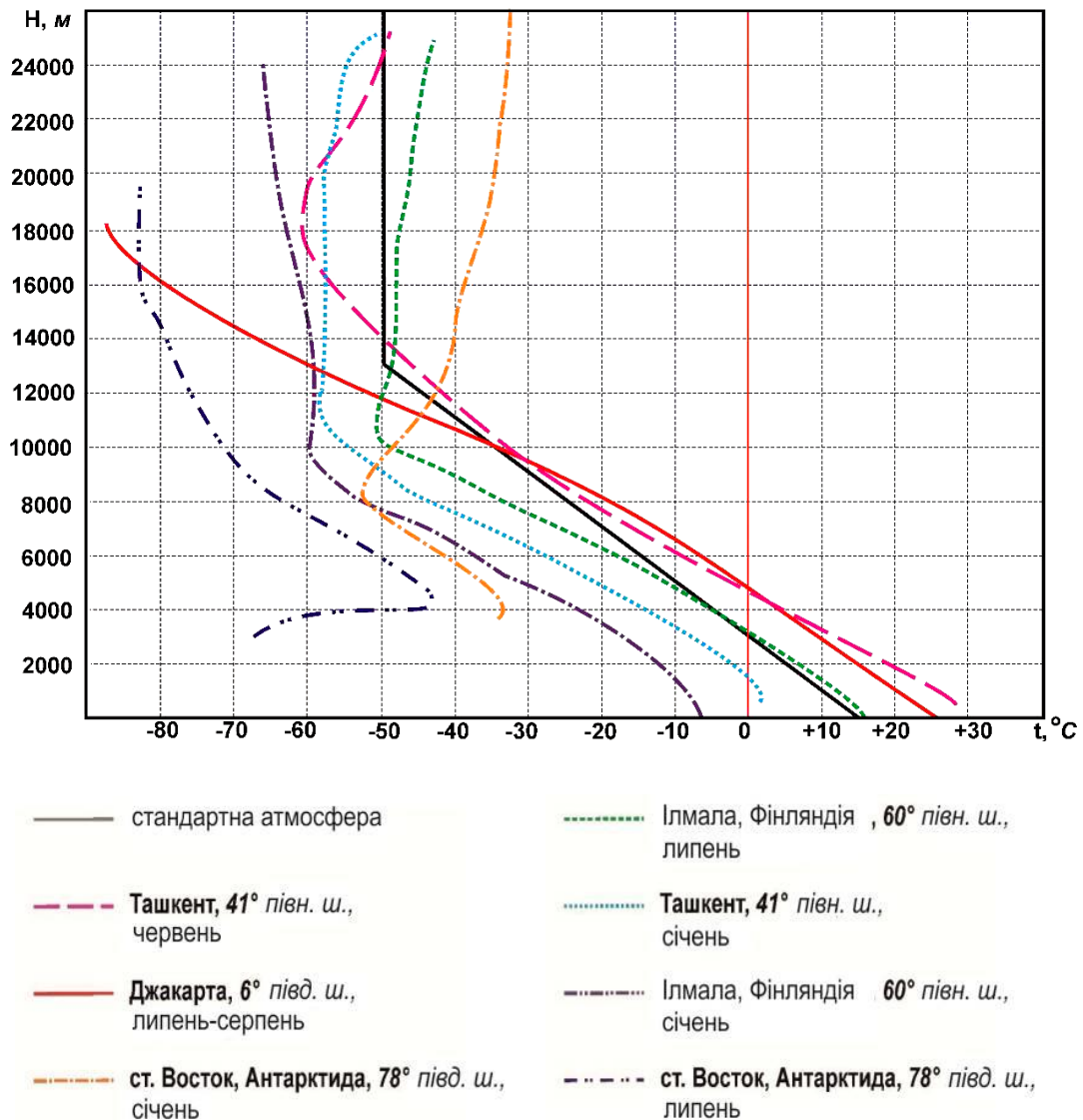


Рис. 1.3. Залежність температури повітря від висоти

Розмір водяних крапель. В хмарі зледеніння містяться переохоложені краплі різних розмірів – від кількох до десятків мікрометрів, а під час дощу або мжички – сотень мікрометрів [1]. Для оцінки розміру крапель, що містяться в хмарі, на практиці часто використовують *середній об'ємний діаметр (MVD)*, який визначається таким чином, що 50% крапель загального об'єму води, що

міститься в одиниці об'єму хмари, має діаметр більший, а 50% – менший, ніж MVD . Значення цієї величини отримують шляхом фактичних вимірювань розмірів крапель. На практиці також використовують *середній ефективний діаметр (MED)*, який є розрахунковою величиною і отримується діленням загального об'єму рідкої води, що міститься в краплях, навпіл. Це значення, на відміну від MVD , розраховується з припущення справедливості закону розподілу розміру крапель *Langmuir* (табл. 1.1) [5]. Де розміри крапель розподілені на сім інтервалів з відповідною часткою водності. Кожному інтервалу поставлено у відповідність середнє, для цього інтервалу, значення діаметру крапель d_i . Закон розподілу задається показником: $A = (d_i/MVD)^0$; $B = d_i/MVD$; $C = (d_i/MVD)^{1,5}$; $D = (d_i/MVD)^2$; $E = (d_i/MVD)^{2,5}$. Для випадків, коли значення MVD не перевищує 50 мкм, зазвичай приймають закон розподілу *LangmuirD* [6].

У більшості практичних випадків величини MVD і MED можна вважати однаковими [6].

Таблиця 1.1 Закон розподілу розміру крапель *Langmuir* [5]

Фракційна LWC у кожній групі розмірів, %	Закон розподілу <i>Langmuir</i>				
	A	B	C	D	E
5	1,00	0,56	0,42	0,31	0,23
10	1,00	0,72	0,61	0,52	0,44
20	1,00	0,84	0,77	0,71	0,65
30	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00
20	1,00	1,17	1,26	1,37	1,48
10	1,00	1,32	1,51	1,74	2,00
5	1,00	1,49	1,81	2,22	2,71

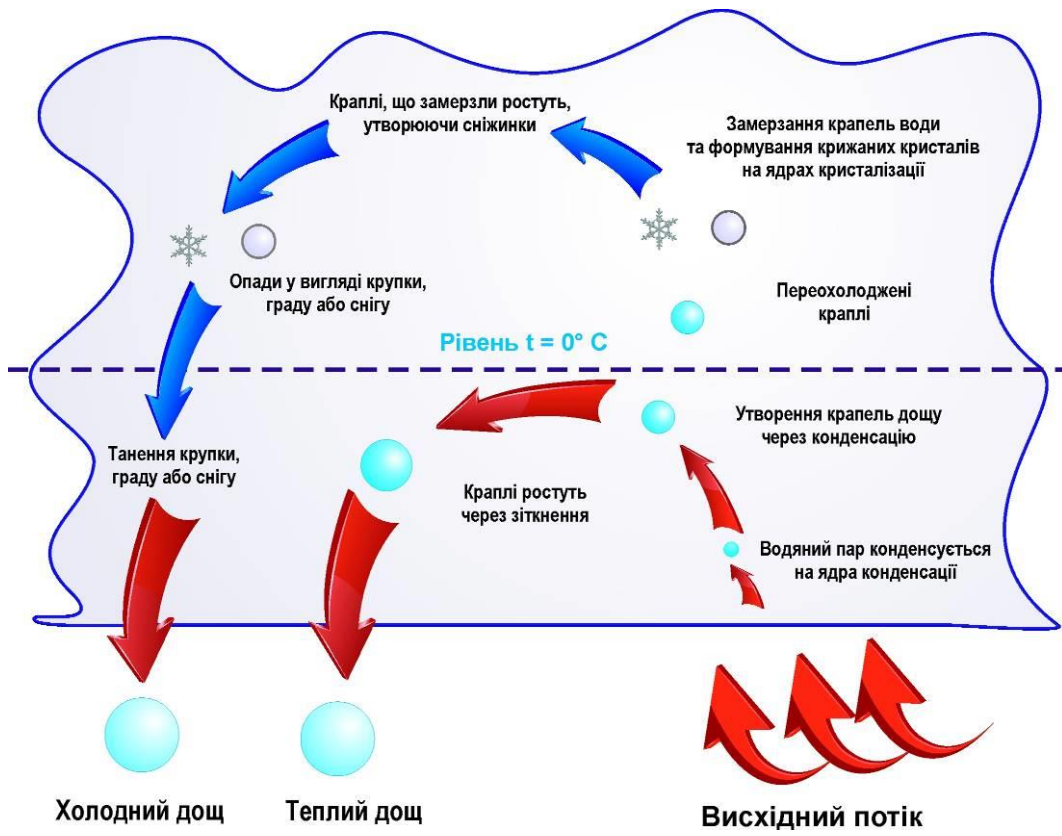
Часто, узагальнюючи, вважають, що *MED* переохолоджених крапель, що містяться в купчастих хмарах, становить 22 мкм, в шаруватих хмарах – 14 мкм [1].

Також в атмосфері можливе виникнення умов, коли утворюються більш великі переохолоджені краплі, що містяться в дощі або мжичці, які називають великими переохолодженими краплями (*SLD*) і мають розміри 50...1000 мкм. Коалесценція за допомогою зіткнень і температурна інверсія є основними механізмами виникнення *SLD* і тісно пов'язані з природою виникнення опадів [7].

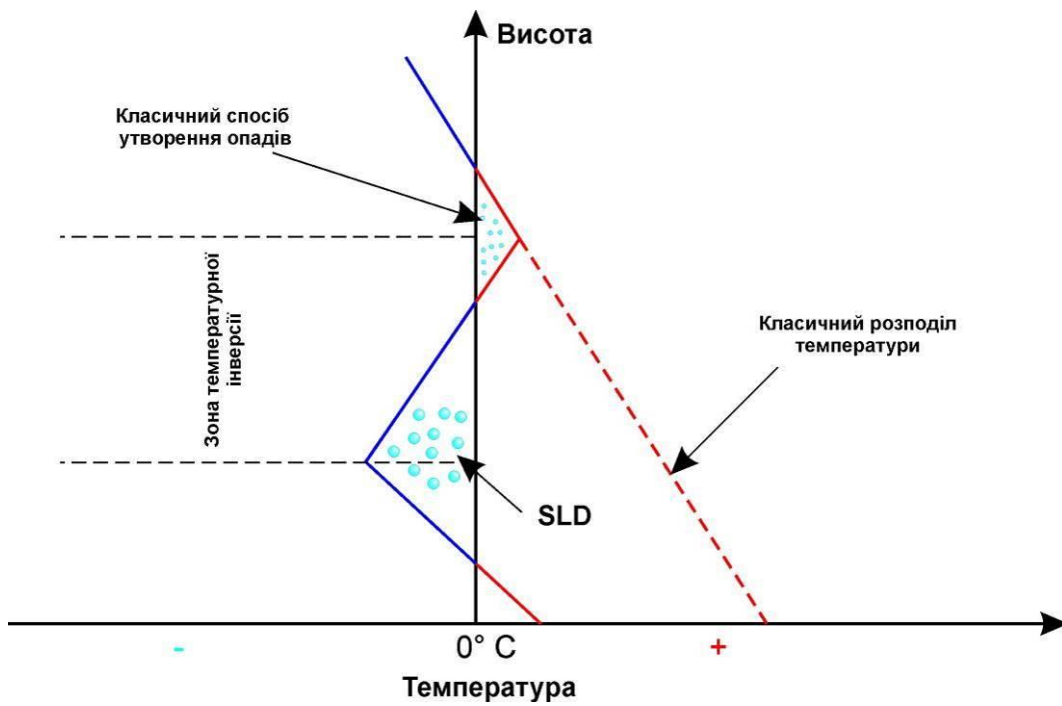
Причиною цих явищ є вологе повітря висхідних потоків. Так як повітря підіймається в більш холодне навколишнє середовище, волога осідає на дрібні частинки, які є ядрами конденсації, формуючи водяні краплі, які можуть значно збільшуватися в розмірах за допомогою зіткнень і, підіймаючись в зону з температурами, близькими до температур замерзання та нижче, ставати переохолодженими (рис. 1.4 а). Потім, ці краплі можуть або відразу випадати на землю у вигляді «теплого» дощу, або, в разі досить інтенсивних висхідних потоків, продовжити підйом і замерзнути, утворивши крижані кристали або сніг і, тільки потім, розтанути і випадати вже у вигляді «холодного» дощу. У свою чергу, ці водяні краплі, сформовані при таненні на більшій висоті, можуть потрапляти в зони, що мають температуру нижче нуля (температурної інверсії) і ставати переохолодженими (рис. 1.4 б) [7].

Типами хмар, в яких можливе утворення великих переохолоджених крапель, є:

- потужні купчасті – коли великі краплі, що утворюються в результаті коалесценції, все ще уносяться потужними висхідними потоками вгору, хмара продовжує залишатися однорідною, опади не випадають;



a)



б)

Рис. 1.4. Механізми формування великих переохолоджених крапель (SLD) [7]

- купчасто-дошові, що викликають опади – розвиваються з потужних купчастих хмар, їх нижні рівні складаються в основному з крапель води, а на більш високих рівнях, де температура набагато нижче 0°C , переважають кристалики криги, висота нижньої межі зазвичай нижче 2 000 м;
- грозові хмари.

У розрахунках при розгляді умов зледеніння в шаруватих або купчастих хмарах розмір переохолоджених крапель може бути заданий як *MED* (або *MVD*), або набором фракцій відповідно до деякого закону розподілу, наприклад, *Langmuir* або *Rosin-Rammler*. При розгляді умов мжички і замерзаючого дощу – відповідний закон розподілу, в залежності від типу опадів і значення *MVD* [6].

На практиці, для кількісної оцінки, при проектуванні систем захисту від зледеніння літаків, а також при сертифікації літальних апаратів для польотів в умовах зледеніння, використовують нормативні документи, що містять дані про можливі найбільш несприятливі, з точки зору зледеніння, поєднання параметрів атмосфери. Згідно з прийнятими нормативами, основними типами хмар, в яких можливе виникнення зледеніння є [6, 8, 9, 10]:

- шаруваті і купчасті хмари (умови регламентуються Авіаційними правилами Міжнародного авіаційного комітету, частиною 25; Сертифікаційними специфікаціями (SC-25, Додаток С) Європейського агентства з безпеки польотів, 14 розділом Зведення нормативних актів Федерального управління цивільної авіації США, частиною 25, Додатком С і частиною 29, Додатком С);
- умови замерзаючої мжички і замерзаючого дощу (регламентуються Сертифікаційними специфікаціями (SC-25, Додаток О) Європейського агентства з безпеки польотів, 14 розділом Зведення нормативних актів Федерального управління цивільної авіації США, частиною 25, Додатком О);

Оскільки зміст параграфу 25 і Додатка С Авіаційних правил гармонізовано з відповідними Нормами льотної придатності Федерального управління цивільної авіації США, частиною 25 і Сертифікаційними специфікаціями (SC-25) Європейського агентства з безпеки польотів, а умови при наявності SLD не визначені Авіаційними правилами, в роботі розглянуті умови і правила використання Норм льотної придатності Федерального управління цивільної авіації США, частиною 25, Додатком С, частиною 29, Додатком С і Додатком О.

1.1.3 Умови шаруватих та купчастих хмар

Згідно 14 розділу Зведення нормативних актів Федерального управління цивільної авіації США, частини 25, Додатку С і частини 29, Додатку С для того, щоб літак відповідав сертифікаційним вимогам, його система захисту від зледеніння повинна гарантовано забезпечувати безпеку польоту в найбільш несприятливих умовах зледеніння, максимальні величини і можливий діапазон значень яких наведені в цих Додатках [11].

Додатки використовуються для вибору комбінацій величин основних параметрів, що впливають на інтенсивність зледеніння, при проектуванні систем захисту від зледеніння і складаються з шести номограм.

Номограми 1–3 (рис. 1.5–1.7) визначають умови максимального безперервного зледеніння, що відповідає умовам польоту в шаруватих хмарах, які приймаються як значущі при проектуванні теплових систем захисту від зледеніння літаків транспортної категорії. Номограми 4–6 (рис. 1.8–1.10) визначають умови максимального короткочасного зледеніння, що відповідає умовам купчастих хмар і які традиційно беруться до уваги при розробці систем захисту несучих поверхонь та елементів двигунів літаків. Номограми містять тільки ті діапазони змінних, які вважаються значущими при проектуванні систем захисту від зледеніння і не є повним описом всіх можливих атмосферних умов [6].

Для будь-якої температури повітря і горизонтальної протяжності зони зледеніння вертикальна протяжність хмари приймається постійною і рівною 2 000 м.

В цілому не існує всеосяжного керівництва по використанню даних про умови зледеніння, що містяться в Зведенні нормативних актів Федерального управління цивільної авіації США, частини 25, Додатку С і частини 29, Додатку С і розробники можуть розглядати можливі поєднання водності, розмірів крапель, температури і протяжності зон зледеніння в залежності від завдання, яке розглядається. Проте, найбільш поширеним прийомом є розгляд традиційно рекомендованого розміру *MED* і температури, що відповідає висоті польоту, і подальше знаходження можливого максимуму *LWC*, використовуючи номограми 1 або 4 [6,9,11].

Вважають, що імовірність знаходження величини *LWC* в межах максимального значення, що визначається кривою на номограмах 1 і 4, для еталонної протяжності і заданої температури становить 99%. При цьому імовірність того, що всі три параметри, які визначаються однією точкою на номограмі можуть бути перевищені одночасно, дорівнює $1/1000$. Максимальні значення можливої *LWC* для температур нижче $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$ ($-22\text{ }^{\circ}\text{F}$) на номограмах 4 і 5 не підтверджені експериментальними даними і продовжені «для повноти». Проте, при розробці систем захисту від зледеніння цей діапазон значень повинен бути розглянутий. На номограмі 4 наведені дані по значеннях *LWC* для температури $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ ($+32\text{ }^{\circ}\text{F}$) в той час як на номограмі 5 максимальне значення температури становить $-3,3\text{ }^{\circ}\text{C}$ ($26\text{ }^{\circ}\text{F}$). Ця неузгодженість пов'язана з відсутністю даних при температурах вище $-3,3\text{ }^{\circ}\text{C}$ ($26\text{ }^{\circ}\text{F}$) на момент проведення досліджень. Вважають, що *LWC* на номограмі 4 для температури $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ ($+32\text{ }^{\circ}\text{F}$) відповідає *LWC* на номограмі 5 для температури $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ ($+32\text{ }^{\circ}\text{F}$) [6,11].

Значення максимально можливої водності *LWC*, отримані за допомогою номограм 1 або 4 безпосередньо, дійсні тільки для еталонних відстаней 32,2 км (17,4 морських миль, далі по тексту *нм*) або 4,8 км (2,6 *нм*), відповідно.

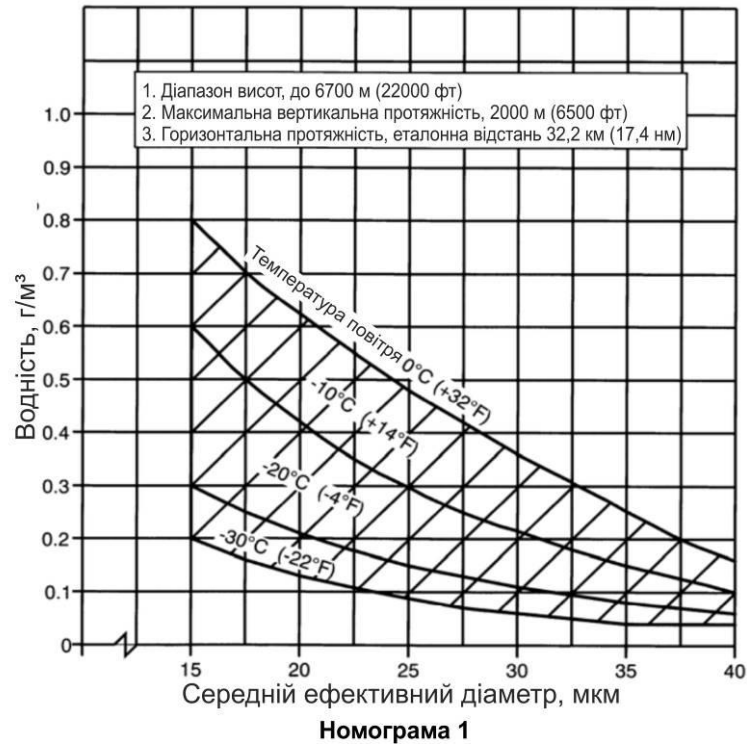


Рис. 1.5. Залежність водності від середнього ефективного діаметру переохолоджених крапель для різних температур в умовах безперервного зледеніння (шаруватих хмар) [6,9]

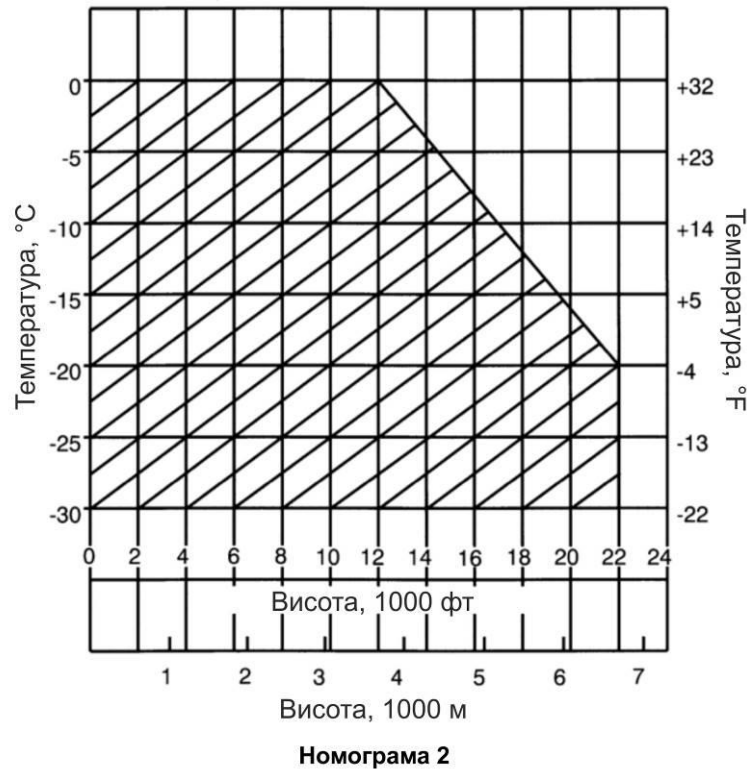
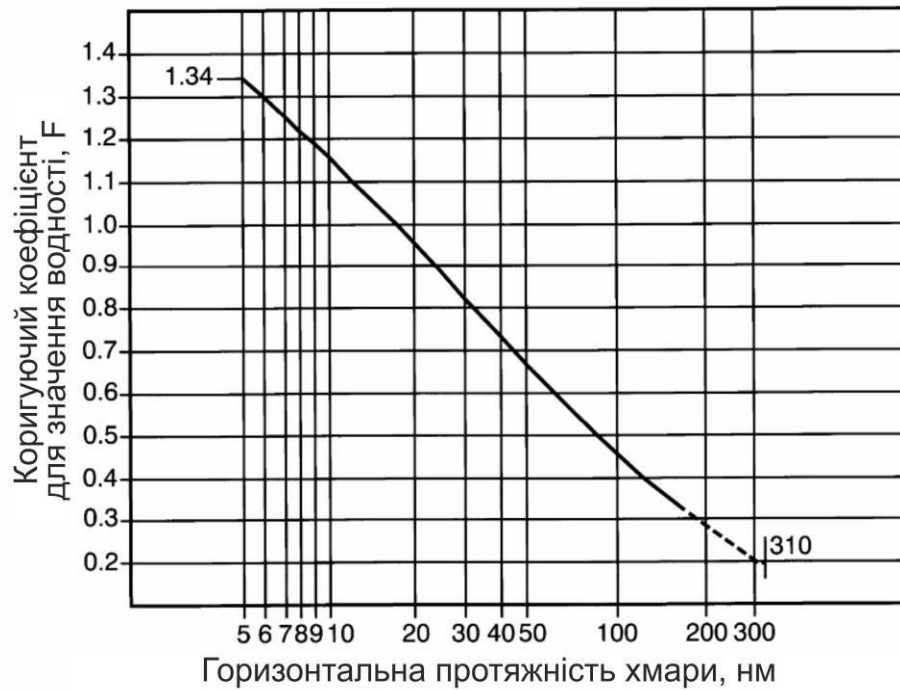
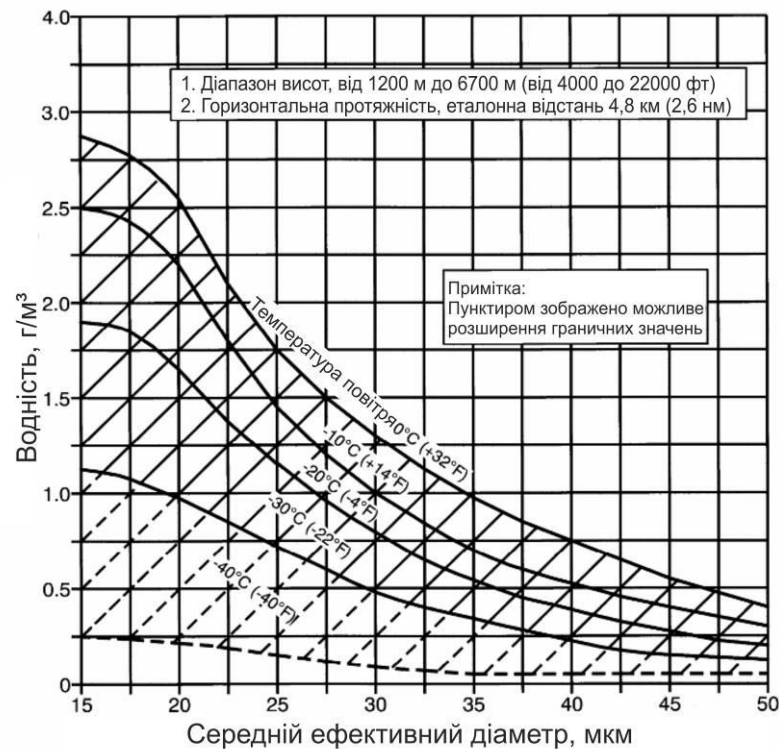


Рис.1.6. Діапазон можливих температур в залежності від висоти в умовах безперервного зледеніння (шаруватих хмар) [6,9]



Номограма 3

Рис. 1.7. Коригуючий коефіцієнт, що враховує протяжність зони безперервного зледеніння (шаруватих хмар) [6,9]



Номограма 4

Рис. 1.8. Залежність водності від середнього ефективного діаметру переохолоджених крапель для різних температур в умовах короткочасного зледеніння (купчастих хмар) [6,9]

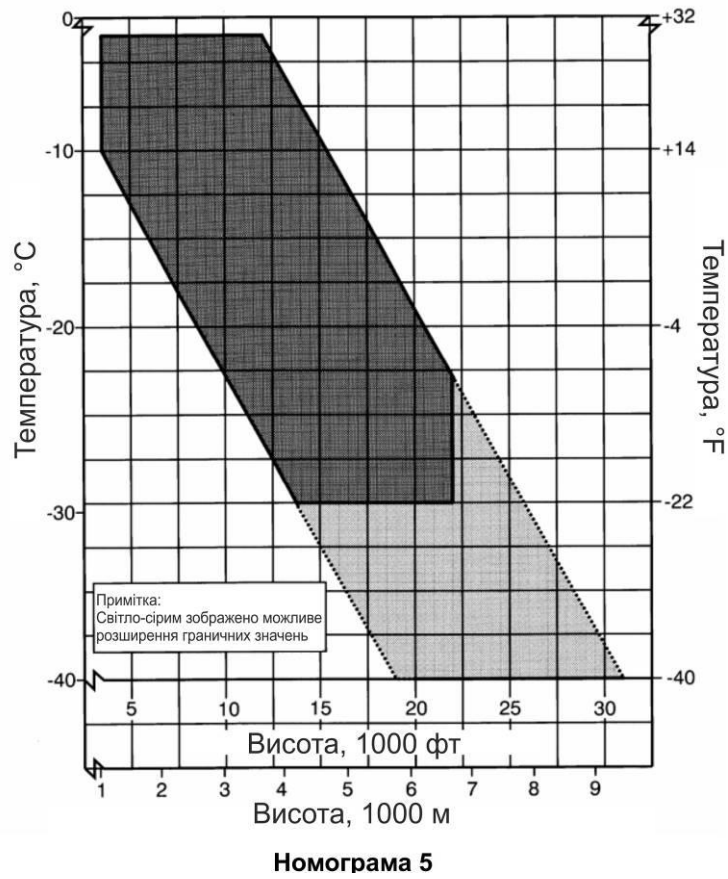


Рис. 1.9. Діапазон можливих температур в залежності від висоти в умовах короткочасного зледеніння (купчастих хмар) [6,9]



Рис. 1.10. Корируючий коефіцієнт, що враховує протяжність зони короткочасного зледеніння (купчастих хмар) [6,9]

У разі необхідності розгляду більшої (або меншої) протяжності зони зледеніння, значення LWC має бути відповідно зменшене (або збільшене) за допомогою коефіцієнта, представленого на графіках 3 або 6. Це пов'язано з тим фактом, що для обох типів хмар, більша відстань, по якій здійснюється усереднення, означає більш низьке значення максимально можливої LWC . Наприклад, щоб знайти максимально можливе значення LWC , усереднене за часом польоту протяжністю $185,2$ км (100 нм) в умовах шаруватих хмар, згідно з графіком 3, необхідно використовувати коригуючий коефіцієнт, що дорівнює $0,46$. Таким чином, для умов шаруватих хмар, в яких MED може бути прийнятий рівним 15 мкм, а температура прийнята рівною -10 °C ($+14$ °F), максимальне середнє значення LWC протягом $185,2$ км (100 нм) має становити $0,46 \times 0,6 \text{ г/м}^3 = 0,28 \text{ г/м}^3$ [6,11].

Вибір протяжності зони зледеніння залежить від задачі, яка розглядається. Однією із найпоширеніших задач є оцінка об'ємів накопиченої криги на незахищених поверхнях літального апарату протягом тривалого польоту в умовах зледеніння, довжиною $180-360$ км ($100-200$ нм). У цьому випадку значення LWC , отримане за допомогою номограми 1, зазвичай зменшується на величину, отриману за допомогою графіка 3 для обраного значення протяжності зони зледеніння. Інша задача – оцінити кількість накопиченої криги на незахищених поверхнях протягом 45 хв. польоту в умовах зледеніння. У цьому випадку значення LWC , отримане за допомогою номограми 1, слід використовувати без будь-якої корекції, припускаючи найгірший сценарій, коли політ відбувається в умовах безперервної хмарності зі значенням максимально можливої LWC , відповідним значенню, усередненому по протяжності $32,2$ км ($17,4$ нм) [6,11].

Розмір переохолоджених крапель пов'язаний з типом хмарності і незначно корелюється з водністю і температурою. Для оцінки меж випадання крапельок на аеродинамічній поверхні рекомендується використовувати значення абсолютного діаметру (не MED) величиною 40 мкм. При цьому вплив протяжності зони зледеніння вважається несуттєвим. Також, зазвичай, для

розрахунку кількості накопиченої криги для протяжності зон зледеніння, рівних еталонним $32,2 \text{ км}$ ($17,4 \text{ нм}$) і більшим, використовують значення $MED = 20 \text{ мкм}$. При цьому для протяжностей зон зледеніння менше $32,2 \text{ км}$ ($17,4 \text{ нм}$) рекомендується розглядати також умови зледеніння і з більшими величинами MED , принаймні до 40 мкм [6,11].

1.1.4 Відповідність результатів чисельного та експериментального моделювання умовам Додатку С

Необхідно відзначити, що точки, які представляють комбінації LWC , MVD і температури, які використовувалися в чисельних розрахунках, а також експериментах, проведених в аеродинамічних трубах, що відтворюють умови зледеніння в льотних випробуваннях, з використанням системи розпилення на літаку, що летить попереду, льотних випробуваннях в природних умовах, не можуть бути безпосередньо нанесені на номограми 1 і 4. Оскільки криві, що відображають залежність LWC від MVD на цих номограмах справедливі тільки для відповідних еталонних протяжностей зон зледеніння. Тобто ніякі значення LWC , усереднені по відмінній від еталонної відстані, не можуть бути коректно нанесені на ці номограми без попереднього перетворення в усереднене значення по протяжності $32,2 \text{ км}$ ($17,4 \text{ нм}$) або $4,8 \text{ км}$ ($2,6 \text{ нм}$), або без зміни масштабування кривих на цих номограмах для узгодження з фактичною протяжністю усереднення. Єдино правильною процедурою при цьому є зміщення по вертикалі кривих LWC , до відповідності фактичної протяжності усереднення [11].

Наприклад, якщо за фактичний час зледеніння усереднення проведено по протяжності $92,6 \text{ км}$ (50 нм), то криві LWC для безперервних максимальних огинаючих повинні бути знижені приблизно на 66% від початкових значень відповідно до значення коригуючого коефіцієнта на графіку 3. Після цього точка, яка відповідає комбінації параметрів зледеніння, може бути коректно нанесена на номограму. Якщо точки даних осереднюються по різним відстаням, криві LWC на номограмах 1 або 4 повинні бути налаштовані по-різному для

кожної точки даних. Тобто, точки даних не можуть бути коректно нанесені на одну і ту ж криву залежності LWC від MVD , якщо тільки вони не мають однакової відстані усереднення [11].

1.1.5 Умови замерзаючої мжички, замерзаючого дощу

Умови зледеніння, що визначаються Додатком О, не змінюють і не скасовують умов зледеніння, що визначаються в частині 25, Додатку С. Додаток О розроблено для визначення репрезентативного середовища зледеніння, що містить великі переохолоджені краплі. Великі переохолоджені краплі, що містяться в замерзаючій мжичці і замерзаючому дощі, не включені в умови, які визначаються Додатком С [12].

Додаток О визначає умови зледеніння як замерзаюча мжичка і замерзаючий дощ за допомогою чотирьох спектрів розмірів крапель, пов'язаних з максимально можливим значенням водності (LWC) (рис. 1.11, 1.14). Нижче наведено чотири спектра розмірів крапель [10,12]:

- замерзаюча мжичка із середнім об'ємним діаметром крапель (MVD) менше 40 мкм. Крім крапель мжички, що мають діаметр від 100 до 500 мкм, це середовище також містить краплі розміром менше 100 мкм серед яких міститься значна кількість крапель розміром менше 40 мкм, тому середній об'ємний діаметр цього середовища становить менше 40 мкм (рис. 1.12).
- замерзаюча мжичка з MVD більше 40 мкм. Крім крапель мжички це середовище також містить краплі розміром менше 100 мкм (рис. 1.12).
- замерзаючий дощ з MVD менше 40 мкм. Крім крапель дощу, що мають діаметр більше 500 мкм, це середовище також містить краплі розміром менше 500 мкм серед яких міститься значна кількість крапель розміром менше 40 мкм, тому середній об'ємний діаметр цього середовища становить менше 40 мкм (рис. 1.15).

– замерзаючий дощ з MVD більше 40 мкм. Крім крапель дощу це середовище також містить краплі розміром менше 100 мкм (рис. 1.15).

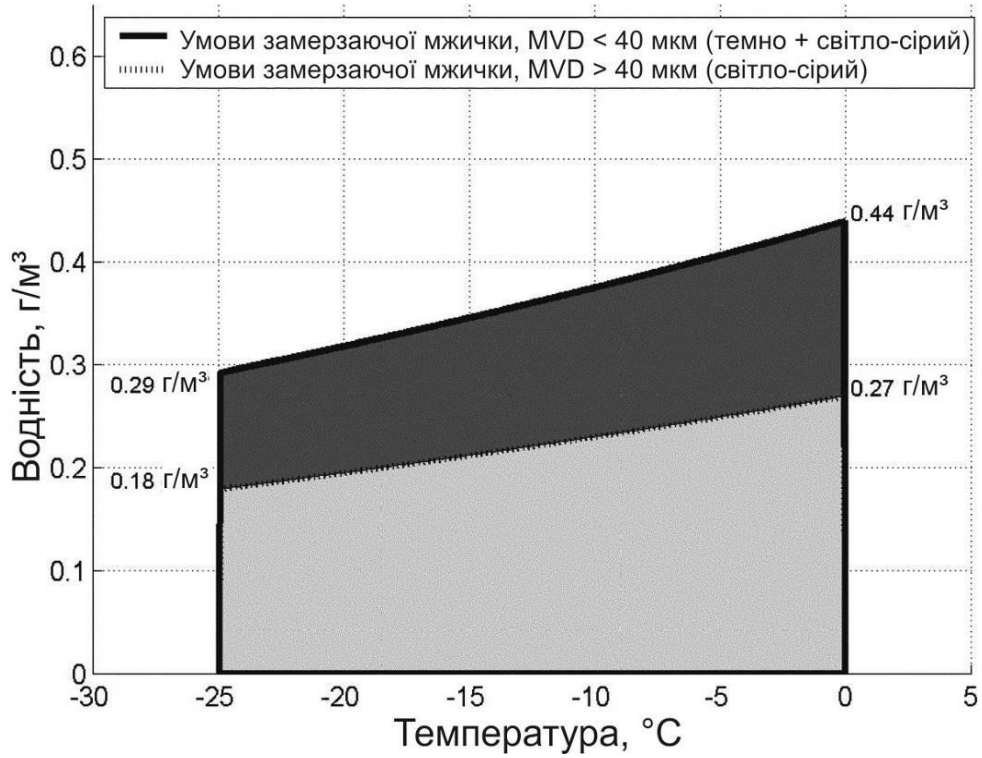


Рис. 1.11. Замерзаюча мжичка, водність [10]

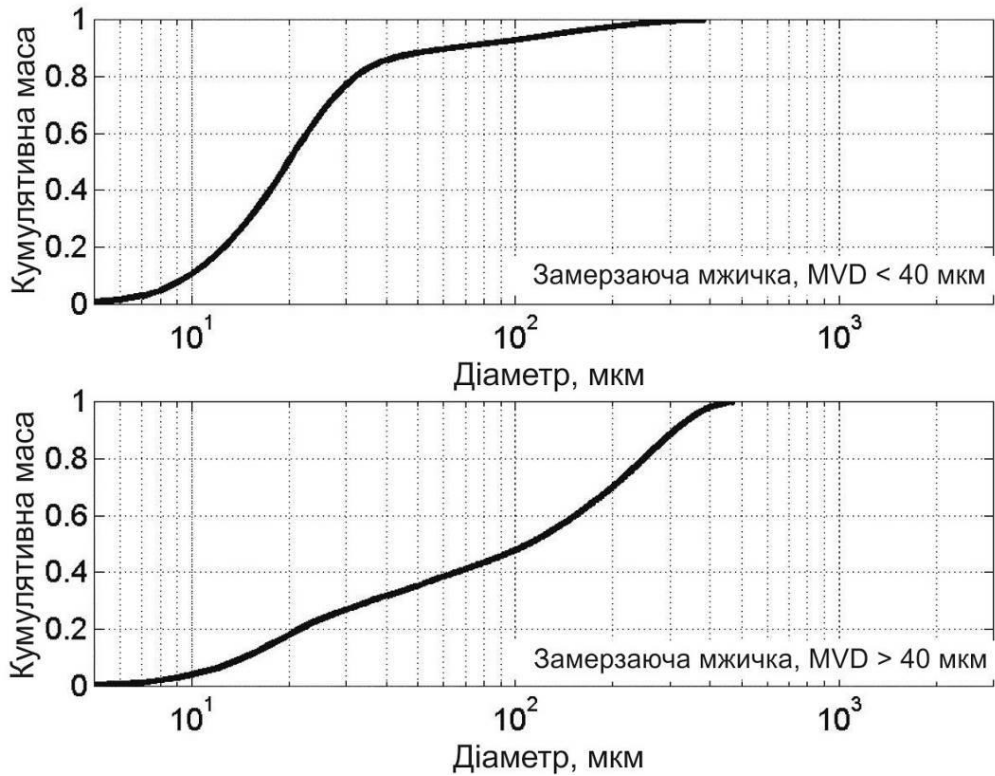


Рис. 1.12. Замерзаюча мжичка, розподілення розмірів крапель [10]

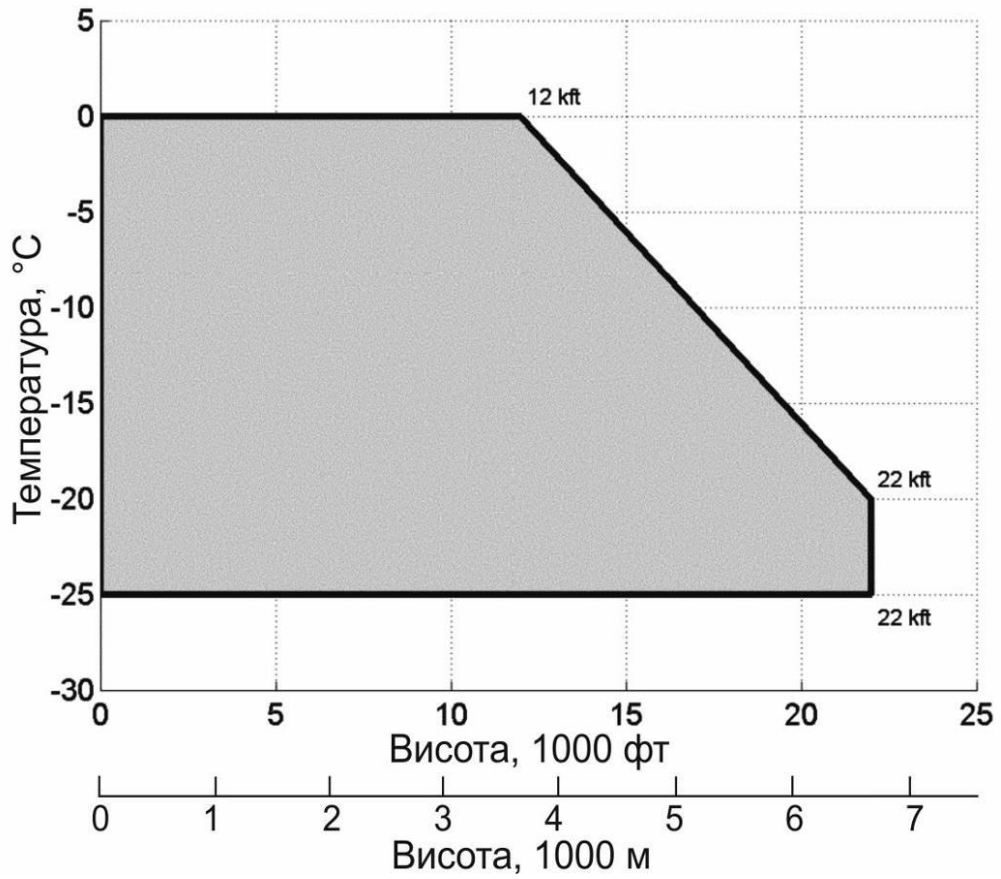


Рис. 1.13. Замерзаюча мжичка, зміна температури з висотою [10]

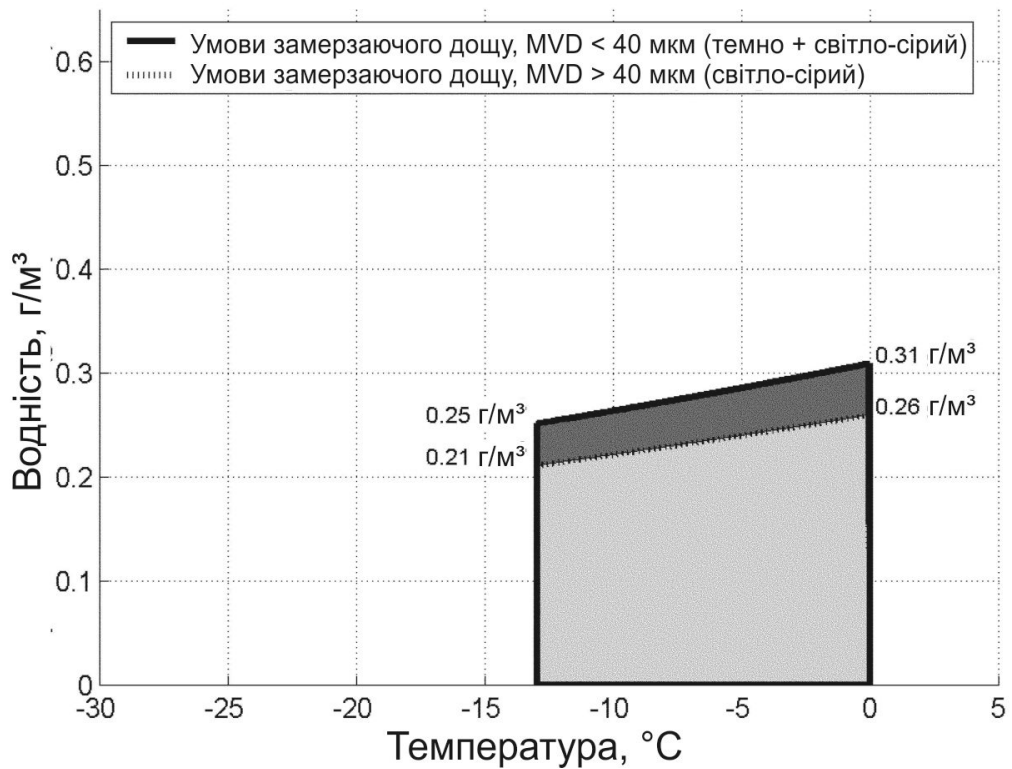


Рис. 1.14. Замерзаючий дощ, водність [10]

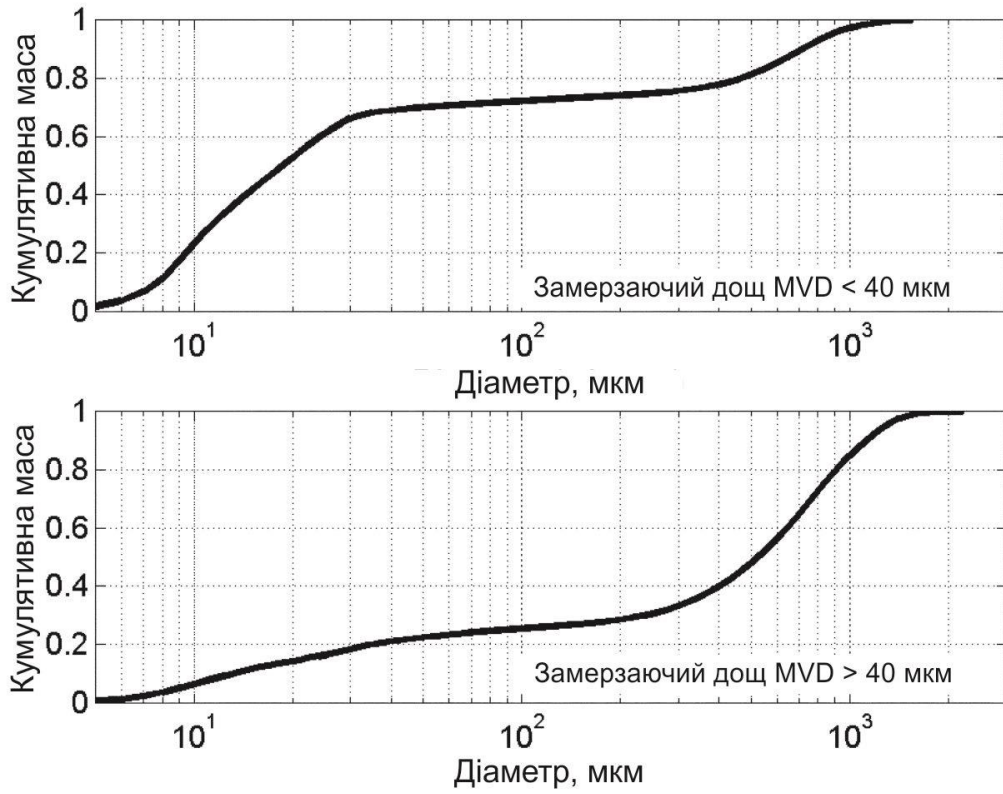


Рис. 1.15. Замерзаючий дощ, розподілення розмірів крапель [10]

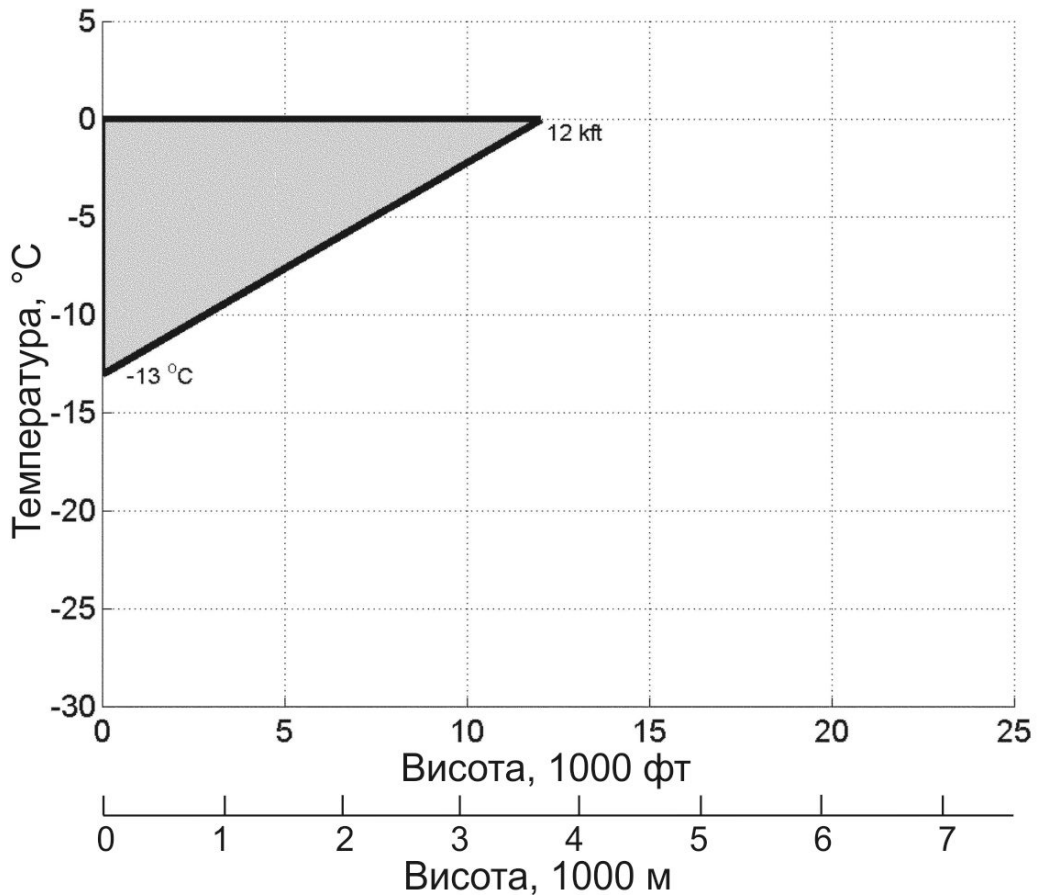


Рис. 1.16. Замерзаючий дощ, зміна температури з висотою [10]

Залежності, що зв'язують водність і розміри переохолоджених крапель в Додатку С (рис. 1.12,1.13) представлені з використанням *середнього ефективного діаметра* (MED), при визначенні якого, спектр розмірів крапель приймався відповідним закону розподілу *Langmuir*. Подібний закон розподілу не підходить для умов Додатка О, що включають як дрібні, так і великі краплі, і відповідних бімодальному закону розподілу. Маса води, що міститься у великих краплях, впливає на коефіцієнт захоплення поверхонь літака, на процес випадання крапель на обтічну поверхню, на величину зони випадання, на форму наростаючої криги [12].

Максимальні значення водності замерзаючої мжички і замерзаючого дощу зменшуються по мірі зниження температури, рис. 1.11 і рис. 1.14 відповідно. Значення водності відповідають тим же стандартам, що і в Додатку С, тобто являють собою середню водність по горизонтальній протяжності 32 км (17,4 нм) [12].

Максимальна протяжність замерзаючої мжички по висоті становить 3600 м і включає шар хмари і всі опади нижче хмари, яка знаходиться в межах 3600 м від її вершини. Максимальна висота, на якій можливе утворення замерзаючої мжички така ж, як і для безперервної хмари зледеніння (Додаток С) – 6700 м (рис. 1.13). Діапазон температур становить від 0 до -25 °C [12].

Максимальна вертикальна протяжність замерзаючого дощу становить 2100 м. Максимальна висота, на якій можуть виникати умови замерзаючого дощу становить 3600 м. Діапазон можливих температур становить від 0 до -13 °C (рис. 1.16) [12].

Для умов замерзаючої мжички і замерзаючого дощу при визначенні температури недоцільно використовувати таблиці стандартної атмосфери, оскільки, як правило, процес формування таких умов пов'язаний із температурними інверсіями.

Середнє значення водності в умовах замерзаючої мжички і замерзаючого дощу зменшується в міру збільшення горизонтальної протяжності зони опадів, оскільки тривалість ділянок, на яких літак піддається безперервному впливу

замерзаючої мжички і замерзаючого дощу варіюється від коротких зустрічей до тривалого перебування. Тому, для розрахунку середнього значення водності на кубічний метр в залежності від довжини хмари (його горизонтальної протяжності) в Додатку О за аналогією з Додатком С використовується коригуючий F-коефіцієнт (рис. 1.17) [12].

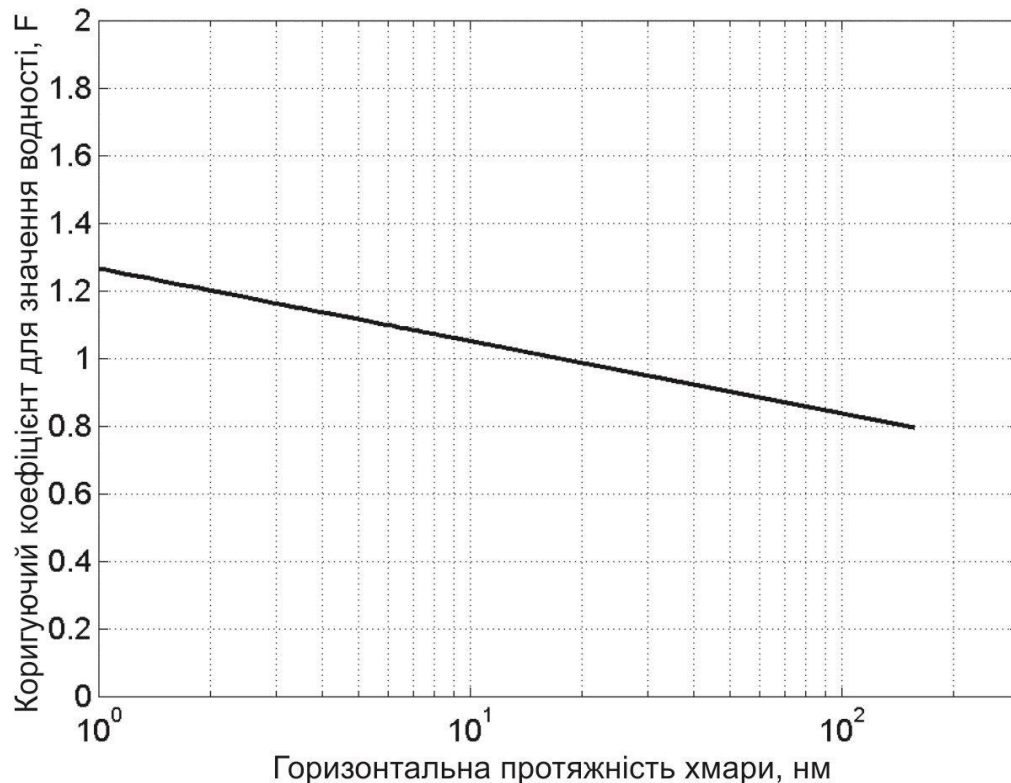


Рис. 1.17. Замерзаюча мжичка, замерзаючий дощ, коригуючий коефіцієнт на горизонтальну протяжність [10]

1.1.6 Умови змішаних хмар

Вважається [13], що значне зледеніння літальних апаратів може відбуватися в хмарах, температура яких нижче, або близька до $0\text{ }^{\circ}\text{C}$, при цьому краплі води, що містяться в таких хмарах, є переохолодженими. Хмару, яка складається повністю з переохолоджених крапель, називають також рідкою (рідкокрапельною) переохолодженою хмарою. Такі хмари зазвичай існують в діапазоні температур від 0 до $-4\text{ }^{\circ}\text{C}$. Як було зазначено в п.1.1.2, у міру зниження температури ймовірність виникнення частинок криги в середовищі

переохолодженої хмари збільшується, оскільки збільшується кількість активних ядер кристалізації. Хмари, в яких присутні як переохолоджені краплі води, так і частинки криги, називають змішаними хмарами. При температурах нижче $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ існує висока ймовірність того, що хмара повністю складається з частинок криги; таку хмару називають крижаною (кристалічною). Експериментальні дослідження показують, що при температурах нижче $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$, практично всі хмари є кристалічними [14].

Також необхідно враховувати, що зміна температури всередині хмари може бути значною (понад $10\text{ }^{\circ}\text{C}$) навіть в шаруватих хмарах, що мають достатню глибину. Таким чином, хмари можуть мати «холодні» ($< 0\text{ }^{\circ}\text{C}$) і «теплі» ($> 0\text{ }^{\circ}\text{C}$) області, а якщо холодна область має достатню глибину, вона може складатися з повністю рідкої, змішаної і крижаної підобластей, тобто умови, які називають умовами змішаних хмар, можуть відноситись як до хмари цілком, так і до окремої області хмари [15].

Існують суперечливі оцінки тривалості часу існування змішаних хмар: від декількох хвилин до більш тривалого часу. Згідно [16] через різницю тисків насиченої пари рідкі краплі при наявності крижаних кристалів мають тенденцію до швидкого випаровування, тому краплі рідких хмар не можуть існувати більше кількох хвилин. При цьому, згідно з даними [17], умови змішаних хмар досить часто спостерігаються в атмосфері, що може свідчити про те, що перехід від змішаної фази до умов повної кристалізації відбувається більш поступово.

Зледеніння в кристалічних хмарах. У більшості досліджень [18,19] відзначається, що зледеніння несучих поверхонь літальних апаратів в крижаних хмарах є рідкісним (або навіть неіснуючим) явищем, оскільки вважається, що частинки криги відскакують від сухих (як нагрітих, так і холодних) поверхонь. Однак при цьому можуть виникати проблеми, пов'язані з обмерзанням двигунів.

Зледеніння в змішаних хмарах. У роботах [20,21,22,23] відмічено, що крижана фаза змішаних хмар грає важливу роль в процесі наростання криги на

аеродинамічних поверхнях, яка полягає в істотному зниженні швидкості процесу зледеніння. Так, зазначається, що згідно з результатами досліджень, які були проведені в діапазоні температур від -21 до -8 °C швидкість зледеніння зменшувалася на $\sim 50\%$ за рахунок присутності великих частинок криги в потоці, що набігає, в концентраціях вище 5 л^{-1} . Це явище може бути пояснено тим, що частинки криги, ударяючись об обтічну поверхню, руйнують частину шару рідини, яка затвердіває та утворюється завдяки рідкій складовій хмари.

Таким чином, вважають справедливим твердження, що в кристалічних хмарах обмерзання аеродинамічних поверхонь не відбувається, а при польоті в змішаних хмарах утворюються такі ж або менші нарости криги в порівнянні з еквівалентною кількістю переохолодженої рідини, що міститься в хмарах. При цьому потужність, споживана тепловою системою захисту від зледеніння в умовах змішаних хмар не відрізняється від необхідної потужності в умовах рідкокрапельних хмар. Але авіаційні двигуни, а також зовнішні елементи систем з впускними отворами (типу трубки Піто) схильні до ризику обмерзання і повинні забезпечувати безперебійну роботу в умовах змішаних і кристалічних хмар [15].

Атмосферні умови, в яких можливе утворення змішаних хмар та хмар, що містять тільки крижані кристали регламентуються сертифікаційними специфікаціями (SC-25, Додаток P) Європейського агентства з безпеки польотів [9], а також 14 розділом Зводу нормативних актів Федерального управління цивільної авіації США, частиною 33, Додатком D [10], і визначають межі можливого утворення крижаних кристалів в залежності від температури і висоти польоту. Умови Додатку D були розроблені в 2005 році за результатами досліджень робочої групи, що вивчала дані про виникнення крижаних кристалів в атмосфері [9,10].

Діапазон температур в залежності від висоти, в якому можливе утворення крижаних кристалів в атмосфері, представлений на рис. 1.18. Для умов, що окреслені кривою, представленою на графіку, було визначено можливі значення загальної водності (TWC) в $\text{г}/\text{м}^3$ на основі даних про адіабатичне

зниження температури вологого повітря з висотою, що визначаються конвективним підйомом повітря, при його відносній вологості 90%, від рівня моря до заданої висоти і масштабованих в 0,65 рази для стандартної довжини хмари 32,2 км (17,4 нм) [9,10].

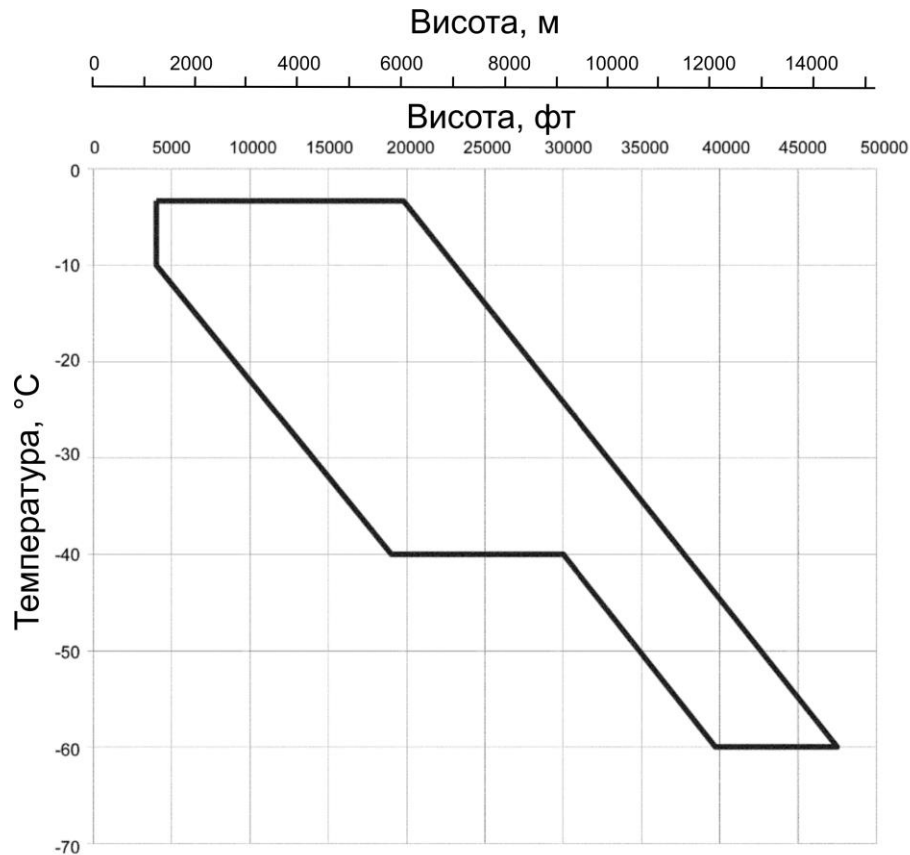


Рис. 1.18. Змішані хмари, зміна температури з висотою [9,10]

Таким чином, значення TWC в залежності від висоти для стандартної довжини хмари в діапазоні температур навколишнього середовища в межах обвідної, представленої на рис. 1.18, наведені на рис. 1.19.

На основі вимірювань, проведених в області ядер конвективних штормових хмар, зазначається [9,10], що діапазон значень середнього масового розміру крижаних кристалів (MMD) становить 50-200 мкм (розмір еквівалентної сфери). TWC можна розглядати як повністю замерзлу (крижані кристали), за винятком випадків, зазначених в таблиці 1.5 [9,10].

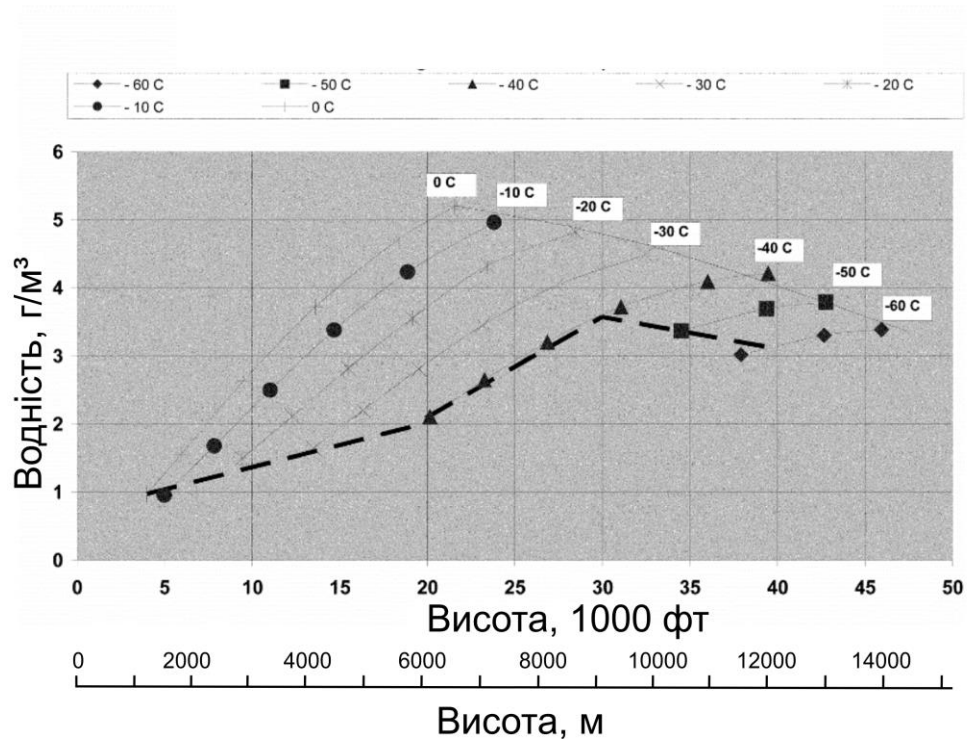


Рис. 1.19. Загальна водність [9,10]

Таблиця 1.5. Частка переохолодженої рідини в загальній водності (TWC) [9,10]

Діапазон температур, °C	Довжина хмар в горизонтальному напрямку, км	Водність (LWC), г/м ³
від 0 до -20	$\leq 92,6$	$\leq 1,0$
від 0 до -20	∞	$\leq 0,5$
< -20		0

Криві TWC , наведені на рис. 1.19, представляють максимальні значення TWC для стандартної довжини зони обмерзання (горизонтальна протяжність хмари) 32,2 км (17,4 нм), які вимагають подальшої корекції на довжину протяжності хмарних мас (рис. 1.20) [9,10].

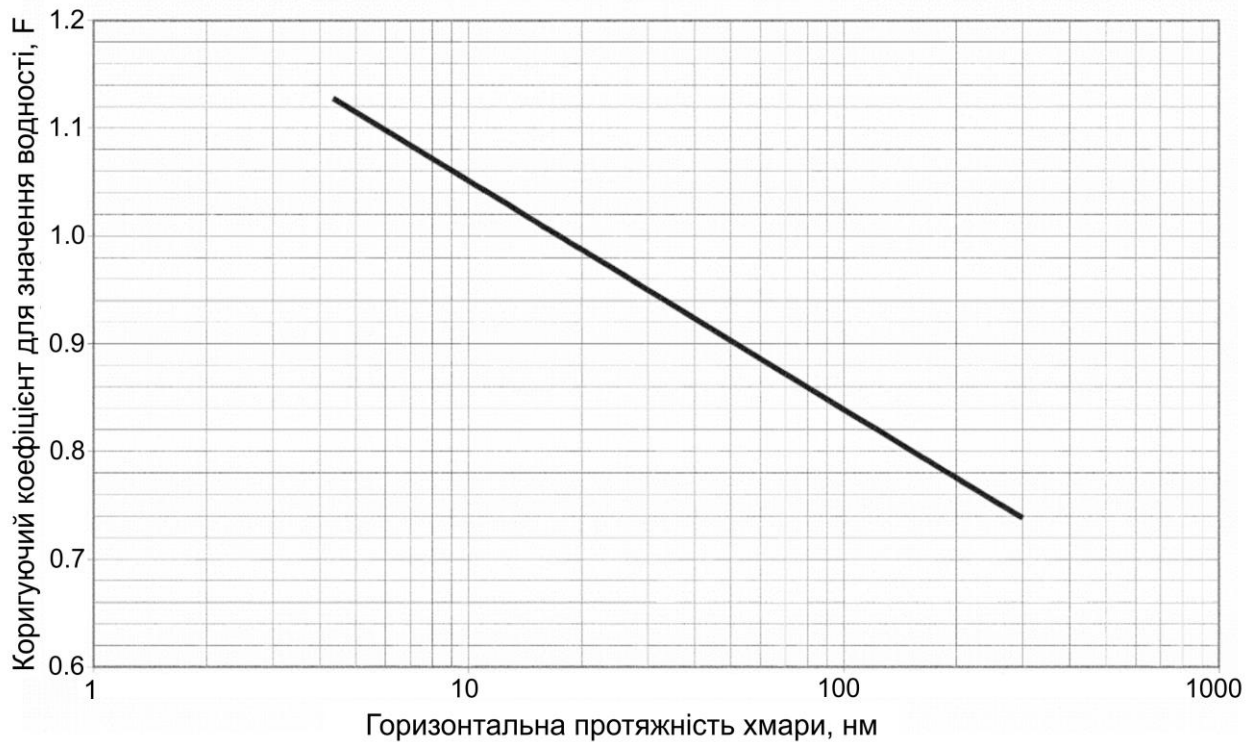


Рис. 1.20. Вплив протяжності зони обмерзання на загальну водність [9,10]

1.1.7 Типи криги і її вплив на польотні характеристики

Кригу, що утворюється в польоті в умовах зледеніння і яка міцно тримається на поверхнях літака, можна умовно розділити на пухку, гладку або склоподібну і змішану [3]:

- пухка крига має грубу структуру молочно-білого кольору; як правило, може бути видалена або її утворення попереджене системами антизледеніння;
- гладка або склоподібна крига має гладку поверхню і утворюється по контуру обтічного профілю, при подальшому накопиченні можуть формуватися гребенеподібні нарости; таку кригу важко видаляти;
- змішана крига – комбінація пухкої і гладкої криги.

Пухка крига утворюється, коли відносно невеликі переохолоджені краплі замерзають при контакті з поверхнею, температура якої нижча за температуру замерзання. Оскільки краплі маленькі, кількість води, яка залишається після

початку замерзання недостатня для формування водяної плівки. Результатом такого процесу є суміш крихтливих крижаних часток, що утворюють досить ламку пористу непрозору структуру. Крихка крига зазвичай утворюється на передніх крайках і може змінювати аеродинамічні характеристики крила або повітряного потоку в заборнику двигуна. Завдяки низькій щільності і повільній швидкості наростання, пухка крига зазвичай не призводить до істотного збільшення ваги. Найчастіше така крига утворюється при температурах від $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ [24].

Гладка (склоподібна) крига. Виникнення гладкої криги найбільш ймовірно при досить великих значеннях водності, також в умовах дощу при температурах, близьких до $0\text{ }^{\circ}\text{C}$, коли переохолоджені крапельки води замерзають при попаданні на холодну поверхню. Замерзання окремої краплі на поверхні відбувається поступово: через вивільнення прихованої теплоти фазового переходу в процесі замерзання частина поверхневих крапель встигає розтектися по поверхні перед тим, як замерзнути. Чим повільніше відбувається процес замерзання, тим потік води вздовж обтічної поверхні більше. Найбільший потік води спостерігається при температурах близько $0\text{ }^{\circ}\text{C}$. Результатом такого розтікання є шари твердої склоподібної криги великої щільності.

Поверхня такої криги гладка, зазвичай є хвилястою і має виступи. Гладка крига може змінювати аеродинамічну форму профілю і порушувати його ефективність. Якщо великі шматки такої криги будуть відламуватися, вони можуть пошкодити корпус літака або деталі двигуна [24].

Змішана крига. В хмарах зазвичай зустрічається суміш переохолоджених крапель води різних розмірів, що призводить до суміші гладкої склоподібної криги (утвореної великими краплями) і крихкої (утвореної маленькими краплями). Така крига називається змішаною або хмарною кригою. У більшості випадків крижані утворення мають саме таку структуру.

Чиста крихка крига зустрічається в висококупчастих хмарах, а чиста гладка крига в низьких шарах в дощових хмарах [24].

Іній утворюється, коли вологе повітря вступає в контакт з поверхнею, що має температуру близько $0\text{ }^{\circ}\text{C}$. Пари води, перш ніж сконденсуватися у вигляді рідини, перетворюються в крижані кристали і осідають на поверхню у вигляді інію. Іній може утворитися на поверхні літака, коли він знаходиться на землі при температурах нижче $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ з випаданням роси. Іній також може утворитися в польоті, коли літак летить з шарів повітря з низькою температурою в більш тепле вологе повітря – наприклад, при спуску або підйомі через температурну інверсію.

Хоча іній може перешкоджати огляду через вікно кабіни і погіршити підйомну силу крила, він не змінює аеродинамічну форму крила (на відміну від гладкої криги). Тим не менше, він може руйнувати гладкий потік повітря по крилу, стимулюючи збурення потоку по верхній поверхні. Іній є найбільш небезпечним при зльоті, на великих кутах атаки, коли збурення потоку може мати значний вплив на літальний апарат [24].

1.2 Огляд експериментальних та теоретичних досліджень, присвячених проблемі зледеніння літальних апаратів

До теперішнього часу, з метою забезпечення безпеки польотів літальних апаратів в несприятливих метеорологічних умовах, в різних країнах було проведено масштабні експериментальні і теоретичні дослідження проблеми зледеніння. Було вивчено і стандартизовано метеорологічні і льотні умови, в яких можливе виникнення зледеніння, види криги, яка утворюється, розроблені різні способи і типи систем захисту літальних апаратів від зледеніння, створено експериментальне обладнання, що дозволяє проводити дослідження як в натурних льотних, так і в наземних умовах. Також були розроблені і тривають роботи над удосконаленням математичних моделей, методик і програмних продуктів, що дозволяють чисельно моделювати форми крижаних наростів, що

утворюються на поверхнях літальних апаратів в заданих умовах, оцінювати вплив цих наростів на керованість і аеродинамічні характеристики.

У цьому огляді коротко викладено основні етапи проведених досліджень, описано і проаналізовано існуючі найбільш відомі математичні моделі, наведено оцінку сучасного стану питання.

1.2.1 Початковий етап досліджень проблеми зледеніння

В цілому на початку досліджень, присвячених проблемі зледеніння літальних апаратів під час польоту в несприятливих метеорологічних умовах, основна увага приділялася узагальненій оцінці впливу наростів криги на підйомну силу, лобовий опір та іноді, керованість літака. Як правило, це були експериментальні дослідження з деякими спробами розробити прості аналітичні співвідношення для оцінки впливу наростів криги на аеродинаміку літака [25]. У 1929 році з'явилася одна з перших робіт, що була присвячена проблемі зледеніння [26], в якій зазначалося, що негативний вплив, пов'язаний зі зміною аеродинаміки літака в результаті зледеніння, є більш серйозним, ніж від накопичуваної додаткової ваги. Також обговорювалися можливі методи захисту літаків, проте основним результатом було вироблення рекомендацій щодо уникнення умов польоту, в яких можливе виникнення зледеніння.

Експериментальні дослідження впливу крижаних наростів, які імітувалися виступом на профілі, а також шорсткості поверхні на аеродинамічні характеристики крила почалися в 1930-х роках [27,28]. У цих дослідженнях було відзначено, що найбільш істотний вплив на аеродинамічні характеристики відіграють крижані утворення, розташовані в області передньої кромки. В роботі [29] наведено результати досліджень, проведених в аеродинамічній трубі на повномасштабній моделі з нерівностями, що імітують нарости криги, які залишаються після спрацювання пневматичної системи протизледеніння. Було відзначено, що такі нарости приводили, в умовах експерименту, до 25%-го

зниження максимальної підйомної сили і 90%-му збільшенню лобового опору [25]. Також, в 1940 році Johnson була опублікована робота [30], яка включала опис результатів досліджень в аеродинамічній трубі з імітованими наростами криги на поверхнях моделі літака Lockheed Electra. У статті було представлено детальний аналіз впливу криги на поздовжню стійкість, ефективність елеронів і характеристики зриву потоку, обговорено вплив поздовжніх гребенеподібних наростів, які могли утворюватися за зоною поверхні крила, яка захищалася. Робота продемонструвала добре розуміння ступеня впливу криги на літальний апарат, проте не давала достатньо повного уявлення про поле течії [25].

У період між 1942 і 1944 роками Національним консультативним комітетом з повітроплавання (NACA) в Лабораторії дослідження авіаційних двигунів (пізніше Дослідницький центр Льюїса, Клівленд, Огайо), було побудовано першу аеродинамічну трубу, обладнану системою розпилення води, яка дозволяла моделювати умови зледеніння (Icing Research Tunnel – IRT) [31]. Перші експерименти в трубі з відтворенням умов зледеніння почали проводитися в 1950 році і були пов'язані з розробкою систем захисту від зледеніння. Так, в 1956 році в роботі [32] було представлено досить повну оцінку впливу наростів криги на аеродинамічні характеристики на прикладі профілю крила NACA 0011, однак робота, як і раніше, містила тільки якісну оцінку форм крижаних утворень [25].

Одними з найбільш значущих робіт того періоду, в яких були опубліковані результати досліджень, проведених в IRT, були [33,34,35]. Авторами була проведена серія експериментальних досліджень, в яких були детально визначені форми наростів криги, що утворюються в заданих і достовірно контрольованих умовах, а також визначені зміни величин підйомної сили, лобового опору і моменту. При цьому умови експериментів варіювалися за розмірами крапель, водності, температури, часом зледеніння і кутом атаки, була проведена кореляція цих умов з формами наростів і величиною лобового опору профілю [25].

1.2.2 Перші теоретичні дослідження процесів зледеніння

Одними з перших теоретичних досліджень, присвячених вивченню процесу утворення криги, можна назвати роботи з вивчення коефіцієнта захоплення крапель обтічною поверхнею на прикладі циліндра, які були проведені в 1946 році Langmuir і Blodgett [36]. Потім, аналізуючи наростання криги на циліндрі, що обертається, в 1951 році Ludlam [37] було запропоновано виділяти сухий і вологий режими зледеніння. Було також показано, що інтенсивність наростання криги визначається водністю, температурою і швидкістю польоту, що впливає на характер стікання води вздовж поверхні профілю. Критична водність, яка відокремлює сухий (без наявності води в рідкому стані на поверхні зледеніння) і вологий режими, отримала назву «межа Ludlam». Тобто, було зроблено припущення, що наростання криги здійснюється в сухому режимі, коли значення водності виявляється нижче межі Ludlam, при цьому температура поверхні зледеніння є нижче температури затвердіння води, і, навпаки, наростання відбувається у вологому режимі, коли значення водності перевищує межу Ludlam, і, при цьому температура поверхні дорівнює температурі затвердіння води, а надлишок води стікає уздовж обтічної поверхні (або розбризкується) [38].

У 1952 році Fraser, Rush і Baxter [39] показали, що при певних умовах, вода не завжди повністю розтікається уздовж поверхні криги (або розбризкується), а що деяка кількість води може залишатися замкненою в западинах крижаної матриці і утворювати так звану губчасту кригу [38].

У 1953 році Messinger [40] отримав загальновідоме рівняння збереження енергії для квазістаціонарного стану процесу зледеніння на поверхні циліндра, що обертається. З цього рівняння виходило, що наростання криги відбувається в умовах термодинамічної рівноваги, і що сума всіх теплових потоків є незначною [38].

У колишньому СРСР питання впливу параметрів атмосфери, швидкості польоту на форму наростів криги, її тип і вплив зледеніння на літальний апарат були розглянуті в роботах [41,42,43]. Основні аналітичні співвідношення, що описують процес зледеніння, форми криги, питання їх впливу на стійкість і керованість, а також основи проектування систем захисту від зледеніння літаків і вертольотів були викладені в роботі [1].

В кінці 70-х років у зв'язку із збільшеною потребою в авіаперевезеннях, а також з необхідністю здійснення регулярних польотів, в тому числі і в несприятливих метеорологічних умовах (за умови забезпечення вимог безпеки), інтерес до досліджень проблеми зледеніння почав зростати. Так, в 1973 році було створено спільну шведсько-радянську робочу групу з безпеки польотів і в 1977 році було опубліковано звіт щодо впливу наростів криги на літак [44], в якому було наведено результати серії випробувань в аеродинамічній трубі профілів з накладками, що імітують нарости криги. Повідомлялося про проведення льотних і наземних досліджень в умовах зледеніння і було приведено ряд зауважень і рекомендацій щодо забезпечення безпеки польотів в умовах зледеніння [25].

В липні 1978 року в дослідному центрі Льюїса Національного управління з аеронавтики і дослідження космічного простору (NASA) спільно з Федеральною авіаційною адміністрацією США (FAA) було проведено конференцію з проблем зледеніння [45]. Також інтерес до цієї проблеми почав зростати в Європі і Канаді [25].

1.2.3 Дослідження, які проводилися з 1978 по 1994 роки

Після конференції 1978 року активно почала розвиватися нова, на той момент, область досліджень – методи обчислювальної гідродинаміки (CFD). Перші дослідження CFD були зосереджені, головним чином, на чисельному моделюванні повітряного потоку з визначенням аеродинамічних характеристик

профілів, що мають великі «рогоподібні» нарости склоподібної криги. Розрахунки, в основному, виконувалися для профілю НАСА 0012 і проводилося порівняння з відомими експериментальними даними [25].

Моделювання зовнішнього потоку. Одні з перших обчислень були виконані Potarczuk [46] методом тонкого шару, використовуючи усереднені за Рейнольдсом рівняння Нав'є-Стокса (RANS). Також, в цей час Себесі [47] було застосовано інтерактивний метод примежового шару (IBL) до схожих геометричних форм профілю з кригою. У методі IBL використано ітераційну схему розрахунку нев'язкого/в'язкого примежового шару, де він розраховується «під» нев'язким рішенням, а потім результати розрахунку примежового шару використовувалися для поновлення граничних умов на стінці, розрахунку нового нев'язкого рішення і т. д. Хоча цей метод в цілому давав хороші результати, він був досить складним у використанні і мав обмежене застосування у випадку з різною геометрією. В міру збільшення обчислювальної потужності і досягнення успіхів в області моделювання турбулентності і генерації сіток, технологія IBL поступилася місцем більш складним але досконалішим методам з використанням рівнянь Нав'є-Стокса [25].

Моделювання процесу наростання криги. Подальшого розвитку отримала методика розрахунку наростання криги. В 1979 році Lozowski [48] та ін. розробили, використовуючи рівняння енергії, засноване на підході Messinger, термодинамічну модель на прикладі нерухомого циліндру, на поверхню якого випадають переохолоджені краплі води. У цій моделі було враховано змішаний режим наростання криги, стікання води по обтічній поверхні, теплопровідність і конвекція усередині примежового шару, прихована теплота випаровування, конденсація вологи і сублімація криги, теплопровідність криги і циліндру, прихована теплота замерзання, аеродинамічний нагрів, викликаний адіабатичним стисненням повітря в примежовому шарі, і кінетична енергія переохолоджених крапель, що випадають на циліндр. Було виконано порівняння результатів розробленої чисельної моделі з відомими

експериментальними даними, отриманими Stallabrass [49] в 1957 році і Macklin [50] в 1961 році. На підставі цієї методики, починаючи з 1980 року в різних країнах було розпочато роботи з розробки програмних продуктів, що моделюють форми крижаних наростів для заданих умов, такі як LEWICE, ONERA і цілий ряд інших [38].

Моделювання впливу криги на аеродинамічні характеристики літальних апаратів. З розвитком обчислювальної техніки, Kwon і Sankar [51] було зроблено одну з перших спроб тривимірних розрахунків крила зі зледенінням, з використанням рівнянь Нав'є-Стокса. Також стали можливими нестационарні двовимірні розрахунки з використанням усереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є-Стокса. Так, вперше було виконано розрахунки Potarczuk і Zaman [52], метою яких було вивчення нестационарного відривного пузиря, ініційованого крижаним наростом, на аеродинамічному профілі. З одного боку, ці обчислення дозволили відтворити деякі особливості течії, відповідні експериментальним даним, однак, з іншого боку, повнота відтворення фізичної картини течії була обмежена доступною обчислювальною потужністю комп'ютерів і властивостями використовуваних двовимірних методів. В цілому, к 1990 року методи CFD на основі рівнянь Нав'є-Стокса стали широко застосовуватися при розрахунках обтікання профілів і крил зі зледенінням [25].

У той час як для дослідження процесів аеродинаміки профілів з наростами криги почали використовуватися методи CFD, деякими дослідниками все ще робилися спроби застосувати результати експериментальних вимірювань аеродинамічних характеристик, для створення емпіричних методів оцінки впливу криги на характеристики літальних апаратів. Так, Brumby [53] досліджував вплив шорсткості поверхні крила на величину максимальної підйомної сили і кута зриву потоку з крила, з використанням експериментальних даних NASA і результатів інших досліджень. Отриманий таким чином «графік Brumby» давав можливість оцінити у відсотках зменшення коефіцієнта максимальної підйомної сили при наявності шорсткості

на верхній поверхні профілю крила, а також локальних наростів, розподілених по поверхні в залежності від висоти питомої шорсткості. Також в 1981 році Bragg [54], Flemming [55] та Gray [56] було зроблено спробу співставити експериментальні дані щодо впливу на аеродинамічні характеристики профілю з наростами криги з формами цих крижаних наростів для випадків пухкої і склоподібної криги. Однак в подальшому було показано, що ці кореляції не дозволяли забезпечити достатню точність при спробі застосування подібних методик [25].

Експериментальні методи дослідження. У своїй більшості, експериментальні дослідження в цей період були сфокусовані на отриманні даних, необхідних для верифікації та подальшого розвитку методів CFD. При цьому об'єктами дослідження були не тільки аеродинамічні характеристики, а також були зроблені перші спроби дослідження поля течії навколо крил з наростами криги. Наприклад, Bragg і Coirier в роботі [57] використовували спліт-плівковий зонд для вимірювання поля швидкостей за модельованим рогоподібним наростом склоподібної криги на аеродинамічній поверхні профілю крила NASA 0012. Ці результати, поряд з даними про розподіл поверхневого тиску, виявили наявність великої зони рециркуляції за рогоподібним наростом, протяжність якої збільшувалася уздовж хорди крила зі збільшенням кута атаки до моменту зриву потоку з крила, при цьому досягалося максимальне значення підйомної сили. Пізніше, ці дослідження були доповнені Bragg і Khodadoust [58] даними, отриманими за допомогою методу лазерної доплерівської візуалізації (LDV), які забезпечили більш глибоке розуміння нестационарного характеру процесу [25].

У комплексі з тривимірними розрахунками Potapczuk і Sankar [59] були проведені експериментальні дослідження як аеродинамічних характеристик, так і поля течії на прямому і стрілоподібному крилі з імітованими наростами криги. Результати чисельного моделювання показали наявність потужного вихору в зоні передньої кромки стрілоподібного крила, викликаного імітованим

наростом «рогоподібної» криги. Візуалізація потоку на моделі в аеродинамічній трубі за допомогою методів гелієвих бульбашок і методу LDV показала гарне узгодження експериментальних і розрахункових даних [60, 61, 62,63].

Хоча більша частина досліджень цього періоду була зосереджена на вивченні впливу на аеродинаміку крила великих «рогоподібних» крижаних наростів, на початку 90-х років спостерігався значний інтерес також і до вивчення впливу на літальний апарат шорсткості криги, інію. Цей інтерес був обумовлений питаннями безпеки при зльоті, в разі можливого наземного зледеніння, а також на початкових етапах процесу утворення криги. В цілому, проведені дослідження [64,65,66] дозволили зробити висновок про малий вплив інію на процес зльоту літака і швидкість набору висоти. Також Kerho і Bragg [67] провели дуже докладні дослідження розвитку примежового шару при наявності шорсткості, притаманній наростам криги в зоні передньої кромки крила на початковій стадії зледеніння. Результати цих досліджень показали, що шорсткість, яка властива поверхні криги, не викликала різкого ламінарно-турбулентного переходу межового шару, як у випадку гладкої поверхні, а цей процес розвивався поступово нижче за течією з наявністю досить протяжної перехідної зони [25].

31 жовтня 1994 року аварія пасажирського літака ATR-72 (поблизу м. Розлон, Індіана, США) змінила фокус досліджень проблеми зледеніння літальних апаратів. Аварія сталася при виконанні зниження до висоти 2400 метрів перед заходом на посадку, де, при працюючій системі захисту від зледеніння, літак зіткнувся з умовами, які раніше не розглядалися розробниками і дослідниками (з так званими великими переохолодженими краплями, SLD), що призвело до утворення криги, яка значно відрізнялася від будь-якої вивченої до цього моменту, і виявилася фатальною. Аварія послужила поштовхом до вивчення всіх можливих форм наростів криги, що утворюються, в тому числі і при працюючій системі захисту від зледеніння, дослідженню чутливості різних аеродинамічних профілів і компоновок

літальних апаратів до зледеніння, розгляду більш широкого діапазону метеорологічних параметрів, в яких можливе зледеніння, призвело до появи багатьох нових напрямків досліджень і важливих результатів, привернула підвищену увагу до проблеми безпеки польотів в умовах зледеніння в цілому [25].

1.2.4 Сучасний стан питання

Після аварії ATR-72 фокус досліджень при вивченні геометрії крижаних наростів і їх впливу на аеродинамічні характеристики змістився в бік розгляду того, які типи, форми і розміри криги мають критичне значення для безпеки польоту. Було докладено значних зусиль до розробки та верифікації програмних продуктів, що моделюють процеси зледеніння. Стали розглядатися аеродинамічні профілі, відмінні від того, що вже став класичним в цій галузі дослідження NASA 0012: були вивчені сімейства аеродинамічних профілів NASA 23012, NLF 0414, GLC 305 і NASA 6, подібні до яких широко використовуються в цивільній і транспортній авіації [25] в теперішній час.

Експериментальні дослідження в аеродинамічних трубах, що моделюють умови зледеніння, почали проводитися також і в умовах SLD, які були включені в нормативну документацію, яка використовується під час сертифікації літальних апаратів. Miller [68] і Addy [69] досліджували вплив температури, розміру крапель, швидкості повітряного потоку, кута атаки, положення закрилків і тривалості циклу спрацьовування систем захисту від зледеніння на форму крижаних наростів, які утворюються. Особливістю цього типу крижаних наростів було те, що вони утворювалися на поверхні крила вздовж усього розмаху за зоною, що захищається і мали гребенеподібну форму. Основна увага дослідників приділялася вивченню зміни аеродинамічних характеристик, обумовлених цим типом криги. Так, Lee і Bragg [70] у своїх експериментальних роботах використовували чвертькруглу геометрію наросту

для імітації крижаного гребня на профілі NASA 23012. В роботі [69] авторами було виявлено, що, коли імітований нарост гребенеподібної криги знаходився в деяких положеннях, які виявлялися критичними, уздовж хорди крила не відбувалося утворення характерного «піку всмоктування» в зоні передньої кромки, що спостерігається на чистому профілі NASA 23012, а нижче за потоком, за наростом утворювався відривний пузир. Що, в сукупності, призводило до значного зниження максимального коефіцієнта підйомної сили (аж до 0,27 при певній висоті наростів і положенні уздовж хорди), збільшення лобового опору, поздовжнього моменту і моменту на закрилках [25].

Аналогічні дослідження Lee і Bragg [71] на профілі NLF 0414 показали, що нарости цього типу криги мають не настільки істотний вплив на коефіцієнт підйомної сили і був зроблений висновок, що це пов'язано з відмінностями в розподілі тиску по поверхні чистого аеродинамічного профілю, оскільки NLF 0414 мав відносно рівномірний розподіл тиску по верхній поверхні. Також Calay та ін. [72] було відзначено, що гребенеподібні нарости криги можуть утворитися не тільки під час польоту в умовах SLD, але також і при працюючій тепловій системі захисту від зледеніння неповного випаровування, коли вода, яка стікає по нагрітій поверхні крила замерзає, потрапляючи на холодні ділянки поверхні за зоною, що захищається [25].

Необхідно відзначити, що в епоху після ATR-72 також тривали дослідження, пов'язані з наростами криги, характерними для раніше стандартизованих умов шаруватих і купчастих хмар. Так, Kim і Bragg [73] експериментально вивчали зміни аеродинамічних характеристик профілю, на прикладі NLF 0414, в залежності від форми «рогоподібного» наросту склоподібної криги. При цьому були використані дані про крижані утворення, накопичені в результаті численних експериментів, що проводилися в IRT. Розглянуті форми криги характеризувалися висотою «рогоподібного» виступу криги, кутом його нахилу до вектору швидкості потоку, що набігає, радіусом передньої кромки виступу, положенням виступу по довжині хорди профілю.

Основними результатами цього дослідження були наступні: висота «рогоподібного» виступу, якщо він знаходився в зоні передньої кромки крила, була перпендикулярна обтічній поверхні і, відповідно, була спрямована назустріч потоку, надавала незначний вплив на підйомну силу крила; геометрія «рогоподібного» виступу (радіус на передній кромці) також не мала істотного впливу на аеродинамічні характеристики; найбільший, ключовий, вплив обумовлювали напрям і висота «рогоподібного» виступу в разі його розташування нижче за потоком від передньої кромки крила [25].

Аналогічні дослідження були проведені Paradaakis та ін. [74,75] імітувавши «рогоподібний» крижаний нарост у вигляді інтерцептора (тонкої пластини) на поверхні профілю NASA 0011, що дозволяло змінювати як його положення по поверхні профілю, так і його кут нахилу незалежно від місця розташування. Цей метод також дозволяв одночасно моделювати як верхні, так і нижні частини «рогоподібних» наростів. Вихідна висота, кут і місце розташування інтерцептора визначалися за результатами розрахунків, отриманих за допомогою програмного коду LEWICE для умов шаруватих і купчастих хмар з утворенням склоподібної «рогоподібної» криги. Важливим результатом цієї роботи було те, що найбільші аеродинамічні втрати виникали, коли інтерцептор був розташований по нормалі до хорди профілю [25].

Потім, в роботах Addy та ін. [76,77] повідомлялося про дослідницьку програму «NASA Modern Airfoils Program». Програма була створена для вивчення впливу тривимірних крижаних наростів, відтворених з високою точністю, в натуральну величину, які утворюються на профілях, що використовуються в сучасних літаках, на їх аеродинамічні характеристики: аеродинамічний профіль комерційного транспорту (horizontal tail), аеродинамічний профіль Business Jet (GLC 305, основне крило) і профіль, який використовується в цивільній авіації (NLF 0414, основне крило). Спочатку в IRT проводилися експерименти з нарощуванням криги на скороченому профілі крила, передня частина якого відповідала натуральній величині відповідного

профілю. Потім виготовлялися високоточні зліпки цих наростів, які повторювали всі геометричні особливості реальної криги, і були встановлені на передній кромці тестового профілю в натуральну величину. Подальші дослідження аеродинамічних характеристик проводилися в аеродинамічній трубі NASA Langley Low-Turbulence Pressure Tunnel (LTPT), яка забезпечила отримання високоякісних даних в широкому діапазоні чисел Рейнольдса і Маха. Результати досліджень на крилі з профілем NLF 0414 наведені в роботі [78] і на крилі з профілем GLC 305 [79]. У цих дослідженнях також було проведено порівняння впливу детально відтворених форм крижаних наростів на аеродинамічні властивості крила в порівнянні зі згладженим «двовимірним» варіантом форми криги – однорідної по всьому розмаху аеродинамічної моделі. У разі аеродинамічного профілю NLF 0414 спостерігалися деякі суттєві відмінності між характеристиками профілю з докладною формою крижаного наросту в порівнянні з двовимірною згладженою формою. Однак ці відмінності виявилися не істотні у випадку з профілем GLC 305. Іншим важливим результатом, отриманим в результаті цієї роботи, була відсутність залежності аеродинамічних характеристик зледенілого аеродинамічного профілю від числа Рейнольдса в діапазоні від $3,0 \times 10^6$ до $10,5 \times 10^6$. При цьому зміна чисел Маха від 0,12 до 0,28 мало трохи більший вплив [25].

У той час як «Modern Airfoils Program» була присвячена дослідженням крижаних наростів, що утворюються на незахищених поверхнях, було проведено ряд досліджень, які детально вивчали утворення криги при працюючій системі захисту від зледеніння, наприклад, в рамках програми «Advanced General Aviation Transport Experiments NASA» (AGATE). Були розглянуті так звані залишкові та міжциклічні нарости криги, що виникають при роботі систем захисту від зледеніння. Експерименти з наростанням криги проводилося в IRT з використанням аеродинамічного профілю NLF 0414 з довжиною хорди 120 см. Було виготовлено зліпки цих залишкових та міжциклічних наростів криги і потім встановлено на відповідну аеродинамічну

модель. Наступні експерименти в аеродинамічній трубі були проведені в Wichita State University [80]. Дослідження аеродинамічних характеристик також проводилися Jackson і Bragg [81] на моделі з довжиною хорди 45 см з використанням відтворених і геометрично зменшених форм наростів криги. У цих дослідженнях було виявлено, що міжциклічні нарости криги призводять до зниження максимального значення підйомної сили крила на ~30%.

Також в рамках спільної програми NASA/FAA проводилися дослідження міжциклічних наростів криги, які утворюються на аеродинамічній поверхні крила з профілем NASA 23012 при роботі пневматичної системи протизледеніння [82]. Модель зі зліпками форм міжциклічної криги була протестована в трубі LTRT в широкому діапазоні чисел Рейнольдса і Маха. Зменшення максимального значення коефіцієнта підйомної сили досягало 60%. Як і у випадку з «Modern Airfoils Program», зміни чисел Рейнольдса в діапазоні від $2,0 \times 10^6$ до $10,5 \times 10^6$ надавало незначний вплив на аеродинамічні характеристики [25].

При цьому, до теперішнього часу спостерігається постійний акцент на дослідженнях в області обчислювальної гідродинаміки аеродинамічного профілю з наростами криги. Фактично, багато зі згаданих вище дослідницьких програм супроводжувалися розробкою відповідних методик і програмного забезпечення. Наприклад, чисельні дослідження, пов'язані з особливостями гребенеподібної форми криги, що утворюється в умовах SLD проводилися Dunn та ін. [83], а відповідність між експериментальними і теоретичними дослідженнями обговорювалися в роботі Bragg та Loth [84]. Ці дослідження були продовжені і включали в себе велику кількість профілів Pan та ін. [85]. Необхідно відзначити, що однією з цілей, згаданої вище «Modern Airfoils Program», було також створення нової бази даних з метою сприяння розробці та верифікації методів CFD. Прикладом використання цієї бази можуть служити дослідження профілю NLF 0414, проведені Chung і Addy [86]. Частина цієї бази

даних також використовувалася при верифікації програмного коду LEWICE 2.0, Wright [87, 88].

У той час, як для багатьох теоретичних досліджень основний інтерес полягав у можливості зіставлення результатів розрахунків з експериментальними даними в широкому діапазоні параметрів, дослідження також тривали і в більш фундаментальних сферах, необхідних для подальшого розвитку методів CFD. Наприклад, робота Gurbaki і Bragg [89] була присвячена вивченню аспектів нестационарного поля течії навколо профілю НАСА 0012 з наростами криги. Також значний внесок у вивчення аеродинаміки літальних апаратів в умовах зледеніння був зроблений FAA і NASA в рамках програми «Tailplane Icing». Як зазначено в роботі Ratvasky та ін. [90], метою цієї програми було вивчення впливу крижаних наростів на поверхнях елементів хвостового оперення на аеродинаміку та керованість літальних апаратів. Ця програма включала в себе експериментальні дослідження елементів хвостового оперення літака DHC-6 Twin Otter як в аеродинамічній трубі, так і в програмі льотних випробувань. В результаті була створена велика база даних, що відноситься до зледеніння елементів хвостового оперення. Надалі програма була продовжена, було вивчено вплив зледеніння елементів хвостового оперення сучасного business jet на аеродинамічні характеристики. В роботі Paradakis та ін. [91] описані результати експериментальних досліджень, проведених на 25-відсотковій масштабній моделі з імітованими крижаними наростами. Ці результати були також зіставлені з результатами досліджень, проведених на повномасштабній моделі на установці Ames 40×80 NASA [92,93]. Дослідження були проведені з використанням форм наростів, отриманих за допомогою програмного коду LEWICE, змодельованих у вигляді інтерцепторів, шорсткості, а для повномасштабних досліджень – зліпків елементів шорсткості, отриманих в ІРТ протягом 1,6 хв.

Необхідно відзначити, що дослідження наростів криги на крилах з великою стрілоподібністю досить складні. Справа в тому, що форми криги, які

формується на подібних елементах, мають характерні форми «гребінців», які детально описані в роботі Vargas та ін. [94]. Можливість моделювання наростів такої форми повинна бути включена в розроблювані методики, що описують процеси зледеніння, і також необхідні експериментальні дослідження впливу таких наростів на аеродинаміку крила. Серед подібних робіт можна виділити Potarczuk та ін. [95] та Papadakis та ін. [96] в яких були проведені дослідження, де розглядалися способи імітації цих геометрично складних крижаних утворень. Так, програмний код LEWICE використовувався для моделювання двовимірних форм наростів криги в декількох перетинах вздовж розмаху крила з профілем GLC 305. При цьому було відзначено досить гарну відповідність аеродинамічних характеристик крила зі створеними на підставі LEWICE наростами криги, з характеристиками крила з наростами у вигляді зліпків реальних форм криги отриманих експериментально [25].

Також вагомий внесок у вирішення проблеми дослідження зледеніння літальних апаратів під час польоту в несприятливих метеорологічних умовах внесли представники українських наукових шкіл, зокрема відомі дослідники та вчені: Приходько О.А., Іщенко С.О., Ударцев Є.П., Касьянов В.О. та ін. [160].

В даний час тривають активні експериментальні дослідження в області аеродинаміки літальних апаратів з наростами криги, приводячи до все більш повного розуміння як впливу зледеніння на аеродинамічні характеристики літального апарату, так і на поле течії.

1.3 Огляд існуючих моделей та методів розрахунку зледеніння аеродинамічних поверхонь

Починаючи з 80-х років математичні моделі постійно вдосконалюються. Різними групами дослідників в усьому світі розроблені методики, що дозволяють моделювати процеси зледеніння аеродинамічних поверхонь в двовимірній постановці, наприклад:

- LEWICE (США), Wright [97];

- ONERA (Франція), Gent [98];
- TRAJICE2D (Велика Британія), Guffond [99];
- CANICE (Канада), Paraschivoiu та ін. [100];
- CIRA (Італія), Mingione і Brandi [101];
- 2DFOIL-ICE (Нідерланди), Dillingh [102].

З перелічених вище, найбільш відомим програмним продуктом є LEWICE, який розроблений NASA для моделювання наростів криги в двовимірній постановці, а також використовується як ключовий інструмент при дослідженні процесів наростання криги в тривимірній постановці. Розробка LEWICE почалася у 1980-х роках, перша версія 1.0 вийшла в 1991 році, і потім постійно вдосконалювалася: в 1993 році (версія 1.3), 1995 (версія 1.6), 1999 (версія 2.0), 2002 (версія 2.2), потім в 2005 році (версія 3.0) і 2006 (версія 3.2). При розробці програмного продукту були використані: панельний метод для розрахунку зовнішнього поля течії і траєкторна модель для розрахунку руху крапель і визначення коефіцієнта їх захоплення обтічною поверхнею. Процеси зледеніння поверхні описані за допомогою методу поверхневих контрольних об'ємів на підставі масових і теплових балансів в квазістаціонарній постановці. LEWICE також враховує розподіл розмірів крапель за об'ємом, дозволяє розглядати розділені аеродинамічні поверхні, включає моделі теплових систем захисту від зледеніння та інтерфейс зі структурованими розрахунковими сітками, що дозволяють використовувати рішення, отримані за допомогою рівнянь Нав'є-Стокса. LEWICE була ретельно верифікована на великій кількості експериментальних даних в широкому діапазоні параметрів, що включають більше 3000 крижаних форм на 9 різноманітних профілях. Верифікація була проведена головним чином в діапазоні параметрів, що відповідають умовам Додатку С [11], але також і для деяких випадків, поза цього діапазону і в умовах великих переохолоджених крапель. Завдяки цьому факту LEWICE і результати розрахунків, отримані з його допомогою, визнаються в процесі сертифікації літальних апаратів і дозволяють значно

скоротити часові витрати і вартість розробки систем захисту від зледеніння [103].

Необхідно зазначити, що більшість перелічених методик доопрацьовуються для моделювання наростання криги в тривимірній постановці [104,105].

Наприклад, тривимірна версія LEWICE 3D є програмним продуктом, що складається з набору окремих програмних кодів, який був розроблений NASA і, наразі, має широке використання в авіаційній промисловості для визначення кількості та місця утворення крижаних наростів на поверхнях літальних апаратів. Цей продукт використовується для розрахунку кількості вологи, що випадає на обтічну поверхню, що дає можливість визначати розміри і розташування елементів систем захисту від зледеніння, оптимізувати розміщення датчиків і визначати форму наростаючої криги, що необхідно при випробуваннях в умовах відмови систем захисту від зледеніння. Методологія розрахунку процесів наростання криги в LEWICE 3D передбачає використання «стрічкового» підходу з однократним кроком, що вимагає отримання стаціонарного або усередненого за часом рішення зовнішнього потоку, яке надається користувачем. «Стрічковий» підхід засновано на класичній процедурі складання масових і теплових балансів з використанням інтегральної методики розрахунку примежового шару, що дозволяє визначати коефіцієнти тепловіддачі, і є модифікованою версією методу, який використовується в програмному коді LEWICE 2D і застосовується уздовж ліній току. LEWICE 3D підтримує структуровані сітки, адаптивні Декартові сітки та неструктуровані сітки. LEWICE 3D включає в себе розширення, які дозволяють генерувати повну тривимірну форму наросту криги на поверхні, створювати нову крижану поверхню, обчислювати коефіцієнти концентрації поза обтічним тілом та визначати зони затінення. Програма була розпаралелена з використанням OpenMP і MPI (інтерфейс передачі повідомлень), що дозволило значно скоротити час рахунків [103].

Необхідно відзначити, що проблема моделювання процесів зледеніння аеродинамічних поверхонь передбачає, як аналіз власне процесів зледеніння, утворення крижаних наростів, так і оцінку їх впливу на аеродинамічні характеристики літальних апаратів. У таких методиках, як LEWICE 3D і FENSAP-ICE, зроблена спроба вирішити цю проблему, об'єднавши набір високоточних обчислювальних інструментів в одне інтегроване середовище [106,107,108,109]: розрахунок аеродинамічного потоку, розрахунок траєкторій крапель і коефіцієнта захоплення крапель обтічною поверхнею, розрахунок теплових потоків при наростанні криги. Ці методики також включають інструменти для підготовки геометрії, генерації розрахункових сіток і різні додатки для подальшої обробки даних. Оцінка впливу криги на аеродинаміку передбачає розрахунок аеродинамічних коефіцієнтів літального апарату зі зміненою геометрією. При цьому повинні бути точно визначені характеристики підйомної сили, лобового опору і моменту обертання профілів з наростами криги. Часто для аеродинамічних розрахунків використовуються запатентовані методи або розв'язувачі на підставі рівнянь Нав'є-Стокса [103].

В цілому, говорячи про моделі та програмно-методичне забезпечення, що описують процеси зледеніння, в якості напрямків удосконалень можуть бути перелічені:

- вдосконалення розрахунку аеродинамічного потоку, який може бути заснований на методі щитів в двовимірній постановці [97, 98, 100, 101] або на рівняннях Нав'є-Стокса в дво- і тривимірних постановках [99, 104];
- розрахунок руху переохолоджених крапель, та, відповідно, кількості вологи, що випадає на елемент поверхні, особливо у випадку складної геометричної форми обтічного тіла (методики можуть бути засновані на методі Лагранжа [97, 98, 99, 100, 101] або на методі Ейлера [104]);
- розрахунок параметрів повітряно-крапельного потоку в примежовому шарі з урахуванням шорсткості поверхні зледеніння [176,178];
- визначення конвективного теплообміну між поверхнею зледеніння та повітряно-крапельним потоком, роботи Sebesci і Bradshaw [110];

- розвиток методик розрахунку шорсткості поверхні, які можуть бути засновані на використанні емпіричних співвідношень (наприклад Shin та ін. [111]), або за допомогою фізичних параметрів [38];
- вдосконалення методики розрахунку термодинаміки процесу затвердіння поверхневої рідини, що дозволяє розрахувати швидкість наростання криги, Messinger [40] і роботи Lozowski [48] та ін.;
- визначення підходу до описання руху межі поверхня зледеніння-обтічний потік (в напрямку назустріч краплям, що випадають, за нормаллю до обтічної поверхні, метод бісектрис, та ін. [97, 98, 105]);
- підвищення точності опису геометрії наростів, що утворюються, та розрахунку місцевих коефіцієнтів тепло- і масообміну (наприклад, оптимізація дискретизації часу періоду зледеніння, Lozowski [48] та ін.).

Необхідно зазначити, що головні відмінності між існуючими методиками, за винятком FENSAP-ICE, полягають в розрахунку аеродинамічного потоку і еволюції за часом. При цьому програмні продукти, засновані на методі щитів, який використовується для розрахунку потенційної течії, в порівнянні з програмами, заснованими на рівняннях Нав'є-Стокса, мають обмежену область використання, оскільки не враховують стисливість та в'язкість потоку та, відповідно, не можуть визначати точки відриву потоку, бути застосовані у випадках досить великих швидкостей та складної геометрії, для визначення аеродинамічних характеристик. Однак, з іншого боку, вони дозволяють набагато швидше отримувати рішення та проводити багатопараметричні дослідження [125].

В більшості моделей, які було перелічено вище, поведінку поверхневої рідини описано, не беручи до уваги її фізичний стан, з використанням спрощуючих гіпотез. Вважають, що рідина переміщується по поверхні зледеніння у вигляді плівки, ґрунтуючись на гіпотезі, що була розвинена в роботах Al-Khalil [112, 113] та ін. Це припущення не враховує, що поверхнева рідина може мати різний фізичний стан, що визначається термодинамічним балансом, фізичними властивостями переохолодженої води, дією аеродинамічної, гравітаційної сили, поверхневим натягом. При цьому, такі

параметри та фізичні явища, що мають місце на поверхні зледеніння, як шорсткість, щільність крижаних утворень, процеси розбризування та уносу зовнішнім потоком рідини з обтічної поверхні, механізм переміщення та замерзання рідини є недостатньо вивченими. В існуючих методиках, як правило, перелічені фактори враховують, використовуючи емпіричні співвідношення. Наприклад, шорсткість поверхні може бути визначена за допомогою співвідношень, запропонованих Ruff, Shin і Bond в роботі [114], процеси розбризування поверхневої рідини – Olsen і Walker в роботі [115], щільність крижаних утворень – Jones в роботі [116]. Необхідно зазначити, що ці співвідношення були отримані для відносно простої геометрії обтічного тіла, і, відповідно, вони мають обмежене застосування в разі складної геометрії і метеорологічних умов, що значно відрізняється від розглянутих.

Дослідження, що були проведені останнім часом, дозволили краще вивчити такі явища, як формування шорсткості поверхні зледеніння і переміщення рідини вздовж обтічної поверхні:

- робота Shin [117], в якій було вивчено величину і закон розподілу шорсткості по крижаній поверхні, і показано, що емпіричне співвідношення, запропоноване Ruff [111] не може бути застосоване в разі, коли поверхня покрита плівкою води;
- дослідження Al-Khalil [112, 113] та ін., які дозволяють аналітично описати утворення і рух плівки і струмочків на поверхні, із умови рівноваги між поздовжньою та аеродинамічною силами, що діють на поверхневу краплю;
- роботи Hansman [118] та ін., які показали, що поверхневий натяг є основним фактором, що впливає на утворення крапель на поверхні крила;
- роботи Fortin та ін. [125], які дозволили краще вивчити поведінку рідини, що осаджується на поверхні крила.

Виходячи з припущень, зроблених в цих роботах, було запропоновано використовувати термодинамічну модель, в якій рідка фаза і шорсткість

здаються за допомогою фізичних параметрів, а не емпіричних співвідношень [38,125].

Тим не менше, все ще залишається невизначеним питання визначення фізичного стану рідини на обтічній поверхні, та вирішення термодинамічного протиріччя, яке полягає в тому, що основне охолодження поверхневої рідини відбувається зі сторони зовнішнього потоку, а фронт фазового переходу, при цьому, рухається зі сторони обтічного тіла.

1.4 Вплив зледеніння на літальний апарат

Зледеніння може впливати на літальний апарат і характеристики керованості по-різному в залежності від місця розташування, кількості і виду криги. Найбільш загальними негативними явищами, характерними для аеродинамічних поверхонь, є [3]:

- зменшення підйомної сили;
- зменшення кута атаки зриву потоку;
- збільшення лобового опору;
- погіршення керованості;
- крен (утворення відривного пузиря і самовідхилення елеронів);
- збільшення ваги.

Як приклад комплексного негативного впливу зледеніння на літак може бути розглянуто зледеніння хвостового оперення [24]. Необхідно брати до уваги той факт, що кут атаки до поверхонь хвостового оперення відрізняється від кута атаки літака. В разі виникнення зледеніння на хвості, що призведе до зменшення аеродинамічної сили, необхідно буде збільшувати його кут атаки, а можливий передчасний зрив потоку з хвостового оперення буде приводити до істотного зменшення його підйомної сили (рис. 1.18). При цьому ніс літака буде опускатися вниз. Якщо це явище буде відбуватися під час заходу на посадку (коли закрилки випущені, кут атаки хвостового оперення збільшений, через зледеніння відбувається передчасний зрив потоку і підйомна сила хвоста може виявитися недостатньою для врівноваження літака), через низьку висоту виправлення ситуації може бути неможливим (рис. 1.19) [24].



Рис. 1.18 Баланс сил, які діють на літальний апарат у польоті

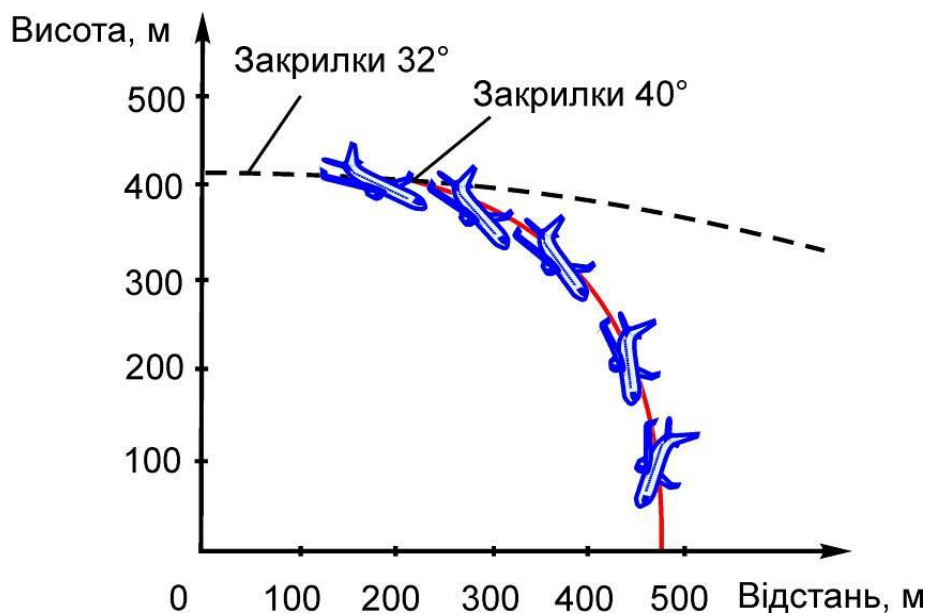


Рис. 1.19 Виникнення пікіруючого моменту в результаті зриву потоку з хвостового оперення

У деяких умовах крижані нарости на передньому краї крила можуть формувати відривні пузирі. Зі збільшенням кута атаки такі пузирі можуть простягатися вниз за потоком аж до елерона, викликаючи виникнення нерозрахункових навантажень на останні. Подальший відрив потоку, може призводити до самовідхилення або нестійкості елеронів, погіршення поздовжньої стійкості, втрати, або погіршення характеристик керованості по тангажу [3].

Втрата поздовжньої стійкості, викликана зледенінням, є досить рідкісним явищем, проте дуже небезпечним і стосується літаків всіх розмірів. При цьому погіршення поздовжньої стійкості може відбуватися за відсутності типових ознак зледеніння або реєстрації аеродинамічного зриву потоку.

У міжнародній практиці при оцінці рівня негативного впливу на літальний апарат виділяють чотири ступені зледеніння: незначна (trace), легка (light), помірна (moderate), сильна (severe). Різниця між ними є досить умовною, протягом останніх десятиліть (починаючи з 60-х років) пропонуються різні підходи до способів такої оцінки. Основною проблемою при цьому як і раніше залишається те, що при одній і тій же водності і середньому об'ємному діаметрі крапель в атмосфері, рівень впливу на конкретний літальний апарат буде залежати від швидкості польоту, розмірів і конструктивних особливостей цього літального апарату [119].

1.5 Системи захисту від зледеніння

Щоб захистити поверхні літака (крила, корпус, вхідні отвори двигуна, датчики систем, вітрове скло) від появи криги в польоті або на землі, використовують системи захисту від зледеніння. Ці системи можна розділити за характером роботи на (рис. 1.20) [120]:

- системи видалення криги (системи протизледеніння) – системи видалення криги, що вже утворилася, як правило, циклічної дії;

- системи антизледеніння – які в принципі не допускають появу криги.

І за принципом дії на:

- механічні – пневматичні, електроімпульсні, електро-експульсивні, ультразвукові, гідрофобні покриття;
- фізико-хімічні – рідинні, теплові (повітряно-теплові, електро-теплові), СВЧ нагрівання, індуктивне нагрівання.



Рис. 1.20 Класифікація систем захисту від зледеніння

Пневматичні системи складаються з секцій еластичного протектора, який деформується, широко застосовуються на літаках з поршневіми двигунами і на невеликих літаках з газотурбінними двигунами. Ці протектори успішно використовуються для захисту повітрязабірників двигунів, передніх кромки крила і оперення, обтікачів радіолокаційних антен та інших поверхонь [121].

Система потребує невеликої потужності і використовує просту, добре перевірену технологію. Однак еластичні елементи не можуть бути застосовані на літаках з високими аеродинамічними якостями, є уразливими до зовнішніх пошкоджень, внутрішніх витоків, вимагають регулярної заміни. Також при температурах нижче $-15 \dots -20 \text{ }^\circ\text{C}$ погіршується робота таких систем, оскільки гума стає менш еластичною [120].

Електроімпульсні системи. Принцип роботи таких систем полягає в створенні в обшивці, яка захищається, а також в шарі криги, що знаходиться на обшивці імпульсних деформацій. При цьому в шарі криги виникають механічні напруги, достатні для його руйнування, але в обшивці напруги менше межі втоми або межі циклічної міцності [112].

Електро-експульсивні системи. Такі системи складаються з поліуретанового еластомерного покриття, що включає два комплекти паралельних мідних стрічкових провідників. Імпульси електричного струму проходять через провідники, індукують протилежні магнітні поля і обумовлюють рух поверхневого покриття, руйнуючи і відштовхуючи кригу, що накопичилася. Система спочатку була розроблена NASA, і згодом була реалізована в США [120].

Рідинні системи, що працюють на гліколі, спирті або суміші цих та інших хімічних речовин, призначені для застосування на панелях крила, лобовому склі, повітрязабірниках двигунів і гвинтах. Існують різні методи застосування рідини на поверхнях, що захищаються. Для великих поверхонь використовуються пористі матеріали, через які рідина подається під тиском. На таких елементах, як лобове скло і повітряні гвинти, використовуються також розбризкуючі та розподільчі пристрої. Рідини можуть застосовуватися як для видалення криги, що утворюється, так і для запобігання зледенінню. Обмеження накладається кількістю рідини, яку може взяти літак. Оскільки потік рідини регулюється отворами малого діаметру, які легко піддаються засміченню, ці системи не знайшли широкого застосування [121].

Рідинні наземні системи використовуються, коли зимові кліматичні умови призводять до утворення крижаних відкладень на поверхнях літака, який знаходиться на землі. При цьому, навіть невеликі відкладення у вигляді шорсткості, які мають відносно незначний вплив на аеродинамічні показники літака на крейсерському режимі польоту, під час зльоту можуть призводити до катастрофічних наслідків. Для видалення криги перед зльотом зазвичай використовуються суміші гарячої води і гліколевих рідин із низькою точкою замерзання. Такий підхід є економічно і технічно обґрунтованим, але, на жаль, забезпечує короткотривалий захист від зледеніння [120].

Система пневматичного імпульсного видалення криги є модифікацією пневматичної системи, була розроблена у США [120]. Перевагою такої системи є забезпечення кращого захисту навіть при утворенні відносно тонкого шару криги, та більш стійкої до ерозії та пошкодження поверхні. Система використовує компресор з електричним або гідравлічним приводом для створення подачі повітря високого тиску для нагнітання в еластичні трубки. Електромагнітні керовані імпульсні клапани активуються контролером, щоб забезпечити імпульсне подавання стисненого повітря до трубок з відносно невеликим діаметром, розташованих уздовж захищених поверхонь. Поверхня, що захищається покрита металевим або термопластичним зовнішнім шаром для забезпечення стійкості до пошкодження або ерозії. Коли відбувається імпульсне збільшення тиску, ця зовнішня поверхня відхиляється на невелику відстань (близько 1 мм) з дуже високим прискоренням, внаслідок чого шар криги, що утворився на поверхні, руйнується та видаляється зовнішнім потоком

Система, як і оригінальна пневматична, вимагає відносно невеликої потужності. Однак, хоча основні елементи системи пройшли випробування в як в аеродинамічній трубці з відтворенням умов обмерзання так і на випробуваному літаку, деякі з компонентів все ще знаходяться на стадії розробки або на ранній стадії розвитку, і на сьогодні використання системи ще не почалося [120].

Повітряно-теплові системи застосовуються на багатьох газотурбінних двигунах у зв'язку з наявною можливістю відбору гарячого повітря від цих

двигунів, а також внаслідок відносної ефективності та надійності цих систем. Гаряче повітря використовується для запобігання зледенінню або видаленню криги, що утворюється на коку двигуна, стойках вхідного направляючого апарату; крім того, повітря, що відбирається від двигуна, може використовуватися в системі протизледеніння літака для обігріву передньої кромки крила, механізації крила, поверхонь оперення, вхідних ділянок повітрязабірників двигунів, обтікачів, радіолокаційних антен і деяких приладів. Якщо двигуни не можуть забезпечити необхідних витрат або температури повітря, що відбирається в систему протизледеніння, то застосовуються системи з окремими джерелами гарячого повітря [121].

Електротеплові системи служать зазвичай для видалення криги, що утворюється, а не для запобігання зледенінню, так як останнє при тривалій роботі потребує великих витрат енергії. З метою підвищення ефективності при менших витратах енергії розроблені і випробувані системи з різними робочими циклами. Оскільки ці системи споживають багато енергії і менш надійні, ніж повітряно-теплові, вони використовуються тільки для захисту невеликих елементів літаків, наприклад, лобового скла, коків, гвинтів, трубок Піто, датчиків статичного тиску, радіоантен, входів повітрязабірників, обтікачів, радіолокаційних антен і т. п., а в окремих випадках для захисту горизонтального оперення [121].

Ультразвукові системи, гідрофобні покриття, СВЧ нагрівання та індуктивне нагрівання наведені у класифікації як перспективні та ті, що розробляються.

1.6 Основні проблеми, як виникають при розробці систем захисту від зледеніння

Основними питаннями, на які необхідно відповісти розробникам систем захисту від зледеніння, є:

- в яких саме місцях даного літального апарату і якої форми і з якою інтенсивністю будуть утворюватися крижані нарости для заданих

польотних і метеорологічних умов, і яким чином ці нарости будуть впливати на аеродинамічні характеристики літального апарату в разі відмови системи захисту від зледеніння;

- до яких саме ділянок аеродинамічних поверхонь і яку найменшу кількість тепла необхідно підводити для забезпечення безпеки польоту (у випадку використання теплових систем захисту від зледеніння);
- оцінити вплив на аеродинаміку літака криги, що наростає між циклами спрацьовування, в разі нерозрахункового режиму обмерзання, «бар'єрної» криги, що утворюється за областю, яка захищається для теплової системи протизледеніння або антизледеніння, залишкової криги – для механічної системи протизледеніння.

Згідно з прийнятими нормативними документами, основними методами дослідження, що визнаються в процесі сертифікації літальних апаратів для польотів в несприятливих метеорологічних умовах, є [12]:

- дослідження під час польоту в природних умовах зледеніння;
- дослідження під час польоту із створенням штучних умов зледеніння за допомогою систем розпилення;
- льотні випробування з використанням імітаторів крижаних наростів, закріплених на аеродинамічних поверхнях літальних апаратів;
- наземні дослідження в аеродинамічних трубах, як в «сухих», так і в обладнаних системою відтворення умов зледеніння;
- дослідження за допомогою чисельних методів.

При цьому необхідно зазначити, що льотні випробування є найбільш достовірним засобом досліджень, але вони мають деякі істотні недоліки: окрім їх надзвичайно високої вартості, в даному випадку не є вичерпним і достатньо інформативним інструментом, оскільки, з одного боку, існують труднощі із визначенням місця розташування хмар, які викликають зледеніння і забезпеченням повторюваності умов експерименту, а з іншого боку, беручи до

уваги небезпеку ситуації, значно звужується діапазон прийнятних умов для експерименту, особливо за наявності в атмосфері великих переохолоджених крапель.

Наземні експериментальні методи також вимагають використання дорогого і складного устаткування – охолоджуваних високошвидкісних аеродинамічних труб, які обладнані системою відтворення умов, що викликають зледеніння. Такі методи, хоча і дозволяють значно розширити діапазон досліджуваних параметрів, однак, в свою чергу, 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, 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.

1.7 Мета роботи

Проведений аналіз проблеми зледеніння аеродинамічних поверхонь літальних апаратів, умов зледеніння, типів зледеніння та його впливу на літальний апарат, сучасного стану питання експериментальних та теоретичних досліджень, проблем, що виникають при розробці систем захисту від зледеніння та проблеми розробки чисельних методів моделювання процесів зледеніння дозволяє зробити наступні висновки:

1. Розробка чисельних методик, алгоритмів та програм для моделювання процесів зледеніння аеродинамічних поверхонь літальних апаратів під час польоту в несприятливих метеорологічних умовах є актуальною

проблемою забезпечення безпеки польотів та авіабудівної галузі в цілому.

2. Відомі методики, що визнаються в процесі сертифікації літальних апаратів, є добре верифікованими, але мають обмежене застосування в разі досить великих швидкостей і складних форм крижаних наростів, конфігурацій з мультитілами, не дозволяють оцінювати вплив шорстких наростів криги, що утворюються, на аеродинамічні характеристики літального апарату. Мають обмежене застосування при переході до задач в тривимірній постановці, містять деякі протиріччя при описі фізичної картини і, відповідно, термодинаміки процесу наростання криги.
3. Актуальними є наступні напрямки удосконалень методик моделювання процесів зледеніння аеродинамічних поверхонь, в тому числі в тривимірній постановці:
 - вдосконалення розрахунку аеродинамічного потоку;
 - розрахунок руху переохолоджених крапель, та, відповідно, кількості вологи, що випадає на елемент поверхні;
 - розрахунок параметрів повітряно-крапельного потоку в приміжовому шарі з урахуванням шорсткості поверхні зледеніння;
 - розвиток методик розрахунку шорсткості поверхні;
 - вдосконалення методики розрахунку термодинаміки процесу затвердіння поверхневої рідини;
 - підвищення точності опису геометрії наростів, що утворюються, та розрахунку місцевих коефіцієнтів тепло- і масообміну;
 - створення універсального програмного забезпечення, яке дозволяє розраховувати як форму крижаних наростів, так і аеродинамічні характеристики літального апарату зі зледенінням.
4. Залишається невирішеною проблема при забезпеченні безпеки польотів, а саме визначенні ступеня небезпеки, яка полягає в тому, що при одній і тій же температурі, водності і середньому об'ємному діаметрі крапель в

атмосфері, рівень впливу зледеніння на літальний апарат буде залежати від швидкості польоту, розмірів і конструктивних особливостей цього літального апарату.

Таким чином, для забезпечення безпеки 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 заданих метеорологічних умовах 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.

Для досягнення поставленої мети необхідно провести наступні дослідження:

1. Виконати експериментальні дослідження процесу зледеніння аеродинамічних поверхонь: з'ясувати фізичні особливості взаємодії переохолоджених крапель води з обтічною поверхнею, механізму замерзання вологи та її подальшого переміщення уздовж поверхні, що зледеніває.
2. На основі проведених експериментальних досліджень вдосконалити методіку моделювання наростання криги на обтічній поверхні.
3. Розробити методіку розрахунку обтікання профілю крила повітряно-крапельним в'язким стисливим потоком, що описує процес осадження вологи на обтічну поверхню, з урахуванням шорсткості поверхні, та яка дозволить визначати аеродинамічні характеристики профілю.
4. Отримати розв'язок задачі моделювання зледеніння літального апарату в тривимірній постановці.

5. З метою тестування розробленої методики та програмного забезпечення провести експериментальні дослідження впливу криги на аеродинамічні характеристики профілю крила.
6. Визначити та дослідити, відповідно до нормативної документації, діапазон льотних і метеорологічних параметрів, в якому може виникати зледеніння.
7. Вивчити 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.
8. Провести багатопараметричні дослідження процесів зледеніння аеродинамічних поверхонь літальних апаратів, які дозволять оцінити небезпеку зледеніння, що виникає в заданих умовах.
9. На основі проведених досліджень розробити систему оцінки небезпеки польоту та ступеню зледеніння літального апарату певної конструкції та розмірів в заданих метеорологічних та льотних умовах.

Розділ 2

Експериментальні дослідження процесу зледеніння

2.1 Вступ до розділу

Для забезпечення безпеки польотів, при розробці систем захисту від зледеніння і сертифікації літальних апаратів для польотів в умовах зледеніння, поряд з натурними (льотними) випробуваннями, в сучасних умовах стає необхідним також використовувати додаткові чисельні інструменти, що дозволяють моделювати форми крижаних наростів і оцінити їх вплив на аеродинамічні характеристики літального апарату. До теперішнього часу з цією метою в різних країнах було розроблено ряд математичних моделей, що описують наростання криги на аеродинамічних поверхнях в різних атмосферних умовах [98,99,100,101,102,122]. У цих моделях, як правило, поведінка рідини на поверхні моделюється, не беручи до уваги її стан, з використанням спрощуючих гіпотез і, відповідно, розглядається тільки потік води у вигляді плівки, що стікає вздовж поверхні криги. Однак, це припущення не враховує фізику взаємодії переохолоджених крапель, що влітають, з обтічною поверхнею, механізм замерзання переохолодженої рідини, а також той факт, що рідина, перебуваючи на поверхні може приймати різну форму і перебувати в різних станах, що визначаються температурою, поверхневим натягом, дією аеродинамічної сили.

Незважаючи на дослідження і удосконалення існуючих моделей [115,116,118,123,124,125], які постійно тривають, такі параметри як шорсткість поверхні, щільність криги, залишкова кількість рідкої води, а також процеси випадання крапель на обтічну поверхню з їх подальшим розбризуванням, викидання поверхневої рідини зовнішнім потоком і її стікання уздовж обтічної поверхні з подальшим замерзанням, до теперішнього часу вивчені недостатньо. Ці процеси, як правило, без детального розгляду, враховують, використовуючи деякі узагальнені емпіричні співвідношення. При цьому необхідно зазначити, що поведінка крапель, що випадають, після їх зіткнення з обтічною поверхнею, грає важливу роль у визначенні областей, де відбувається «вологе» наростання, а також є чинником, що визначає області сухої (або пухкої) криги, де відбувається достатнє охолодження, щоб повністю заморозити краплі, що випадають на поверхню [118]. Крім того, на процес утворення криги впливає характер переміщення рідини уздовж обтічної поверхні, а також «замикання» всієї рідини або її частини в западинах між крижаними мікронерівностями.

Таким чином, обґрунтуванню правомірності застосування існуючих, а також створенню більш точних аналітичних моделей, що описують явище зледеніння аеродинамічних поверхонь, перешкоджає недостатнє знання про процес утворення нерівностей на поверхні наростаючої криги.

Докладному дослідженню процесів утворення поверхневих нерівностей були присвячені роботи [118,126,127]. У першій досліджувалися мікронерівності на поверхні криги, що наростає на нерухомих циліндрах, які мають діаметри від 1 до 6 дюймів. Були виділені 5 характерних зон, що мають певну структуру криги (рис. 2.1):

1. Так звана «гладка» зона, яка зазвичай розташована в області точки гальмування. Зазначається, що в цій зоні утворюється склоподібна крига, покрита плівкою води, що стікає під дією зовнішнього потоку.
2. «Шорстка» зона. Внаслідок різкого збільшення коефіцієнта тепловіддачі, що відбувається через перехід ламінарного прикордонного шару в турбулентний, збільшується частка вологи, яка

замерзає. На поверхні вже знаходиться недостатня кількість вологи, щоб утворювати плівку; вода під дією сил поверхневого натягу об'єднується у великі поверхневі краплі, які можуть бути нерухомими, або розтікаться.

3. Зона «рогоподібних наростів». При достатній кількості води на обтічній поверхні, а також за рахунок вологи, що стікає з «гладкої зони», елементи нерівності в «шорсткій зоні» починають виступати досить високо над обтічною поверхнею, вловлюючи більшу кількість переохолоджених крапель. При цьому, в свою чергу, збільшується коефіцієнт тепловіддачі, нерівності починають швидко рости і перетворюються на великі рогоподібні нарости. Як показали експерименти, вода, що стікає по поверхні, зривається або розбризкується з цих окремих елементів.
4. Зона «води, що стікає». При високому значенні водності повітряно-крапельного потоку під час початкового періоду процесу зледеніння поверхнева вода спочатку стікає, потім зупиняється в точці відриву потоку і замерзає у вигляді струмків або крапель, які об'єдналися. Як тільки крига починає формуватися вище за течією в «шорсткій зоні» вода в зону «води, що стікає» більше не надходить і крижана поверхня, яка вже утворилася залишається незмінною.
5. Зона «пухкої криги». Іноді (при досить низькій температурі і відносно невеликій водності), у всій зоні випадання вологи або частини обтічного тіла утворюється пухка крига.

Слід зазначити, що в залежності від умов зледеніння можуть спостерігатися ті чи інші зони на обтічній поверхні.

У двох інших роботах [126,127] були досліджені процеси зародження і розвитку гребенеподібних крижаних наростів на стрілоподібному крилі при моделюванні в аеродинамічній трубі і в натурних випробуваннях. Окремо процес взаємодії великих переохолоджених крапельок з тонким водяним шаром на похилій плоскій поверхні був досліджений в роботах [128,129]. Метою робіт

[130,131] було дослідження деформації і руйнування водяних крапельок перед взаємодією з обтічної поверхнею. У роботах [132,133,134,135,136,137] також було розглянуто процес випадання вологи і взаємодія крапель, що випадають, з обтічної поверхнею.

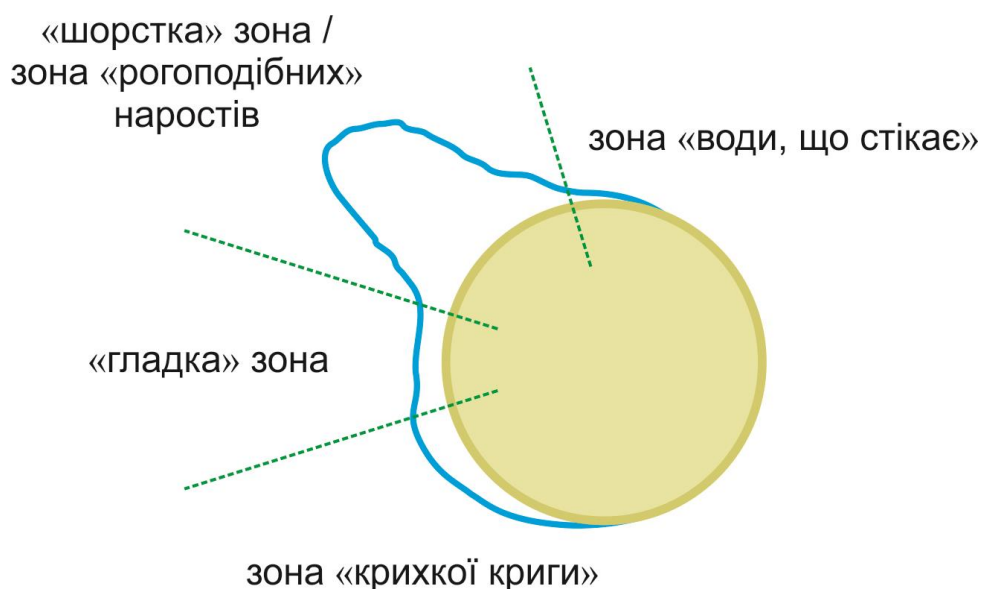


Рис. 2.1 Зони зледеніння

Проте, питання комплексного розуміння мікрофізики явищ, що відбуваються в умовах зледеніння при попаданні переохолоджених крапель води на обтічну поверхню, і особливостей процесу їх подальшого переміщення і замерзання все ще залишається відкритим.

Крім того, незважаючи на велику кількість проведених теоретичних та експериментальних досліджень проблеми зледеніння аеродинамічних поверхонь, тим не менш, недостатньо вивченими залишаються найбільш небезпечні режими польоту за умов при наявності великих переохолоджених крапель води, переохолодженого дощу. Також неохопленим залишився діапазон параметрів, відповідний режимам експлуатації літальних апаратів з відносно невеликими висотами і швидкостями польоту: літаків малої авіації, вертольотів, БПЛА.

У розділі представлені результати експериментальних досліджень, метою яких було вивчення реальної фізичної картини процесу зледеніння, а також знайти відповідь на наступне питання: який фактичний процес взаємодії великих переохолоджених крапель води з поверхнею наростаючої криги і яка фізика процесу замерзання вологи, що випала на обтічну поверхню.

Експериментальні дослідження були проведені в Інституті адаптотроніки і функціоінтеграції технічного університету Брауншвейга, за участю автора в складі дослідницької групи, на установці, що моделює умови зледеніння. Були проведені три серії експериментів, присвячених вивченню фізики процесу взаємодії переохолоджених крапель води, що влітають з зовнішнього потоку, з поверхнею профілю крила що обмерзає, мікроструктури наростаючої криги, а також вивчення процесу замерзання невеликих об'ємів поверхневої переохолодженої води.

2.2 Опис експериментального обладнання

Установка, на якій проводилися експериментальні дослідження, представляла собою аеродинамічну трубу незамкненого типу (рис. 2.1) з перетином робочої частини $0,45 \times 0,45$ м (конструктивно труба мала камеру Ейфеля, що передбачало можливість проведення експериментів також з відкритою робочою частиною) та дозволяла проводити експерименти зі швидкістю повітряно-крапельного потоку, що набігає до 40 м/с. Аеродинамічна труба була обладнана системою розпилення води і цілком поміщена в охолоджувану термоізолювану камеру, що має внутрішні розміри $4 \times 4 \times 9$ м. Температура повітря підтримувалася автоматично в діапазоні від 0 °С до -20 °С з використанням охолоджуючого агрегату потужністю 24 кВт. За допомогою десяти термічних датчиків проводилися вимірювання температури в різних точках камери.

Розпилювальна система являла собою сопло, розташоване в центрі перетину за хонейкомбом. Відстань між соплом і робочим тілом становила $\sim 2,2$ м. Сопла, що використовувалися, продукували краплі, що мають серединний діаметр більший 50 мкм (згідно з Додатком О розділу 14 Зведення нормативних актів Федерального управління цивільної авіації США, частини 25 такі крапельки відносяться до великих переохолоджених (SLD)). В експериментах діаметр крапель визначався візуально по фотографіям. Водний вміст визначався за швидкістю повітряно-крапельного потоку, витратам води в розпилювальній системі і площі перетину області випадання крапель.

2.3 Методологія проведення експерименту

В експериментах використовувався алюмінієвий профіль *NACA 0015* з довжиною хорди 30 см, розташований горизонтально і мав нульовий кут атаки. Профіль був виготовлений із алюмінієвого листа товщиною 1 мм з елементами жорсткості всередині.

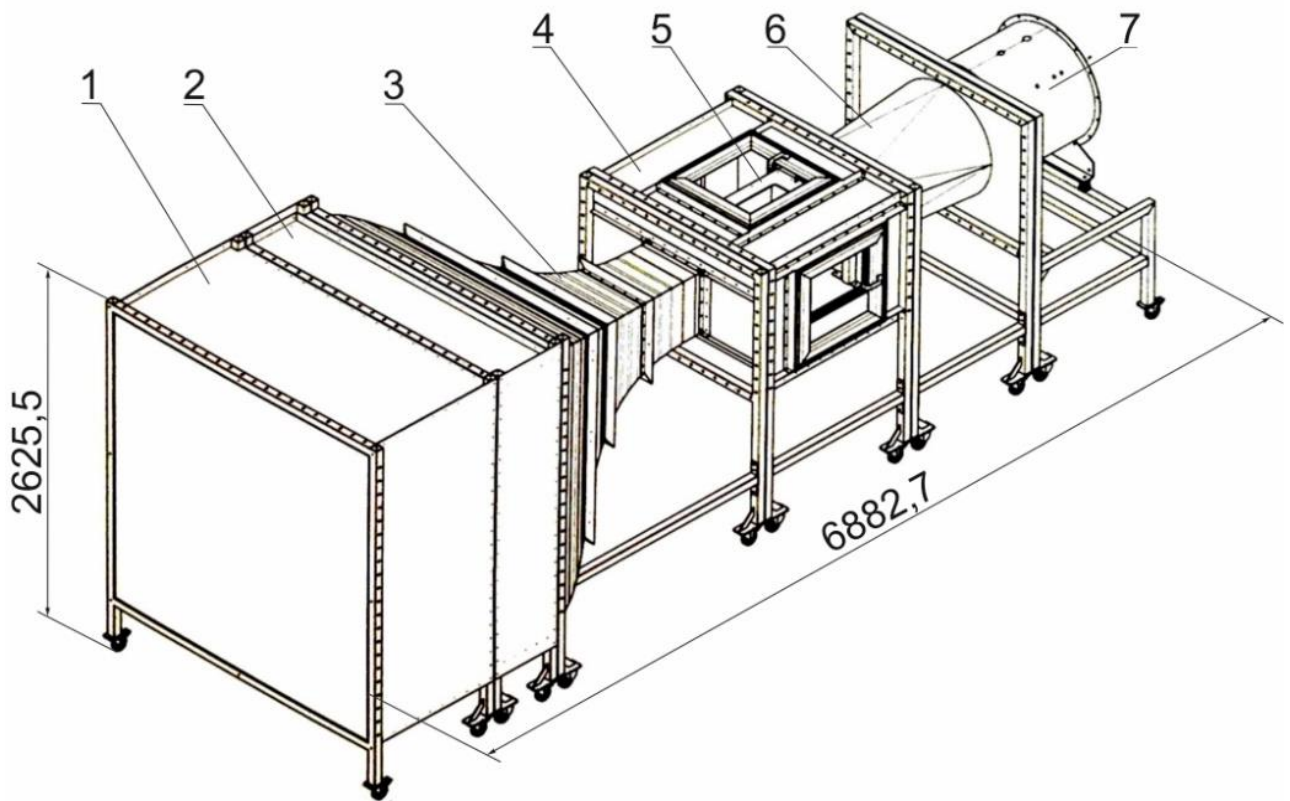
Для отримання фотографічних даних використовувалася PCO.DIMAX високошвидкісна камера, обладнана 100 мм макрооб'єктивом, яка дозволяла виконувати серію знімків з частотою до $57\,000$ кадрів на секунду з дозволом 195×148 пікселів (при цьому область 50×50 pixels відповідала 1 мм² реального розміру отриманого зображення, що дозволило, аналізуючи відеозображення, яке було згенеровано, відстежувати поведінку крапельок розміром більше 20 мкм). Витримка становила 3 нс (при менших значеннях зображення ставало темним, а при збільшенні до 10 нс – нечітким, через рух крапельок).

Експерименти проводилися з відкритою робочою частиною. Обладнання, що використовувалося для спостереження за процесом зледеніння, було розміщено в камері Ейфеля, швидкісна камера була встановлена з боку бічної стінки робочої секції під невеликим кутом до поверхні профілю, таким чином, щоб було добре видно рухомі крапельки і топографія наростаючої криги (рис. 2.2 а і 2.2 б). Світлодіодні джерела світла були розташовані з боків

камери, а також зверху. У початковий момент процесу зледеніння відбите від поверхні профілю світло світлодіоду 1 (рис. 2.2 б) призводило до збільшення ступеня контрастності одержуваних зображень.

У різних серіях експериментів камера була сфокусована або в область точки гальмування, або в область, розташовану на відстані близько 10% довжини хорди від точки гальмування. В окремих випадках було організовано додаткове освітлення, щоб отримати більш чітке зображення наростаючих крижаних утворень крупним планом при дуже малому часі експозиції. При цьому вдалося отримати чіткі знімки поверхні наростаючої криги при її товщині до 5 мм (що в умовах експерименту відповідало моментам часу до 60 секунди після початку процесу зледеніння). Для захисту камери був встановлений чохол з теплоізоляційного матеріалу. Також додатково використовувалася цифрова фотокамера для отримання загального вигляду поверхні криги.

На початку кожного експерименту фокус камери встановлювався на імовірну область спостереження з урахуванням переміщення поверхні криги до заданого моменту часу. Потім установка активізувалася, температура в камері виводилася до заданого значення і автоматично підтримувалася протягом експерименту. Після досягнення заданої швидкості потоку в робочій частині аеродинамічної труби і стабілізації основних параметрів активізувалася система розпилення. У заданий момент часу після початку процесу зледеніння за допомогою високошвидкісної камери, обладнаної макрооб'єктивом, виконувалася серія фотографій крупним планом. Потім система розпилення і аеродинамічна труба деактивувалися, виконувалася зйомка крижаних утворень, що росли, крупним планом за допомогою цифрової камери. Перед початком наступного експерименту крига з профілю видалялася.

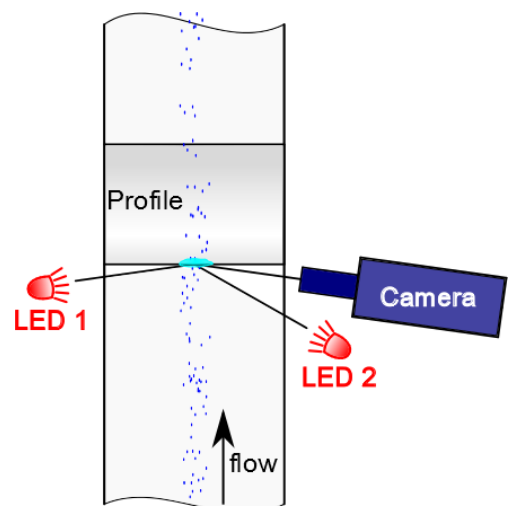


1 – хонейкомб, 2 – система розпилення, 3 – конфузур, 4 – камера Ейфеля, 5 – робоча частина, 6 – дифузур, 7 – вентилятор і двигун

Рис. 2.1 Схема експериментальної установки



а)



б)

Рис. 2.2 Взаємне розташування профілю крила і фотографічного обладнання

Отримані дані були оброблені за допомогою цифрових програм відображення. Були створені цифрові кінофільми з метою вивчення динаміки розвитку процесу і елементів шорсткості. З метою більш наочного подання матеріалу, графічні результати в роботі наведені у вигляді серії фотографій і пояснювальних схем.

2.4 Взаємодія переохолоджених крапель води з поверхнею зледеніння

У підрозділі представлені результати експериментальних спостережень за процесом взаємодії переохолоджених крапельок води з аеродинамічною поверхнею зледеніння. Проведено спостереження за еволюцією початкової фази процесу наростання криги за часом, проаналізовано вплив температури на механізм затвердіння поверхневої рідини в області гальмування і на відстані $\sim 10\%$ довжини хорди від точки гальмування, а також вивчено поведінку рідини, що випадає на аеродинамічну поверхню при додатних температурах навколишнього середовища.

2.4.1 Взаємодія крапель води з обтічною поверхнею без зледеніння

Перша серія експериментів була проведена при наступних умовах: швидкість потоку, що набігає $v_{\infty} = 40 \text{ м/с}$, температура $T_{\infty} = +25 \text{ }^{\circ}\text{C}$, водність $LWC = 2.3 \text{ г/м}^3$, діаметр крапельок $d_k = 150 \text{ мкм}$.

Спостерігаючи за процесом осадження вологи при обтіканні профілю крила повітряно-крапельним потоком неозброєним оком можна помітити наявність тонкої водяної плівки, що швидко стікає в області передньої кромки крила. Однак аналізуючи дані, отримані під час фотозйомки зі швидкістю 46 057 кадрів в секунду, можна зробити висновок, що насправді суцільна плівка в умовах експерименту не утворюється, а відбувається безліч зіткнень крапельок з обтічною поверхнею (рис. 2.3). На цьому і всіх подальших

малюнках шкала, наведена на першому фрагменті, справедлива для всієї групи елементів рисунка. Щоб зробити рисунки більш зрозумілими, на зображеннях використані червоні прямокутники, що допомагають читачеві сфокусувати увагу на особливостях процесу, що відбувається з крапелькою, що влітає.

В районі лінії гальмування (де швидкість повітряного потоку мінімальна) волога на поверхні існує у вигляді нерухомих поверхневих крапель. Причому в процесі випадання крапельки з зовнішнього потоку на поверхню можна виділити три фази: 1 – «сплющування» (час менше 2×10^{-6} сек); 2 – розширення «млинчика» та інтенсивне розбризкування до завершення розширення (час близько 2×10^{-4} сек); 3 – «стягування», рідина «підтягується» і приймає форму поверхневої краплі (час близько 4×10^{-3} сек). Деформуючись, крапелька може зливатися з іншими поверхневими краплями, беручи участь в розбризкуванні і переміщенні вже їх загального об'єму. Такий механізм взаємодії пояснює причину, чому, незважаючи на статистично рівномірне випадання крапельок на всю поверхню, рідина, тим не менш, існує на поверхні у вигляді окремих крапель, що знаходяться на значній відстані одна від одної. Оскільки крапельки мають деякий кут падіння і, відповідно, пляма взаємодії має витягнуту форму, то відстань між поверхневими краплями вздовж напрямку потоку виявляється більше, ніж поперек.

В області гальмування рідина по поверхні переміщується за рахунок розбризкування, «перестрибувань» (частина вирваної рідини може знову випасти на обтічну поверхню), переміщення краплі по поверхні під час злиття за рахунок кінетичної енергії крапельки, що влітає. Спостереження показують, що при прямому влучанні крапельки в поверхневу краплю, кількість рідини, що «розбризкується», може виявитися навіть більшою, ніж кількість рідини, що міститься в самій крапельці. Тому з плином часу об'єм рідини на поверхні не зростає, плівка не утворюється, а існують лише окремі поверхневі краплі.

На віддаленні від лінії гальмування рідина по поверхні переміщується в такий спосіб: крапелька із зовнішнього потоку потрапляє в поверхневу краплю і, за рахунок своєї кінетичної енергії, призводить її до руху, при цьому частково

розбризкуючись. Як сама деформована крапля, що прийшла до руху, так і частина вирваної рідини (інша частина уноситься зовнішнім потоком) нижче за потоком стикаються з іншими поверхневими краплями, утворюючи таким чином «каскад» або струмочок рідини, що переміщується (рис. 2.4). Втративши розбризуванням або з поверхневими краплями, що відокремилися, значний об'єм рідини, такий «каскад» нижче за потоком зупиняється і знову приймає форму поверхневої краплі. У цій області, за рахунок малого кута атаки, крапельки, що випадають, частіше стикаються з поверхневими краплями, що мають деяку висоту (незважаючи на меншу, на одиницю площі, кількість випадінень), що робить описаний механізм руху на поверхні крила, віддаленої від лінії гальмування, основним.

2.4.2 Початковий етап процесу зледеніння обтічної поверхні

У початковий період процесу зледеніння на поверхні крила утворюються окремі крижані «горбки» – поверхневі краплі (тому що кут змочування на алюмінієвій поверхні досить великий), які замерзають з боку поверхні крила, що має від'ємну температуру, оскільки теплообмін теплопровідністю на цьому етапі найбільш значний. Крапельки, потрапляючи на поверхню, «скочуються», підстрибуючи і взаємодіють з уже частково примерзлими поверхневими краплями, але при цьому, залишаючи в місцях торкання з поверхнею нові краплі (на рис. 2.5 можна бачити ці своєрідні «доріжки» з «бусинок» поверхневих крапель, які формують крапельки, що випадають з потоку). У разі зіткнення крапельки, що влітає, з поверхневою краплею (рис. 2.5 а) в початковий момент взаємодії остання частково руйнується, утворюється якийсь загальний об'єм рідини, який під дією кінетичної енергії крапельки, що влітає, розтягується по поверхні у вигляді струмочка, який в подальшому під дією сил поверхневого натягу руйнується, утворюючи низку поверхневих крапель – «намистин» (рис.2.5 б).

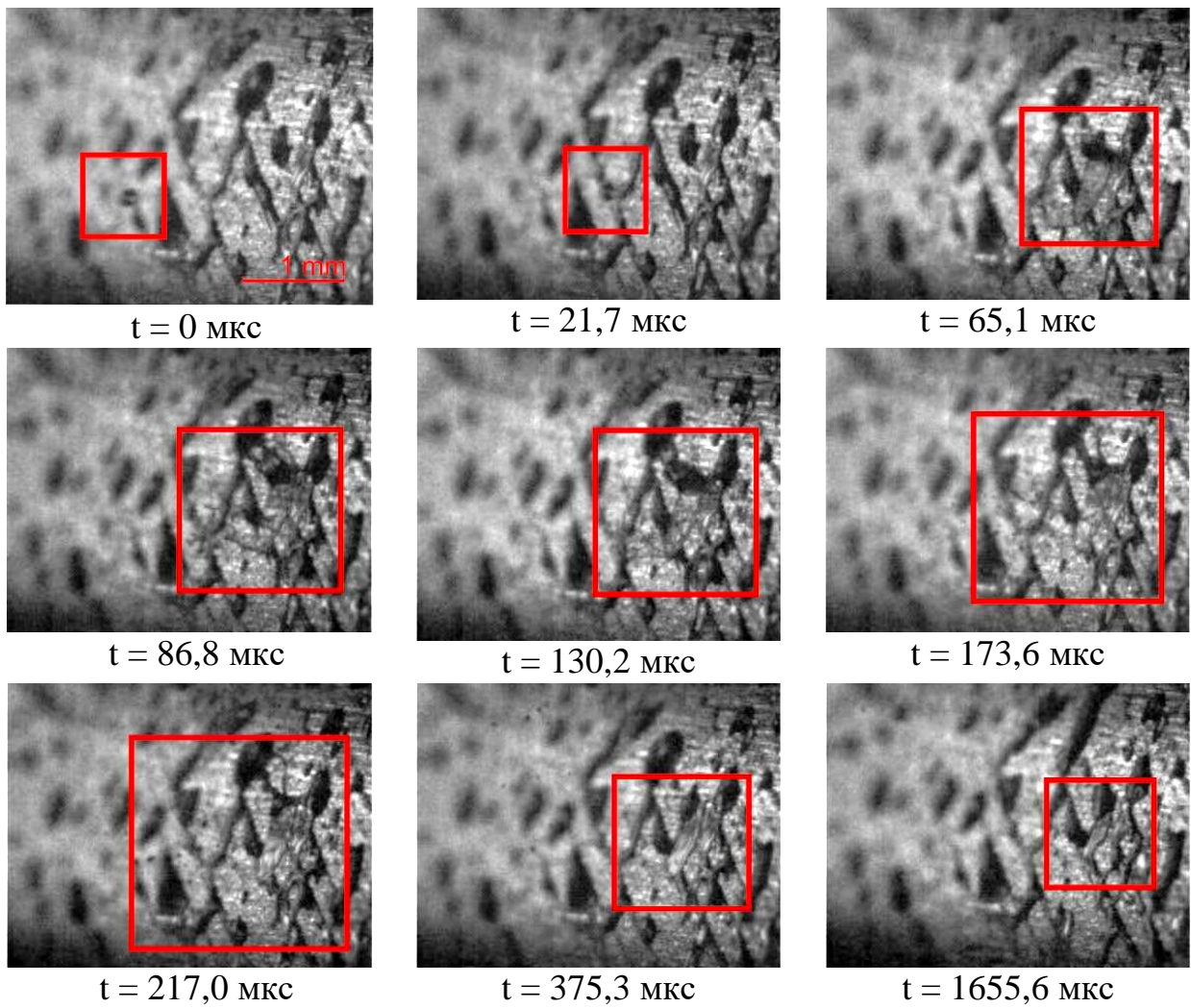


Рис.2.3 Процес взаємодії крапельки води, що влітає, з поверхнею крила при додатній температурі (область гальмування)

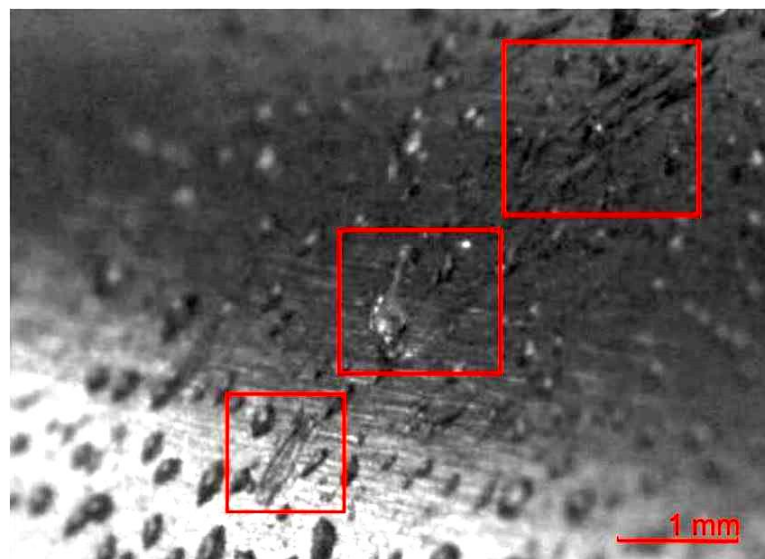


Рис. 2.4 Взаємодія крапельки, що випадає, з поверхневими краплями при додатній температурі на віддаленні від лінії гальмування

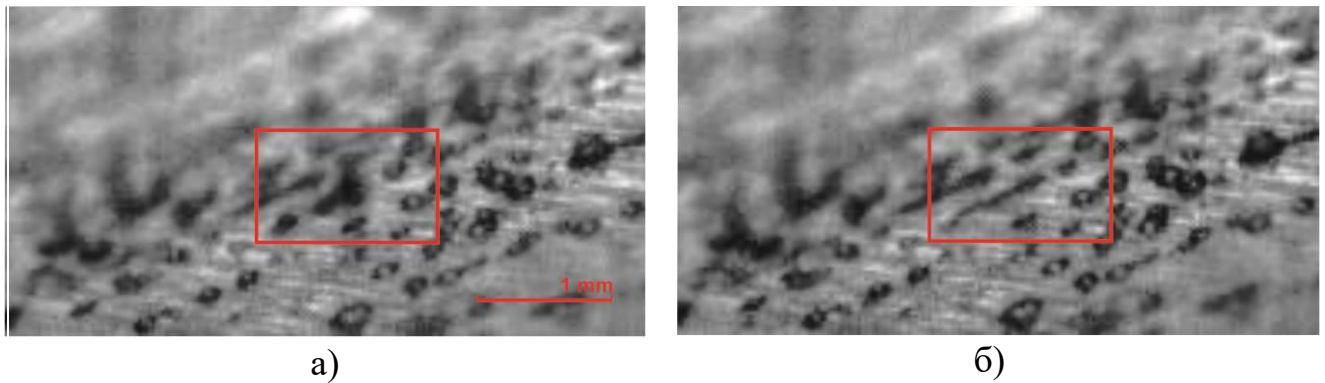


Рис. 2.5 Початкова стадія процесу зледеніння (при температурі $-15.0\text{ }^{\circ}\text{C}$).
 Взаємодія переохолодженої крапельки, що влітає, з частково замерзлою поверхневою краплею: а) – зіткнення крапельки, що влітає, з поверхневою краплею, б) – поділ загального об'єму рідини після зіткнення на окремі поверхневі краплі

Потім, з плином часу, кількість замерзлих крапель збільшується, вони покривають всю поверхню, їх розмір збільшується. В результаті ця горбиста поверхня має менший кут змочування, має більш високу температуру (через виділення прихованої теплоти фазового переходу в процесі кристалізації) і по цій поверхні вже починає переміщуватися рідина у напрямку від передньої частини профілю вниз за потоком (рис. 2.6). Схематично цей процес зображено на рис. 2.7.

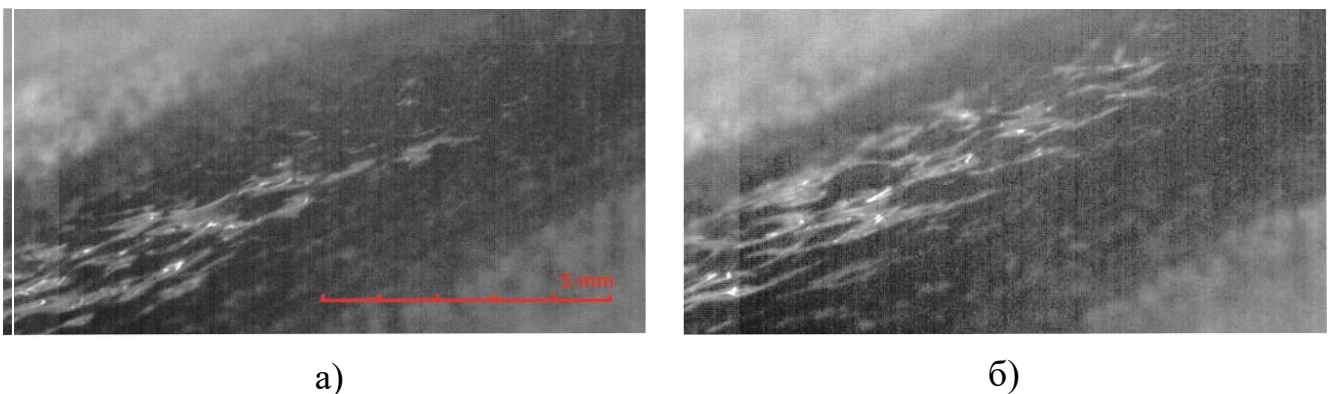


Рис. 2.6 Рух рідини по початково сформованій крижаній «горбистій» поверхні (при температурі $-10.0\text{ }^{\circ}\text{C}$)

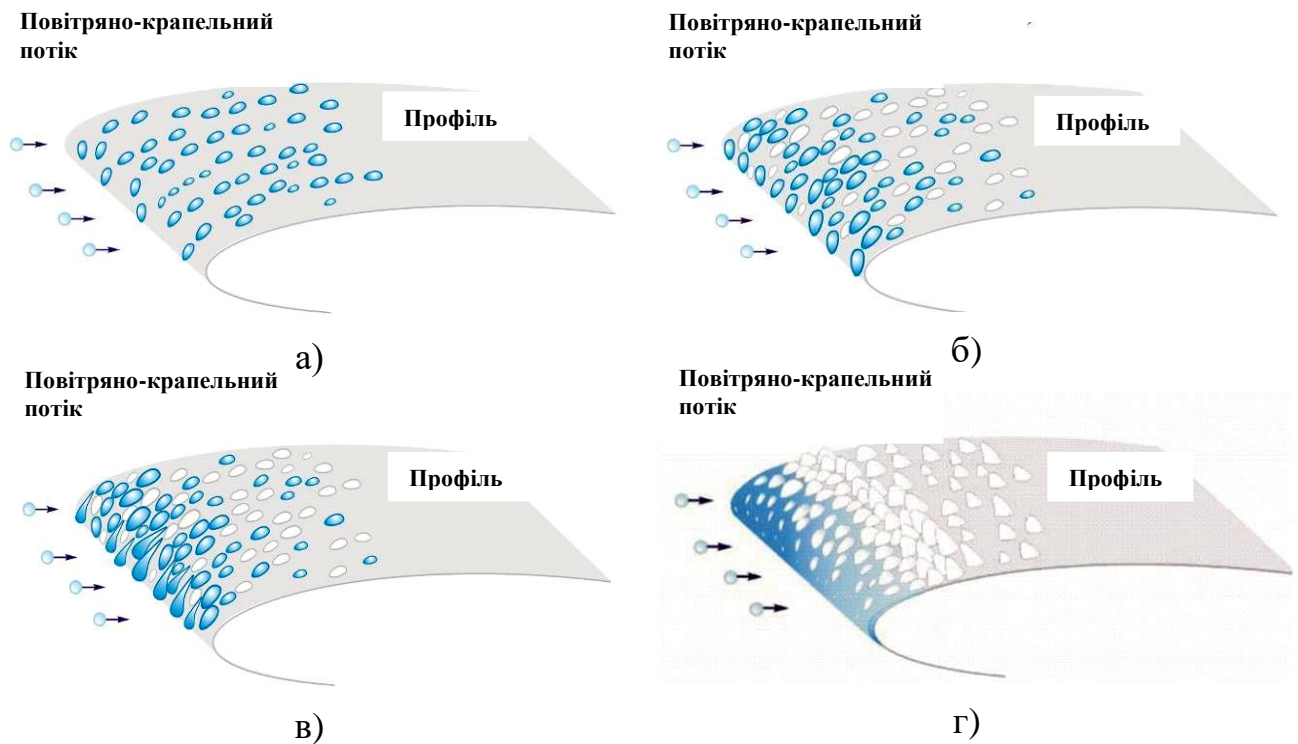


Рис. 2.7 Схематичне представлення еволюції процесу наростання криги:
 а) – початкові поверхневі краплі; б) – кількість крапель збільшується, краплі ростуть, частина з них замерзає, в) – краплі в області точки гальмування стають настільки великими, що починають деформуватися та розтікатися, г) – кількість рідини, що незамерзла, збільшується, заповнює простір між крижаними «горбками»

Надалі, в залежності від температури і водного вмісту, картина може відрізнятись: при досить низькій температурі навколишнього середовища незамерзла вода не доходить до кінця цієї «первісної» горбистої поверхні (залишаючись «замкненою» між горбками), горбки, що залишилися сухими, починають вловлювати крапельки із зовнішнього потоку, рости у вигляді окремих «голочок» або «стовпчиків» (при цьому в проміжках між такими «стовпчиками» іноді можна спостерігати абсолютно чисту поверхню профілю крила), однак, також можна спостерігати зростання окремих крижаних

«голочок» і з області, в якій присутні і рідина, і крижані «горбки». А в разі відносно більшого водного вмісту, невисокої швидкості повітряно-крапельного потоку і температури, близької до температури замерзання може бути реалізований випадок, коли крига і рідина будуть покривати всю поверхню крила, і тоді вода в рідкому стані буде стікати по всій поверхні крила і зриватися у зовнішній потік з його задньої кромки.

2.4.3 Процес зледеніння в області точки гальмування

На рис. 2.8, 2.9, 2.10 і 2.11 наведені послідовності фотографій, що ілюструють процес зіткнення переохолодженої крапельки з поверхнею крига–вода в області лінії гальмування для температур $-1\text{ }^{\circ}\text{C}$, $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$, $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$, і $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ відповідно. Інші параметри експериментів були однаковими і становили: $v_{\infty} = 38\text{ м/с}$, $LWC = 2.1\text{ г/м}^3$, $d_k = 150\text{ мкм}$. Дані отримані для 20-ої секунди після початку процесу зледеніння.

Отримані в ході експерименту дані були проаналізовані шляхом аналізу фільмів, створених на підставі обробки серії знімків, отриманих за допомогою високошвидкісної камери, обладнаної макрооб'єктивом. Результати спостережень показують, що при відносно невеликих від'ємних температурах поверхня зледеніння в області гальмування представляє собою крижані «горбки», між якими знаходиться вода у вигляді «калюжок» (рис. 2.8) При цьому швидкість потоку в області гальмування невелика і основним механізмом переміщення води по поверхні є розбризування, перестрибування. Видно, що в разі прямого попадання крапельки, що влітає, в «калюжку», розбризується більший об'єм води, ніж міститься в самій крапельці. Очевидно, слід вважати, що зростання криги і замерзання рідини відбувається через більш значне охолодження криги «верхівок» виступаючих «горбків», оскільки швидкість потоку, що набігає, і, відповідно, конвективний теплообмін там

вищий. За допомогою теплопровідності крига охолоджується також і під «калюжками». Таким чином, поверхнева волога замерзає як в «калюжках» з боку криги, так і на «горбках», куди вона потрапляє при розбризуванні, вихлюпуванні, або безпосередньо з крапельок, що випадають. Схематично цей процес зображено на рис. 2.12.

При невеликих від'ємних температурах (в нашому експерименті при $-1\text{ }^{\circ}\text{C}$) в області гальмування шорсткість невелика – конвективний теплообмін не настільки інтенсивний, багато незамерзлої води, бризків, тому «горбки» ростуть не так інтенсивно (рис. 2.8, 2.12 а). При зниженні температури (в нашому експерименті при $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$) «горбки» починають рости активніше (охолодження «верхівок» більш інтенсивне), шорсткість збільшується, вода знаходиться в западинах між «горбками», при попаданні в калюжку, розбризується навіть більша кількість води, ніж міститься в крапельці (рис. 2.9, 2.12 б,в). При подальшому зниженні температури (до $-10\dots-15\text{ }^{\circ}\text{C}$) доля замерзлої води збільшується, тобто її залишається менше, розбризується, в основному, тільки частина води з крапельки, вода, що осаджується, замерзає швидше (рис. 2.10, 2.12 г), а при $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ практично одразу, навіть не розбризкуючись (рис. 2.11, 2.12 д), шорсткість при цьому зменшується. У всьому діапазоні температур в області точки гальмування вода по поверхні переміщується тільки за рахунок розбризування і «перестрибувань». Плівка або струмочки не спостерігаються.

2.4.4 Процес зледеніння на віддаленні від точки гальмування

В процесі експериментів також були отримані фотографічні дані про процес наростання криги на поверхні профілю крила *NACA 0015* на віддаленні близько 10% довжини хорди від лінії гальмування. Експерименти були проведені при температурах T_{tot} : $-2.5\text{ }^{\circ}\text{C}$, $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$, $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$, і $-15\text{ }^{\circ}\text{C}$. Інші параметри

були наступні: $v_{\infty} = 33 \text{ м/с}$, $LWC = 2.4 \text{ г/м}^3$, $d_k = 150 \text{ мкм}$. На рис. 13 наведена послідовність фотографій, отриманих при температурі $-2.5 \text{ }^{\circ}\text{C}$ і відповідно 20-ій секунді після початку процесу зледеніння. У разі відносно невеликих від'ємних температур на поверхні криги спостерігається значна кількість води. При цьому поверхня криги є значно «горбистою», поверхнева вода приймає складну форму несучільної плівки, що обтікає крижані виступи. Рідина по поверхні переміщується як під дією аеродинамічних сил (відносно повільне і рівномірне переміщення, $v \sim 0.1 \text{ м/с}$), так і в результаті впливу крапельок, що влітають із зовнішнього потоку (швидке локальне переміщення, з додаванням води з крапельки, $v \sim 1 \text{ м/с}$), а також шляхом розбризування та «перестрибування» рідини ($v \sim 5 \dots 20 \text{ м/с}$).

Над обтічною поверхнею спостерігається велика кількість крапельок різного розміру (вочевидь, присутні як переохоложені крапельки з зовнішнього потоку, так і такі, що відскочили, що утворилися при розбризуванні і мають температуру, близьку до температури фазового переходу). Схематично процес взаємодії крапельок з поверхнею зледеніння представлений на рис. 2.19.

При зниженні температури (в нашому експерименті до -10°C , рис. 2.16) крижані нерівності стають більшими, рідини на поверхні стає менше і її переміщення в результаті дії аеродинамічних сил ускладнюється. На деякій відстані від області гальмування спостерігається перехід від відносно гладкої хвилястої крижаної поверхні до більш горбистої (рис. 2.17), а потім і до структури, що складається з окремих крижаних елементів у вигляді «голочок» або «стовпчиків». З подальшим зниженням температури навколишнього середовища (рис. 2.18) незамерзлої води стає менше, вода більше не переміщується під дією аеродинамічної сили, зростають окремі горбки, що вловлюють крапельки з потоку і стають основою для подальшого створення безлічі крижаних «голочок».

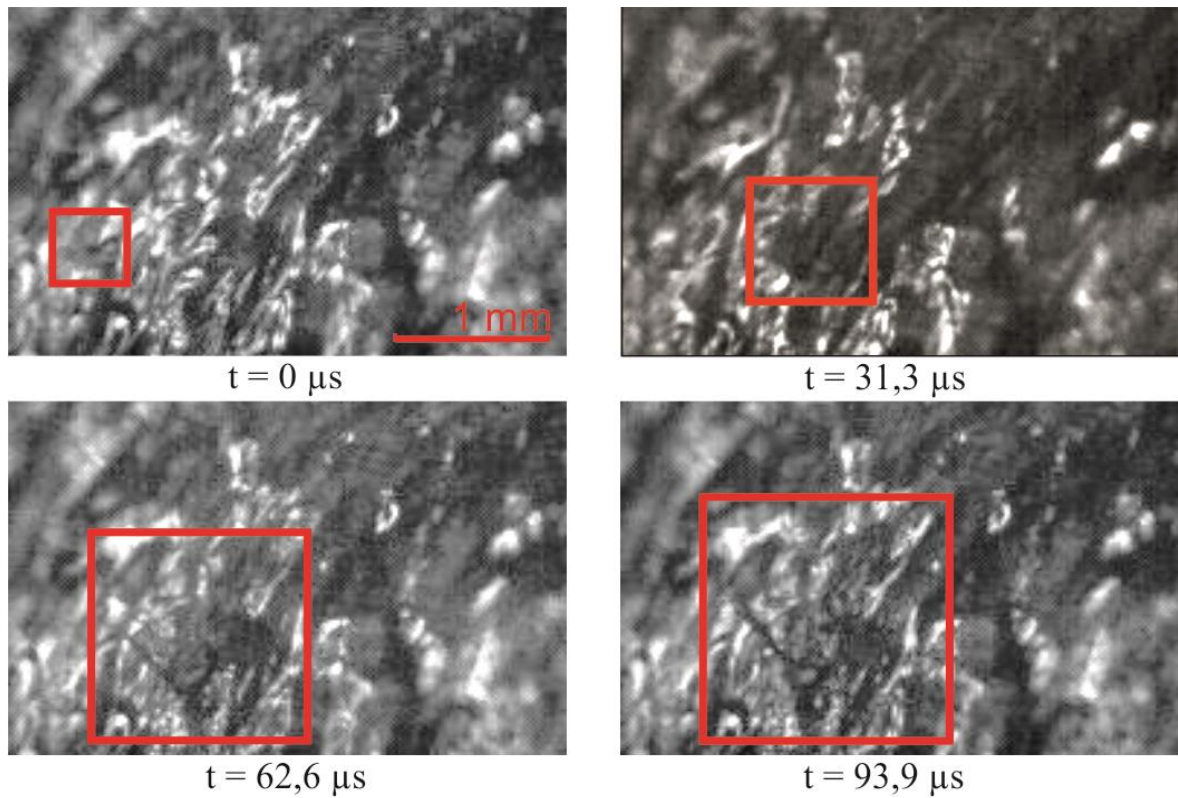


Рис. 2.8 Взаємодія переохолоджених крапельок, що випадають, з поверхнею зледеніння при температурі $-1.0 \text{ }^\circ\text{C}$ (область гальмування)

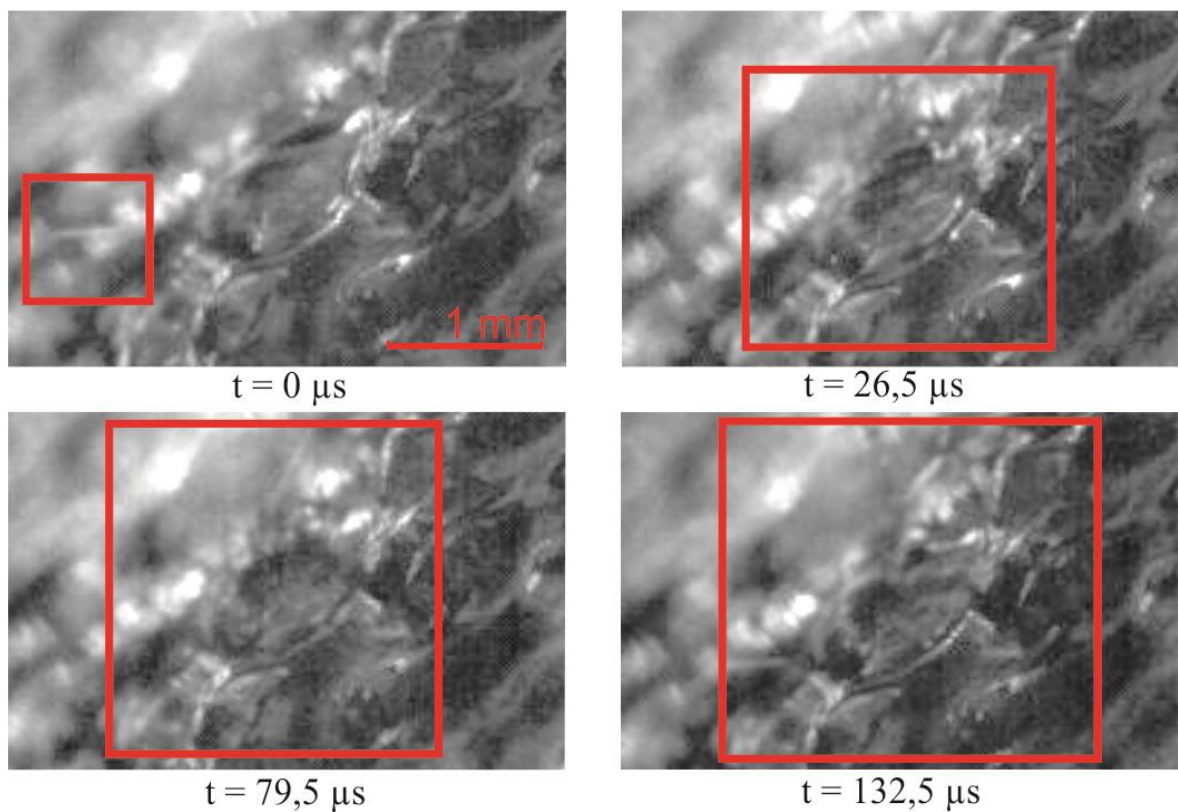


Рис. 2.9 Взаємодія переохолоджених крапельок, що випадають, з поверхнею зледеніння при температурі $-5.0 \text{ }^\circ\text{C}$ (область гальмування)

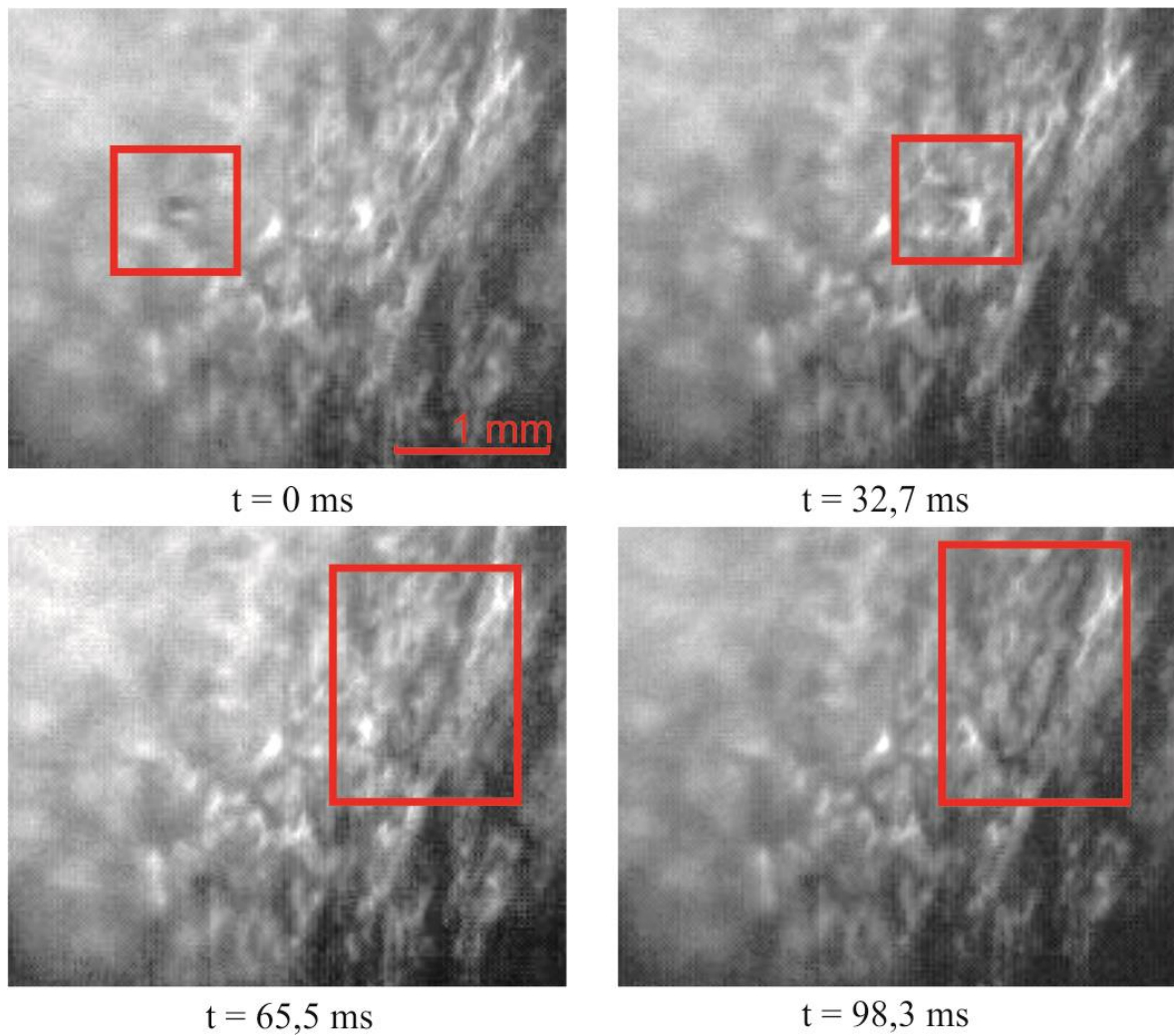


Рис. 2.10 Взаємодія переохолоджених крапельок, що випадають, з поверхнею зледеніння при температурі -10.0°C (область гальмування)

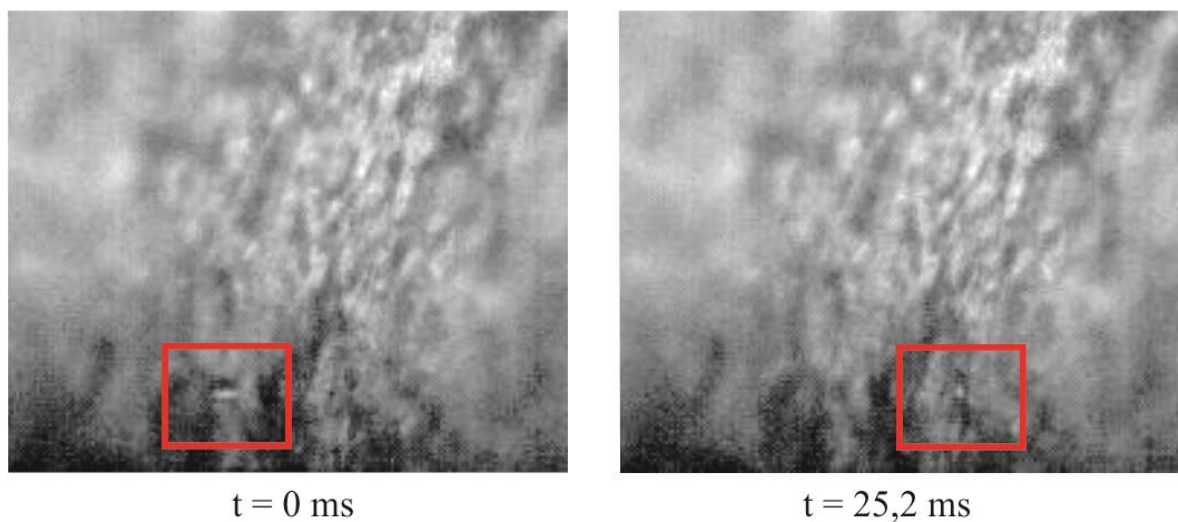


Рис. 2.11 Взаємодія переохолоджених крапельок, що випадають, з поверхнею зледеніння при температурі -20.0°C (область гальмування)

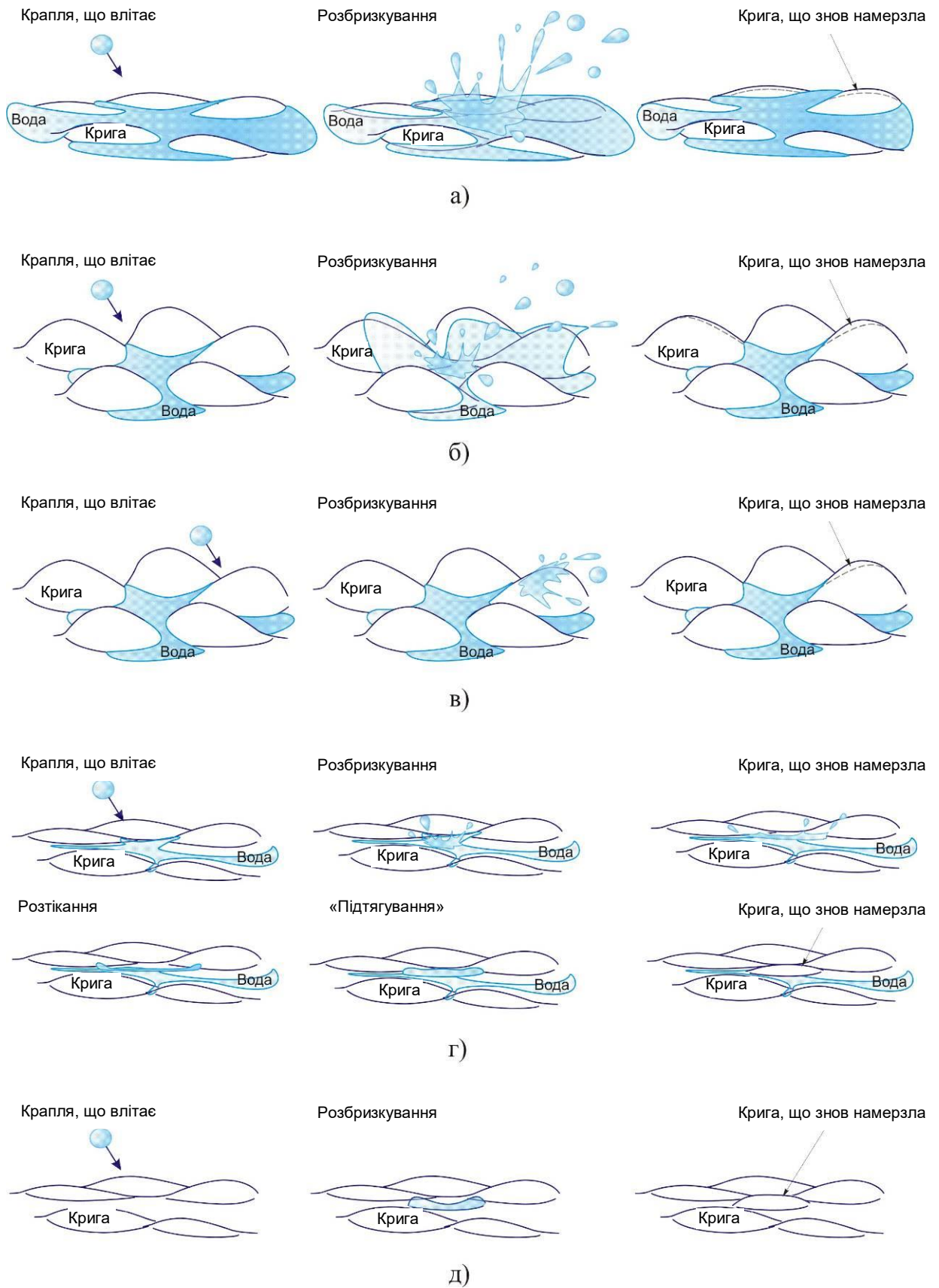


Рис. 2.12 Схема взаємодії переохолодженої краплі, що влітає із зовнішнього потоку, з поверхнею наростаючої криги

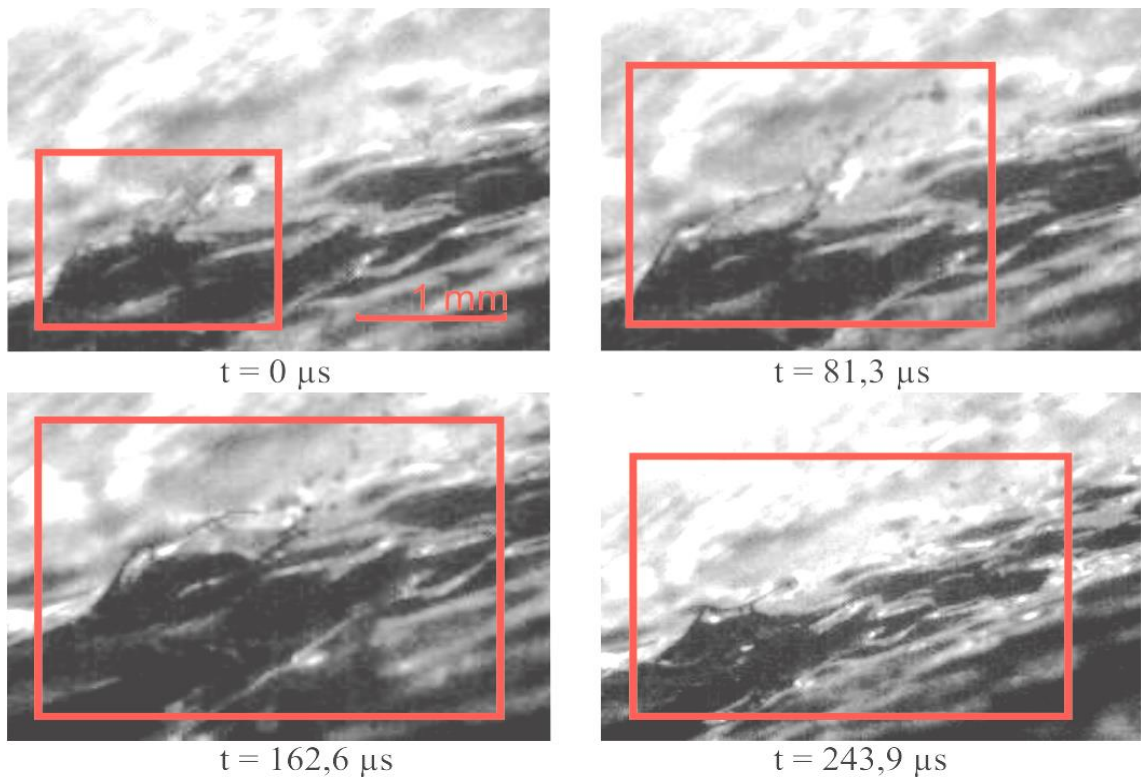


Рис. 2.13 Взаємодія переохолодженої крапельки води з поверхнею зледеніння профілю при температурі $-2.5\text{ }^{\circ}\text{C}$ (на віддаленні від лінії гальмування близько 10% хорди крила)

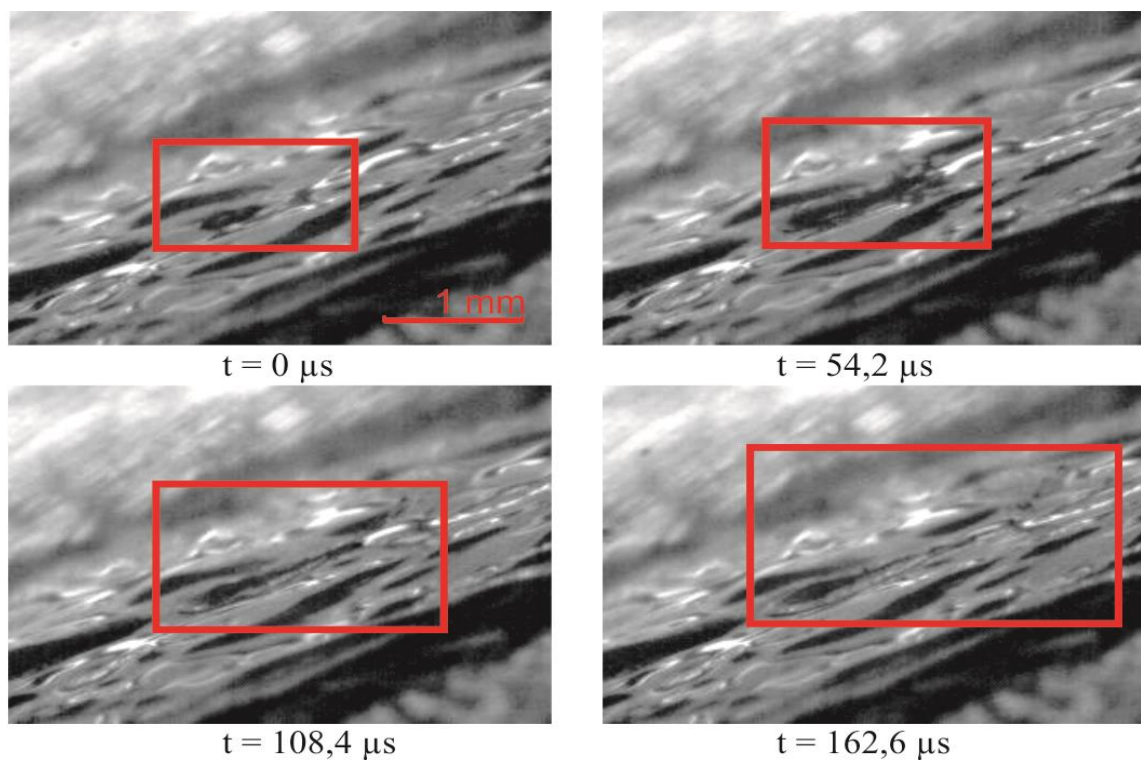


Рис. 2.14 Взаємодія переохолодженої крапельки води з поверхнею зледеніння профілю при температурі $-5.0\text{ }^{\circ}\text{C}$ (на віддаленні від лінії гальмування близько 10% хорди крила)

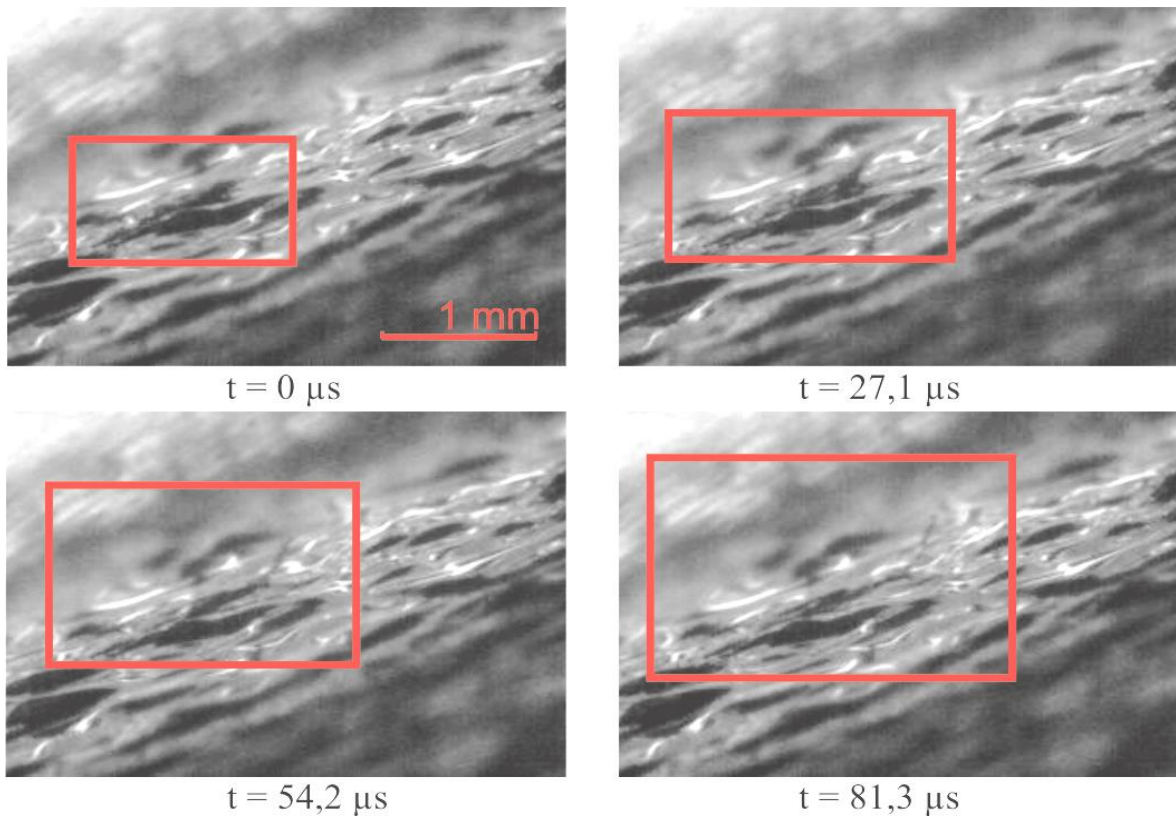


Рис. 2.15 Взаємодія переохолодженої крапельки води з поверхнею зледеніння профілю при температурі -10.0°C (на віддаленні від лінії гальмування близько 10% хорди крила)

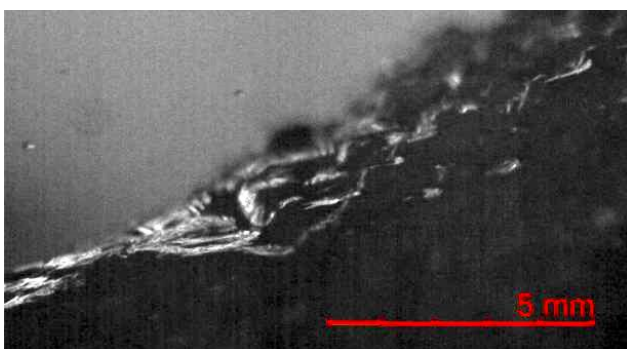


Рис. 2.16 Область переходу відносно гладкої поверхні в «горбисту» (при температурі -10.0°C). Область відповідає фрагменту (д) на рис. 2.19



Рис. 2.17 Структура поверхні зледеніння при -15.0°C (на віддаленні від лінії гальмування близько 10% хорди крила)

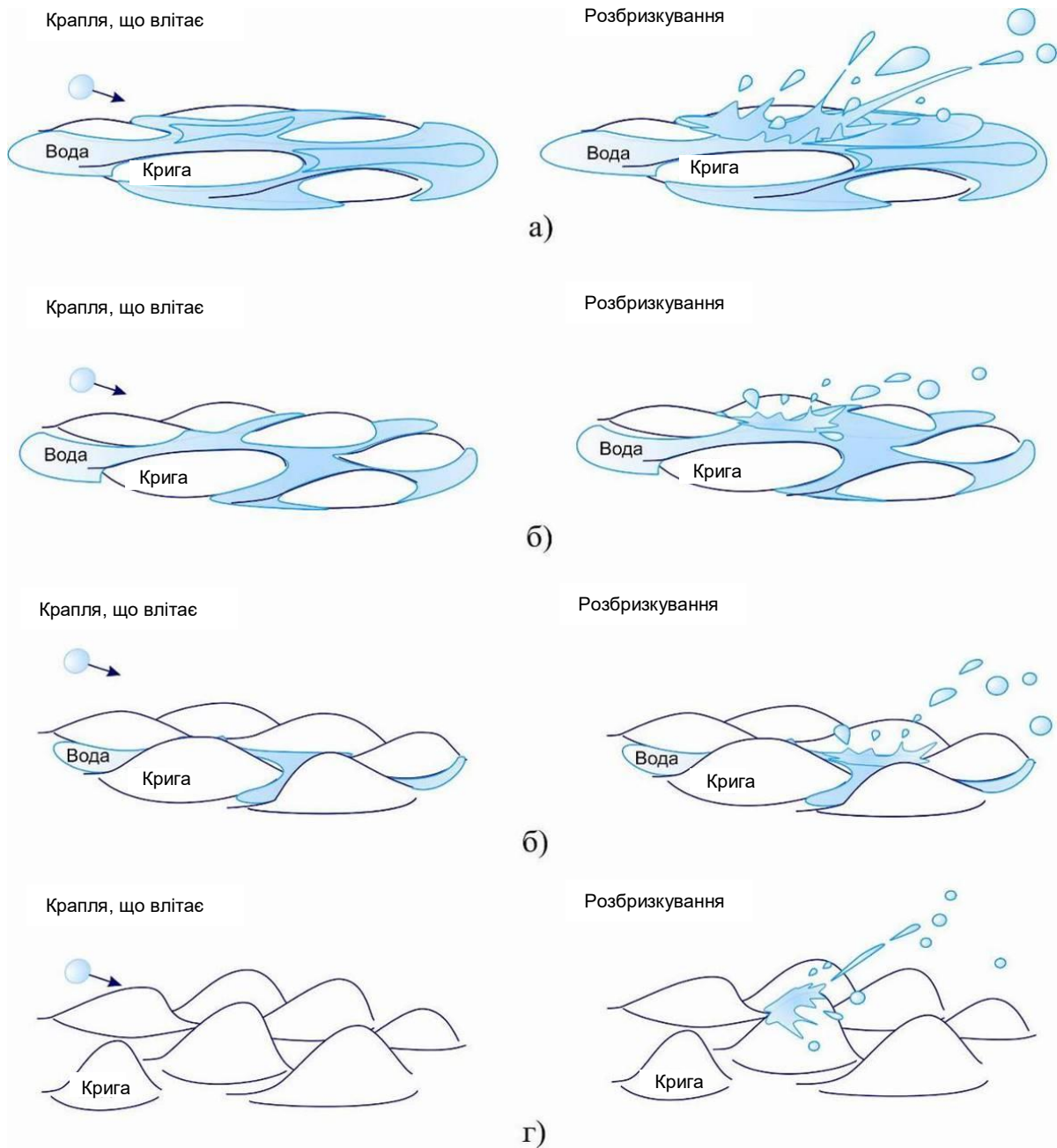


Рис. 2.18 Схема взаємодії переохолодженої краплі, що влітає із зовнішнього потоку, з поверхнею наростаючої криги.

а) – при температурі, близькій до температури фазового переходу, рідини на поверхні досить багато, відбувається її інтенсивне розбризування і переміщення під дією аеродинамічних сил; б) – з пониженням температури незамерзлої рідини стає менше, розбризування менш інтенсивне, проте рідина все ще переміщується під дією аеродинамічних сил; в) – рідини стає ще менше, вона залишається «замкненою» між «горбками» криги, переміщується уздовж поверхні тільки розбризуванням і «перестрибуванням»; г) – незамерзлої рідини між «горбками» криги майже немає, поверхня криги значно шорстка

2.5 Структура крижаних наростів

На рис. 2.19 представлений послідовний ряд фотографій, який складається з 8 фрагментів крижаного наросту, що утворився на поверхні профілю крила протягом 60 сек після початку процесу зледеніння при наступних умовах: $v_{\infty} = 38 \text{ м/с}$, $T_{\infty} = -10 \text{ }^{\circ}\text{C}$, $LWC = 2.1 \text{ г/м}^3$, $d_k = 150 \text{ мкм}$. Крига утворилася на поверхні, що складає $\sim 35\%$ хорди крила. З представлених фотографій видно, що по довжині профілю структура криги змінюється. В області точки гальмування поверхня криги гладка, з невеликими «плавними» нерівностями висотою 0.5 мм і діаметром в основі до 2 мм (рис. 2.19, а). При віддаленні від точки гальмування нерівності стають більш вираженими (рис. 2.19, б), і потім переходять в більш великі «горбки», які мають висоту 1-2 мм (рис. 2.19, в – чітко видно місце переходу нерівностей в «горбки», г – вже розвинені «горбки»). В подальшому, при переміщенні по поверхні крила вздовж потоку, горбки, вочевидь, починають захоплювати більший об'єм вологи, ростуть, приймаючи форму «стовпчиків» або «голочок», висота яких в даному експерименті досягла 3-5 мм (рис. 2.19, д,е). Далі, відстань між «стовпчиками» збільшується, волога захоплюється тільки верхніми елементами цих «стовпчиків», між «стовпчиками» присутня тільки крига, що утворилася в початковий момент зледеніння (рис. 2.19, є). В кінці області зледеніння, внаслідок зменшення об'єму вологи, що випадає, розмір крижаних елементів зменшується, самих елементів стає менше, відстань між ними збільшується, в проміжках спостерігаються області чистої поверхні крила (рис. 2.19, ж).

Спостереження показують, що при зміні температури/водності потоку, що набігає, структура наростаючої криги може змінюватися. Наприклад, при досить низьких температурах і невеликій водності крига може складатися переважно із «стовпчиків» або «голочок», які зрослися в практично гладку структуру в області гальмування і на деякій відстані нижче за потоком (рис. 2.20, а, б), помітних «голочок» (рис. 2.20, в, г) і окремих елементів в далекій області крижаного утворення (рис. 2.20, д, е). А при температурах,

близьких до температури фазового переходу і високою водністю – крига має гладку хвилясту поверхню, в цьому випадку незамерзла вода починає стікати вниз за потоком, через що крига покриває профіль крила, в тому числі і за зоною випадання вологи, куди рідина потрапляє у вигляді струмочків, що стікають (рис. 2.21 д, е). На рис. 2.22, 2.23 проілюстрована структура криги в області гальмування і на віддаленні нижче за потоком для температур потоку, що набігає $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ і $-15\text{ }^{\circ}\text{C}$ та її різної водності. Зі збільшенням водності збільшуються розмір і висота крижаних «стовпчиків» на віддаленні від точки гальмування в обох випадках (рис. 2.22 а, б, в і рис. 2.23 а, б, в); при більших значеннях водності структура криги практично ідентична (рис. 2.22 г – рис. 2.23 в; рис. 2.22 д – рис. 2.23 г; рис. 2.22 е – рис. 2.23 д). В області точки гальмування при $-15\text{ }^{\circ}\text{C}$ для усіх значень водності поверхня відносно гладка, в той час як при $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ зі збільшенням водності (рис. 2.22 д, е) формуються нерівності у вигляді «горбків».

2.6 Замерзання нерухомої поверхневої краплі

Серія експериментів, присвячена вивченню процесу замерзання переохолодженої поверхневої краплі була проведена наступним чином: крапля дистильованої води, що має температуру $\sim 20\text{ }^{\circ}\text{C}$ об'ємом 350 мкл містилася на алюмінієву пластину, яка, в свою чергу, має температуру $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$, розміщену в охолоджувальній камері, що знаходиться в стані температурної рівноваги. Крапля охолоджувалася протягом $\sim 5\text{ хв}$ стаючи переохолодженою. В подальшому відбувалося або мимовільне замерзання краплі, або замерзання ініціювалося впливом на краплю. Спостереження за процесом замерзання здійснювалися також за допомогою PCO.DIMAX високошвидкісної камери, яка була обладнана макрооб'єктивом з фокусною відстанню 100 мм , і з встановленою частотою $13\ 360\text{ кадрів на секунду}$, що забезпечує роздільну здатність 624×448 пікселів.

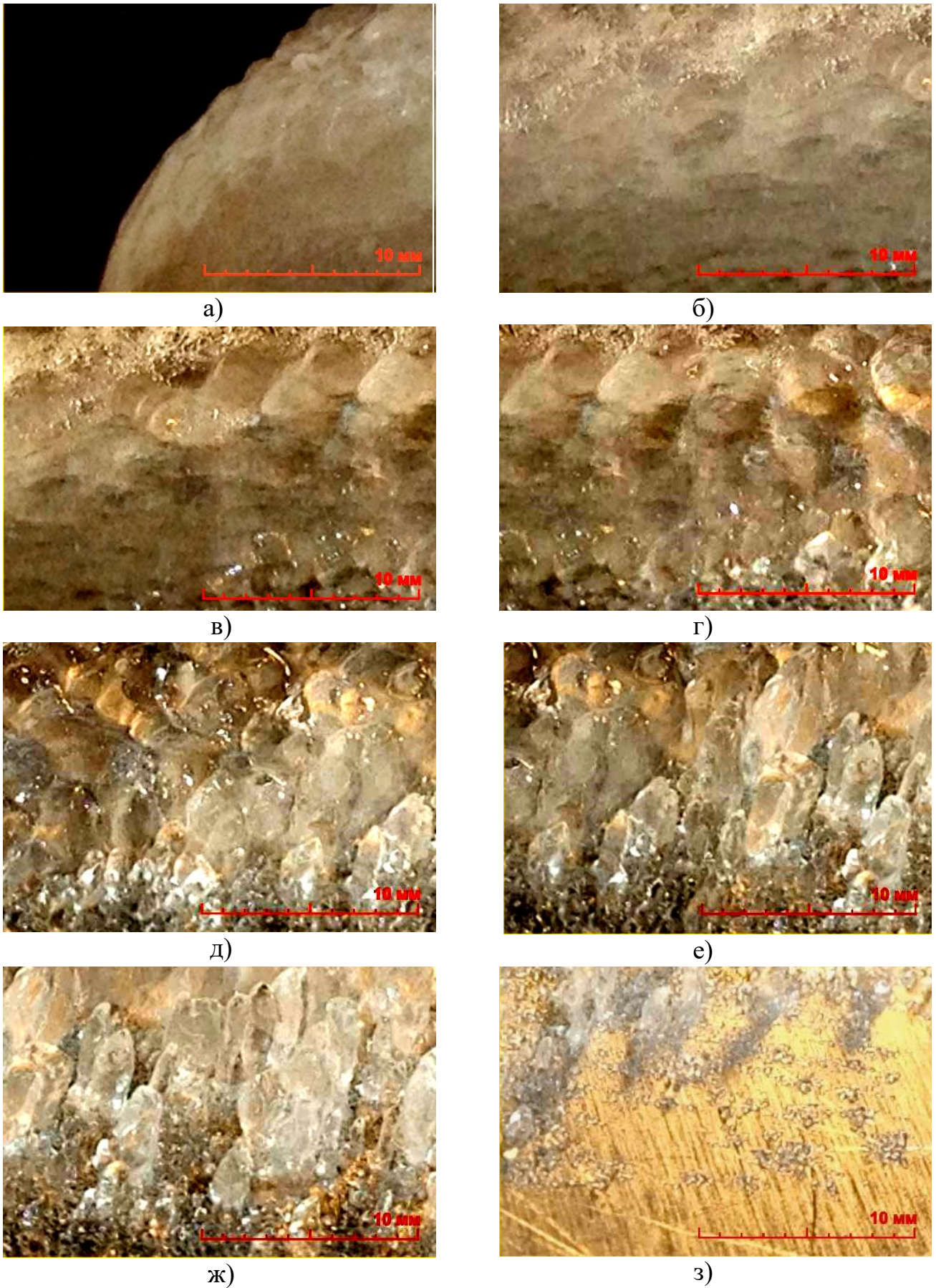
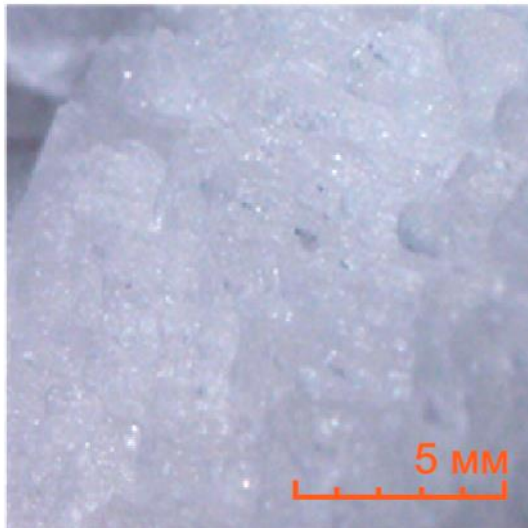
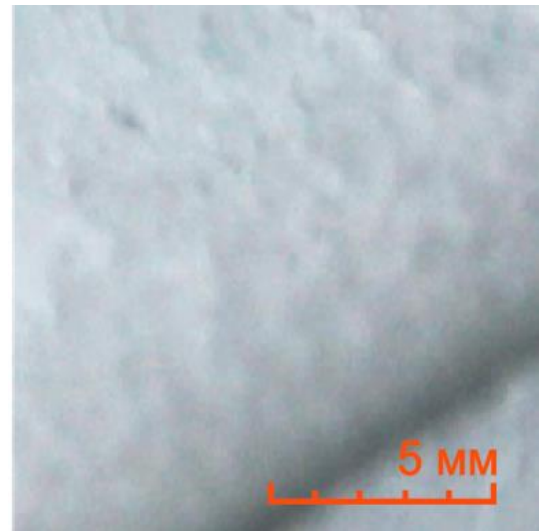


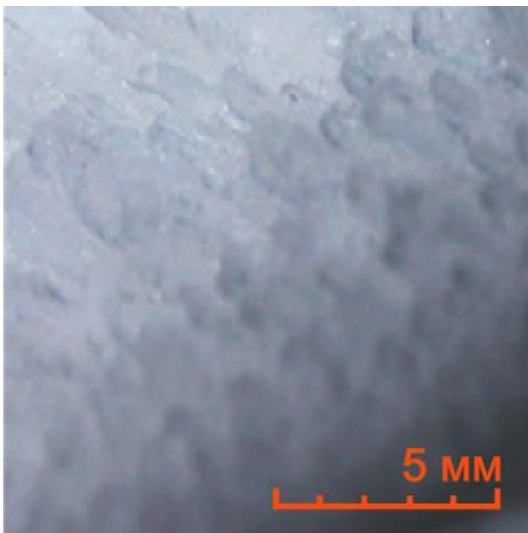
Рис. 2.19 Структура криги, що утворилася на поверхні профілю при температурі $-10.0\text{ }^{\circ}\text{C}$, $LWC = 2.1\text{ г/м}^3$



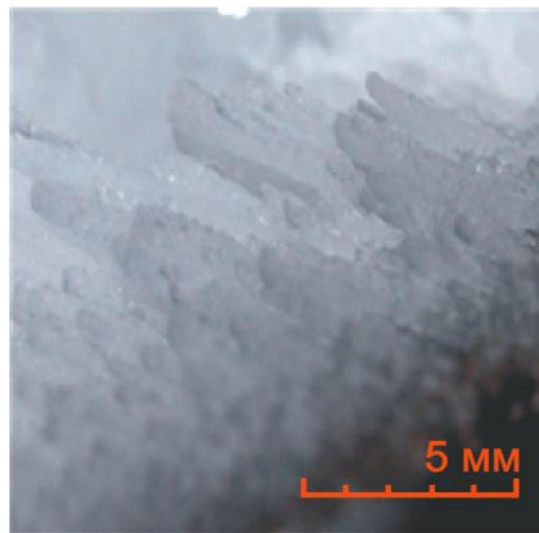
а)



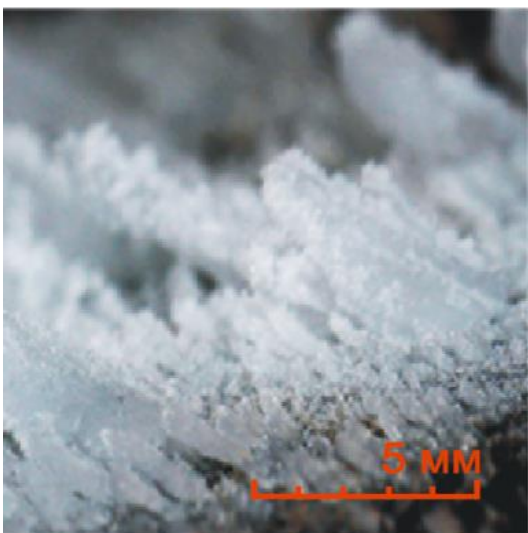
б)



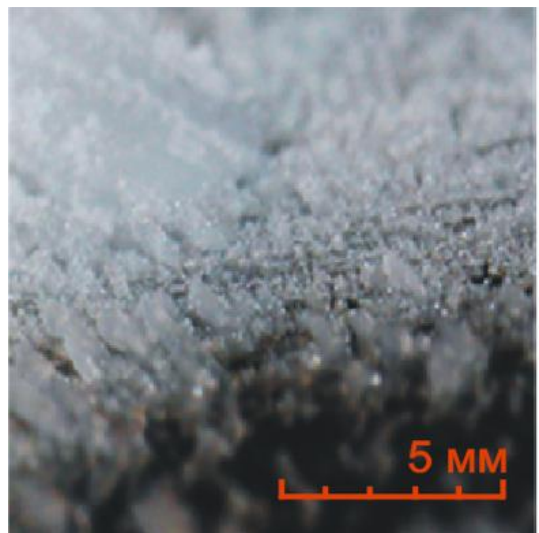
в)



г)

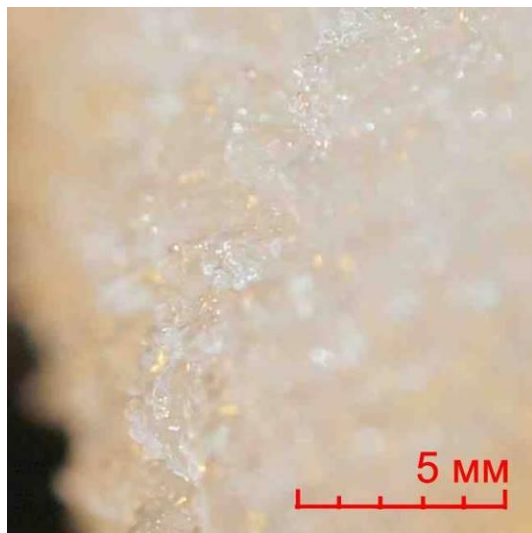


д)

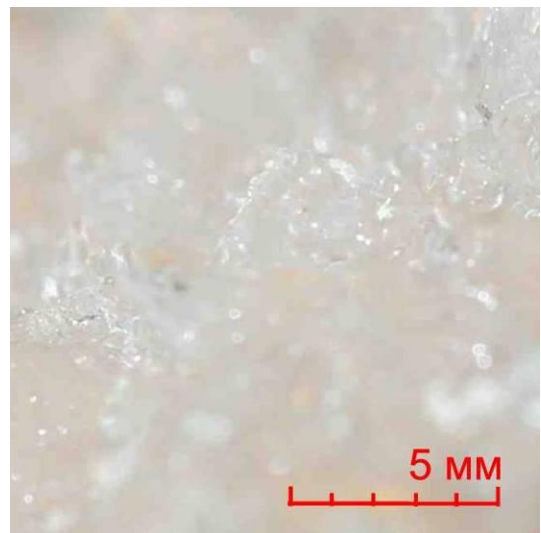


е)

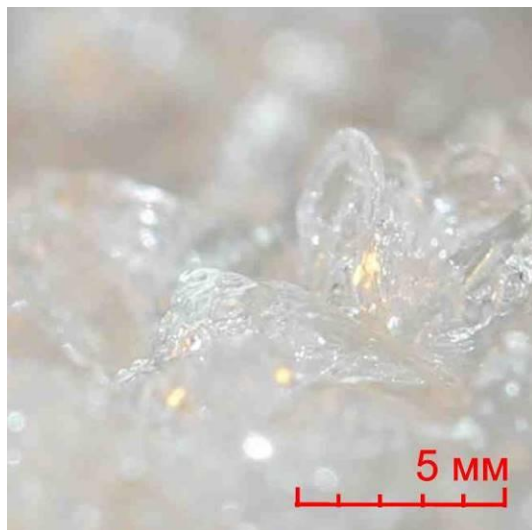
Рис. 2.20 Структура криги, що утворилася на поверхні профілю при температурі $-20.0\text{ }^{\circ}\text{C}$, $LWC = 1.1\text{ г/м}^3$



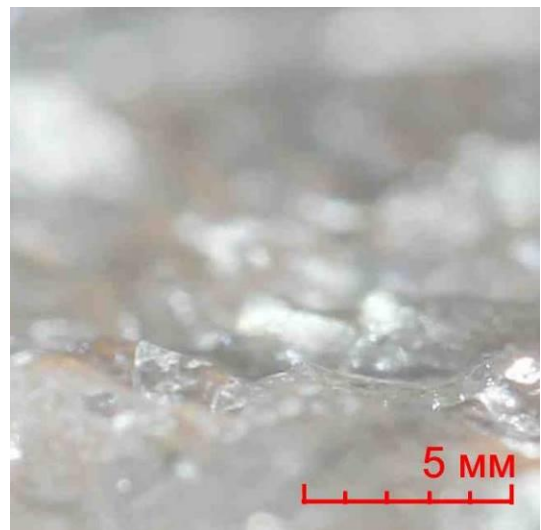
а)



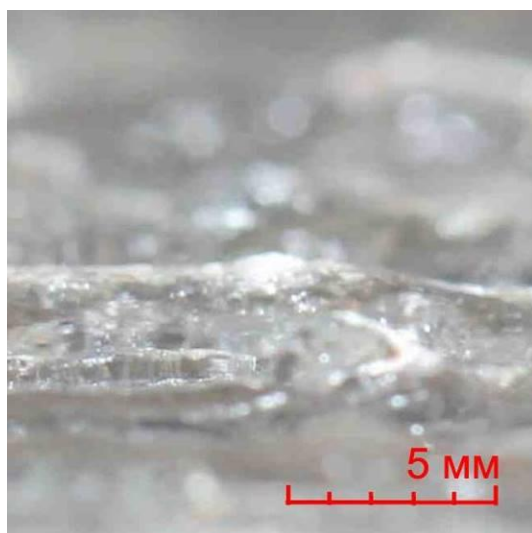
б)



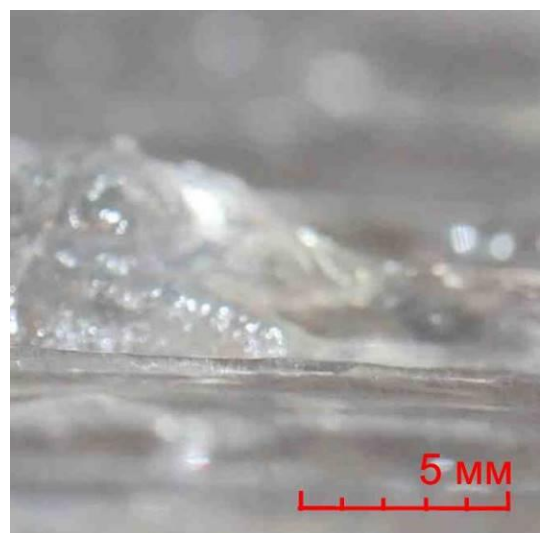
в)



г)



д)



е)

Рис. 2.21 Структура криги, що утворилася на поверхні профілю при температурі -1.0°C , $LWC = 2.2\text{ г/м}^3$



а)



б)



в)

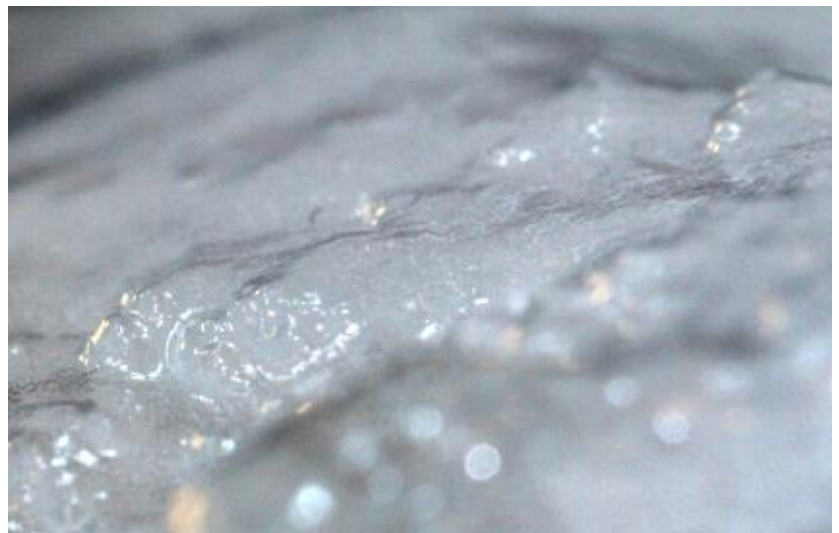
Рис. 2.22 Структура криги, що утворилася на поверхні профілю при температурі -10.0°C , LWC : а) – 1.1 , б) – $2/\text{м}^3$, в) – 1.1 $2/\text{м}^3$, в) – 1.1 $2/\text{м}^3$



г)



д)



е)

Рис. 2.22 (продовження) Структура криги, що утворилася на поверхні профілю при температурі -10.0°C , LWC : а) – 1.1 , б) – $2/\text{м}^3$, в) – 1.1 $2/\text{м}^3$, в) – 1.1 $2/\text{м}^3$



а)



б)



в)

Рис. 2.23 Структура криги, що утворилася на поверхні профілю при температурі -15.0°C , LWC : а) – 1.1 , б) – $2/\text{m}^3$, в) – 1.1 $2/\text{m}^3$, г) – 1.1 $2/\text{m}^3$



г)



д)



е)

Рис. 2.23 (продовження) Структура криги, що утворилася на поверхні профілю при температурі -15.0°C , LWC : а) – 1.1 , б) – $2/\text{м}^3$, в) – 1.1 $2/\text{м}^3$, г) – 1.1 $2/\text{м}^3$

Результати проведених досліджень дозволяють зробити висновок про наявність кількох етапів процесу замерзання переохолодженої краплі. На рис. 2.24 наведені фотографії та, для більшої наочності, пояснюючі схеми, які відповідають шести характерним моментам часу від початку процесу замерзання, що дозволяє проілюструвати закономірності процесу. Тривалість і швидкість проходження розглянутих процесів визначалися з аналізу серії фотографій за відомими моментами часу для кожного знімка і масштабом зображення.

На першому етапі відбувається відносно швидке (в умовах проведеного експерименту триває $\sim 0,05$ с) утворення структур крига-вода, в результаті рівномірно розподілених за об'ємом рідини, і візуально помітної у вигляді «хмари» молочно-білого кольору, що поширюється зі швидкістю $\sim 0,1$ м/с (рис. 2.24 а-в). На цій стадії крапля переходить в стан термодинамічної рівноваги близько точки фазового переходу, процес є результатом поглинання тепла при нагріванні переохолодженої рідини з одного боку і замерзання частини рідини в краплі з іншого. При цьому частка замерзлої рідини є відносно невеликою (розрахунки показують, що при температурі -1°C ця доля складає $\sim 1/80$, а при -10°C – $\sim 1/8$). Крім того, в результаті проведених досліджень можна зробити висновок про існування деякого попереднього етапу, що передує утворенню «хмарних» крижаних структур – перед наростаючою «хмарою», що має на початковому етапі чітку межу, проходить ще одна хвиля з вираженим фронтом, помітна як зміна оптичної щільності, і яка рухається зі швидкістю, що вдвічі перевищує швидкість поширення «хмари». Після того, як ця область поширюється на весь об'єм краплі, межа «хмари» стає розмитою, розростання структури крига-вода відбувається практично рівномірно по всьому об'єму, що залишився (рис. 2.24 в). Тобто можна припустити, що на цій попередній стадії відбувається нагрів переохолодженої води і зародження кристалів криги. При цьому, як витікає з експериментів з подальшим повторним дотиком краплі, структура крига-рідина що утворилася, зберігає свою рухливість. Також було виявлено, що в експериментах, в разі

примусового ініціювання процесу замерзання переохолодженої краплі, утворення первинних крижаних структур починається з затримкою $\sim 0,018$ с після дотику і початку деформації краплі.

Потім можна виділити наступний етап процесу замерзання поверхневої краплі, на якому відбувається більш повільне повне затвердіння структури крига-рідина, що утворилася на першому етапі. Затвердіння відбувається з вираженою межею фазового переходу, що рухається вгору від поверхні пластини зі швидкістю $\sim 0.25 \times 10^{-3}$ м/с (рис. 2.24 г-е). В результаті утворюється тверда крижана структура мутно-сірого кольору. Примітно, що замерзаючи, крапля кілька збільшується в об'ємі, а незамерзла рідка частина краплі при цьому утримується силами поверхневого натягу. В результаті межа фазового переходу в міру свого просування стає увігнутою, а верхівка вже замерзлої краплі набуває особливої гостроти (рис. 2.24 е, – через обмеженість об'єму пам'яті високошвидкісної камери приведена фотографія для моменту часу $t = 2,82$ с, а на схемі приведена форма краплі, що відповідає завершенню процесу затвердіння).

В експериментах, коли крапля була переохолоджена (процес замерзання активувався відразу після розміщення краплі на пластині), утворювалася прозора крига (рис. 2.25), що дозволило розглянути і проаналізувати процес затвердіння краплі більш детально. Оскільки охолодження краплі відбувається за допомогою теплообміну, як з пластиною, так і з навколишнім повітрям, яке має температуру, нижче температури затвердіння, то межа фазового переходу має складну форму. Переважно замерзання починалося з боку пластини (тому що теплообмін з пластиною більш інтенсивний), при цьому межа, що рухається з боку пластини, мала дещо увігнуту форму. Однак і по поверхні краплі (з боку навколишнього повітря) також спостерігався наростаючий тонкий шар криги (рис. 2.25 а, б). Повністю замерзнувши, як і в випадку з переохолодженою краплею, крапля, що не переохолоджена, замерзаючи, також набуває гострої верхівки.

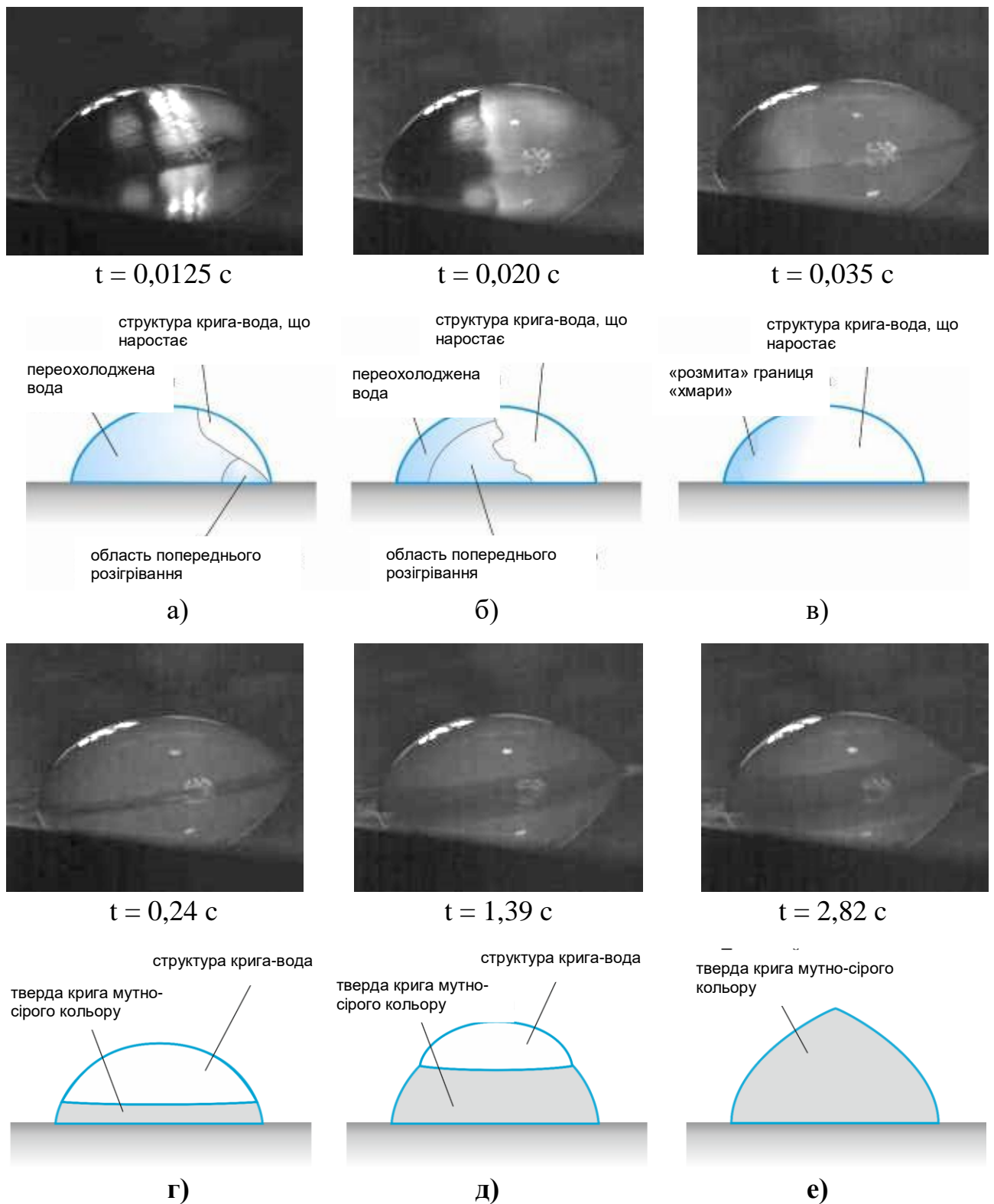


Рис. 2.24 Мимовільний процес замерзання переохолодженої поверхневої краплі:

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

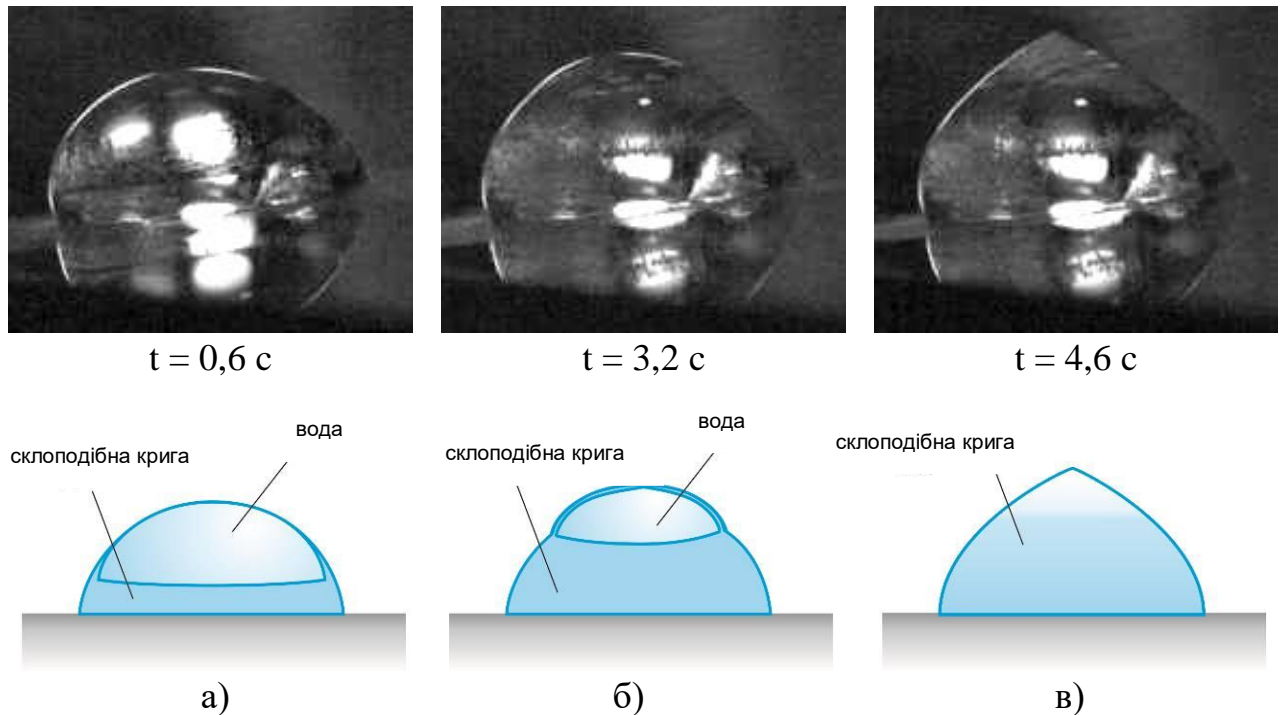


Рис. 2.25 Процес замерзання поверхневої краплі без переохолодження

Примітно, що тонкий шар криги, наростаючий по зовнішній поверхні краплі, в результаті збільшення об'єму частини краплі, що замерзала, і подальшого, на завершальній стадії, значного викривлення поверхні, розтріскується. Це явище візуально помітно як поява непрозорої, білого кольору, області, в районі гострої верхівки, що утворилася (рис. 2.25 в).

2.7 Висновки до розділу

Таким чином, за допомогою високошвидкісної камери, були проведені три серії експериментів, присвячених вивченню фізики процесу взаємодії переохолоджених крапельок води, що влітають із зовнішнього потоку, з поверхнею зледеніння профілю крила, мікроструктури наростаючої криги, а також процесу замерзання невеликих об'ємів поверхневої переохолодженої води. Результати експериментальних досліджень дозволили встановити, які фізичні процеси, в якій послідовності і з якою швидкістю відбуваються з

переохолодженою рідиною, що міститься в крапельках, що влітають, при їх взаємодії з обтічної поверхнею в процесі зледеніння:

1. На початковому етапі процесу зледеніння на поверхні обтічного тіла утворюється первинна «горбкувата» крижана структура, що складається з затверділих поверхневих крапель. Поверхневі краплі замерзають, головним чином, з боку поверхні крила, через значний, на цьому етапі, теплообмін теплопровідністю. В подальшому, незамерзла рідина починає рухатися вздовж цієї первинної «горбкуватої» крижаної поверхні.
2. Оцінено час і швидкість протікання процесів замерзання переохолодженої води, що міститься в поверхневій краплі. Виявлено, що відомому раніше процесу швидкого утворення структури крига-рідина передують попередня фаза розігріву переохолодженої води і зародження кристалів криги, що розповсюджується зі швидкістю, яка вдвічі перевищує швидкість утворення структури крига-рідина. Також встановлено, що між моментом початку механічного впливу на переохолоджену краплю і початком першої фази процесу її замерзання існує затримка в часі, яка є на два порядки більшою, ніж тривалість процесу взаємодії краплі, що влітає із зовнішнього потоку з поверхнею зледеніння.
3. Проведені спостереження дозволяють зробити висновок про те, що у вологому режимі основне замерзання рідини відбувається з боку криги, що має «горбисту» поверхню, причому «горбки» в процесі теплообміну грають роль «містків холоду». Рідина на поверхні криги знаходиться в западинах між «горбками».
4. Зі зниженням температури «горбки» на поверхні криги мають тенденцію до зростання і з плином часу набувають форми «стовпчиків» або «голочок».
5. У деяких режимах при відносно невеликій від'ємній температурі і високій водності рідина на поверхні може приймати форму несучільної плівки, що обтікає «горбки» криги, і переміщуватися під дією

аеродинамічної сили. Однак механізм розбризкування з подальшим випаданням і «перестрибування» рідини, в результаті зіткнення переохолоджених крапельок з поверхнею зледеніння, є єдиним при переміщенні рідини вздовж поверхні в області гальмування в усьому діапазоні температур і також робить істотний внесок (а при більш низьких температурах – основний) при переміщенні рідини на віддаленні нижче за потоком.

- б. Прийнято припущення, що описаний механізм і закономірності процесу випадання крапельок і наростання криги справедливі також і для режимів з більшою швидкістю потоку, що набігає, більш дрібними крапельками і меншою водністю. Розкрито механізм переміщення рідини по поверхні криги за рахунок «перестрибування», розбризкування і за допомогою перенесення крапельок, що відскакують, в тонкому шарі з подальшим їх осадженням, може пояснювати механізм утворення характерних «рогів», властивих наростам склоподібної криги.

Розділ 3

Опис програмно-методичного забезпечення для моделювання та розрахунку процесу зледеніння аеродинамічних поверхонь

3.1 Вступ до розділу

Як було показано в Розділі 2 осадження вологи на обтічну поверхню з її подальшим замерзанням є складним процесом, що супроводжується рядом мало вивчених явищ.

Відомо, що поверхня розділу фаз не є плоскою. Вона «розмита» за об'ємом, крига утворюється у вигляді дендритів складної форми [138], що зароджуються з центрів кристалізації, які розташовані, як за об'ємом переохолодженої рідини, так і на обтічній поверхні. При цьому на поверхні крижаних утворень знаходиться проміжний шар товщиною близько 1 мкм , фізичні характеристики якого відрізняються від макрохарактеристик криги і води [139].

Крім того, процеси, пов'язані з динамікою крижаних мас і протіканням фазових перетворень за участю криги, супроводжуються генерацією електромагнітного випромінювання в широкому діапазоні частот [139,140], що

також може впливати на процеси кригоутворення. Однак до теперішнього часу в відомих роботах такий вплив не враховувався.

3.2 Основні припущення, покладені в основу опису процесу зледеніння аеродинамічних поверхонь

Як було показано в Розділі 2 на початковому етапі процесу зледеніння переохолоджені крапельки, потрапляючи на обтічну поверхню, деформуються, «сплющуються» приймаючи форму своєрідних «млинчиків». При цьому вони можуть розпадатися на більш дрібні крапельки, розбризкуватися, об'єднуватися з сусідніми поверхневими краплями. Після чого під дією поверхневого натягу ці «млинці» «підтягуються», приймають напівсферичну форму, які в свою чергу можуть об'єднуватися в більші поверхневі краплі. Цей процес супроводжується відносно швидким затвердінням частини об'єму переохолодженої води, яка влітає, що обумовлює її нагрівання до температури затвердіння і подальшим (повільнішим) процесом замерзання рідкої частини, що залишилася, в результаті конвекції, випаровування води, сублімації криги в зовнішній потік, а також охолодження за допомогою теплообміну з аеродинамічною поверхнею, що має від'ємну температуру. Поверхневі краплі, замерзаючи, залишаються нерухомими, або розтікаються, утворюючи нерівності, западини, в яких може залишатися незамерзла вода. Якісну картину розподілу температури на обтічній поверхні зледеніння представлено на рис. 3.1. Будемо вважати, що рідкі переохолоджені крапельки, що влітають з зовнішнього потоку, мають температуру, близьку до температури потоку, що набігає. Рідина, що знаходиться в западинах між горбками льоду, являє собою субстанцію «крига-вода», яка, в процесі замерзання, може мати мінливу неоднорідну структуру за об'ємом, але при цьому має температуру, близьку до температури фазового переходу. Температура вершин крижаних горбків буде трохи нижче температури фазового переходу, внаслідок більш інтенсивного теплообміну через більші значення місцевої швидкості в області над

вершинами горбків. Температура криги безпосередньо під структурою «крига-вода» буде дорівнювати температурі фазового переходу, проте, за рахунок теплообміну з «холодною» поверхнею крила температура вглиб шару криги буде знижуватися.

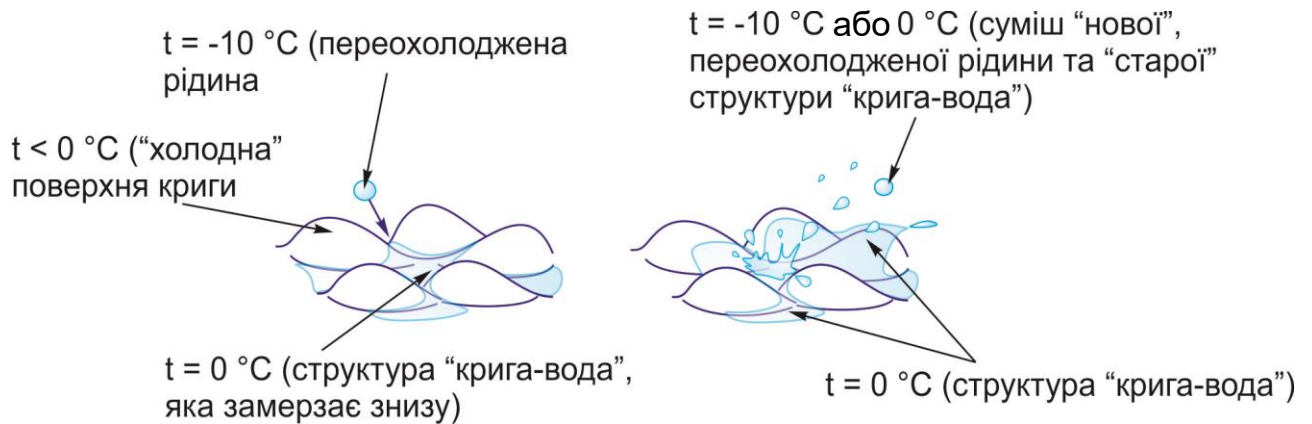


Рис. 3.1 Розподілення температури на обтічній поверхні (в умовах експерименту, що проводився: $t_{\infty} = -10 \text{ }^{\circ}\text{C}$, $v_{\infty} = 33 \text{ м/с}$, $LWC = 2.4 \text{ г/м}^3$, $d_k = 150 \text{ мкм}$)

При попаданні переохолодженої крапельки на поверхню зледеніння буде відбуватися інтенсивне перемішування і рух уздовж поверхні мас структури «крига-вода» з «ною» переохолодженою рідиною. При цьому якийсь час, що перевищує тривалість взаємодії з крапелькою, що влітає, «нова» рідина буде залишатися все ще переохолодженою і перейде в стан термодинамічної рівноваги вже в «спокійній» субстанції, що знаходиться в западинах між крижаними горбками. Будемо вважати, що кількість і час знаходження рідини на вершинах крижаних горбків визначається швидкістю потоку, що набігає, захоплюючи нижче за потоком (розтіканням або «вихоплюванням» з подальшим осадженням) цю рідину. При цьому механізмами переміщення рідини будуть: відносно повільне рівномірне переміщення під дією аеродинамічних сил (в разі накопичення достатнього об'єму рідини на елементі обтічної поверхні); локальне переміщення за рахунок енергії крапельки, що

влітає; і, з відносно більшою швидкістю, за допомогою розбризування і «перестрибування» рідини з її подальшим випаданням нижче за потоком (рис. 3.2). Вплив температури (при інших рівних умовах) на механізм переміщення рідини і структуру криги, що утворилася, проілюстровано на рис. 3.3. Будемо вважати режим зледеніння, коли волога існує на обтічній поверхні у рідкому стані, «вологим» (рис. 3.3 а,б), а коли крапельки, що влітають, замерзають практично відразу, створюючи крижані «стовпчики» та, в подальшому, формуючи пухку кригу – «сухим» (рис. 3.3 в).

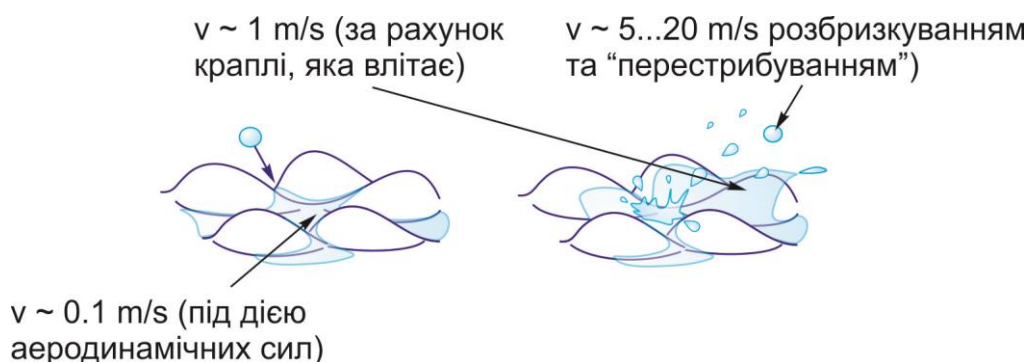


Рис. 3.2 Механізм переміщення рідини уздовж обтічної поверхні (в умовах експерименту, що проводився: $t_{\infty} = -10 \text{ }^{\circ}\text{C}$, $v_{\infty} = 33 \text{ м/с}$, $LWC = 2.4 \text{ г/м}^3$, $d_k = 150 \text{ мкм}$)

Відповідно відомим, а також отриманим власним експериментальним даним і прийнятим положенням, при розробці методики та математичної моделі розрахунку наростання криги було прийнято наступні припущення та спрощення:

- переміщення рідини уздовж обтічної поверхні, яке відбувається за допомогою «вихлюпувань», при зіткненні з поверхнею зледеніння крапель, що влітають, «перестрибувань» та розбризування, з подальшим випадінням рідини нижче за потоком, а також перетікання між «горбками» 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 $f_{i\text{cp}}$ (усереднене значення за об'ємом рідини f_i і $f_{i-1\text{cp}}$);
- площа поверхні випаровування приймається рівною площі зовнішньої поверхні контрольного об'єму;
- випаровування і сублімація структури «крига-вода» відбувається в пропорції $f_{i\text{cp}}$;
- нижня границя зовнішньої розрахункової області проходить по вершинах нерівностей, де швидкість повітряно-крапельного потоку приймаємо рівною 0.

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.

При створенні математичної моделі на макрорівні будемо вважати справедливим перехід до розгляду рідини, що переміщується уздовж обтічної поверхні у вигляді субстанції крига-вода, що замерзає з боку обтічного тіла (рис.3.4).

Крапля, що влітає

Розбризування

Крига, що намерзла

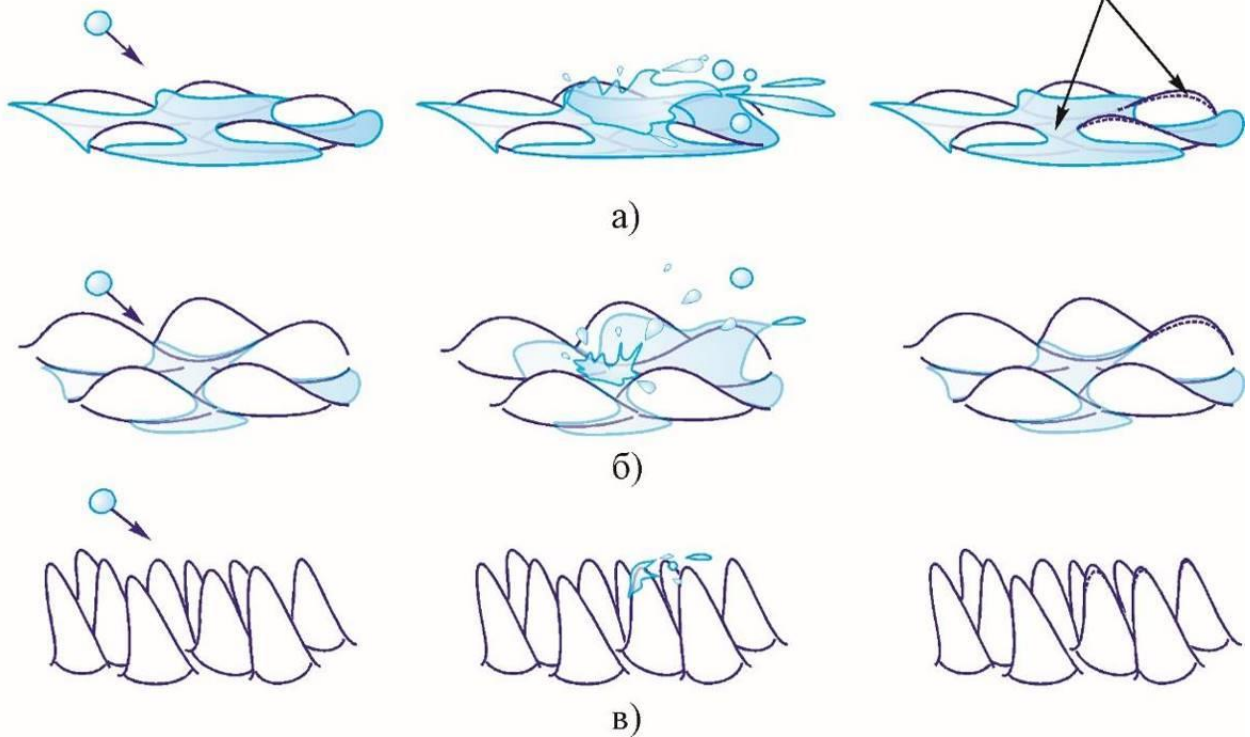


Рис. 3.3 Вплив температури на механізм переміщення і послідууючого затвердіння поверхневої вологи: а) -2.5°C , б) -10.0°C , в) -15.0°C (в умовах експерименту, що проводився: $v_{\infty} = 33 \text{ м/с}$, $LWC = 2.4 \text{ г/м}^3$, $d_k = 150 \text{ мкм}$)

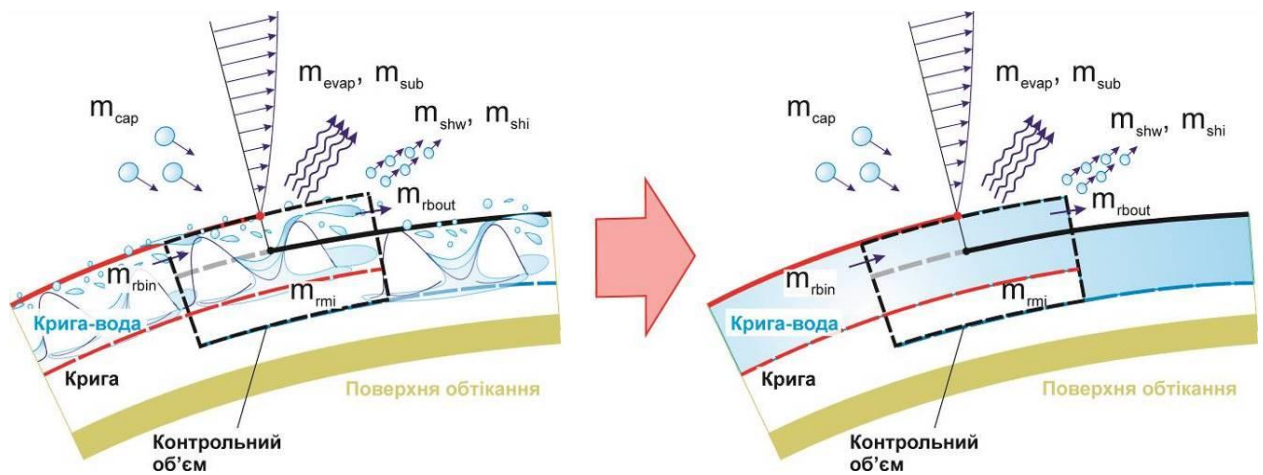


Рис. 3.4 Схема переходу до математичної моделі наростання криги

Ґрунтуючись на отриманих експериментальних даних, будемо вважати, що на мікрорівні, на початковому етапі процесу зледеніння шорсткість поверхні може бути визначена за допомогою методики, запропонованої *Fortin* [142]. В частині припущення, що незамерзла рідина знаходиться на обтічній поверхні у вигляді крапель, які замерзають зі сторони поверхні, а максимально можлива висота цих крапель розраховується із умови рівноваги діючих на краплю аеродинамічних сил та сил поверхневого натягу. При цьому шорсткість поверхні буде визначатися максимально можливою висотою поверхневих крапель.

Оскільки було з'ясовано, що в подальшому, в процесі зледеніння аеродинамічної поверхні, фізична картина процесу переміщення і замерзання поверхневої рідини відрізняється від загальноприйнятого припущення [142], будемо вважати доцільним, при визначенні шорсткості поверхні, використовувати емпіричні співвідношення, наведені в роботах *Wright* [97] або [141], *Shin* та *Bond* [123, 124].

3.3 Рівняння масового балансу

В методиці, що було розроблено, для опису процесу наростання криги використано метод поверхневих контрольних об'ємів. Рівняння масового та теплового балансів можна отримати на підставі законів збереження маси, енергії і кількості руху для контрольного об'єму, розташованого на поверхні тіла.

Розглянемо контрольний об'єм, розташований на поверхні обтічного тіла (рис. 3.5). Поточний контрольний об'єм позначимо як P , а чотири сусідніх, відповідно N , E , W , S . r_{sn} – одиничний вектор у напрямку від S до N , а r_{we} – одиничний вектор у напрямку від W до E . На рисунку розрахункова сітка, відображена чорним кольором, відповідає попередньому часовому кроку, а та, що відображена червоним кольором – поточному часовому кроку.

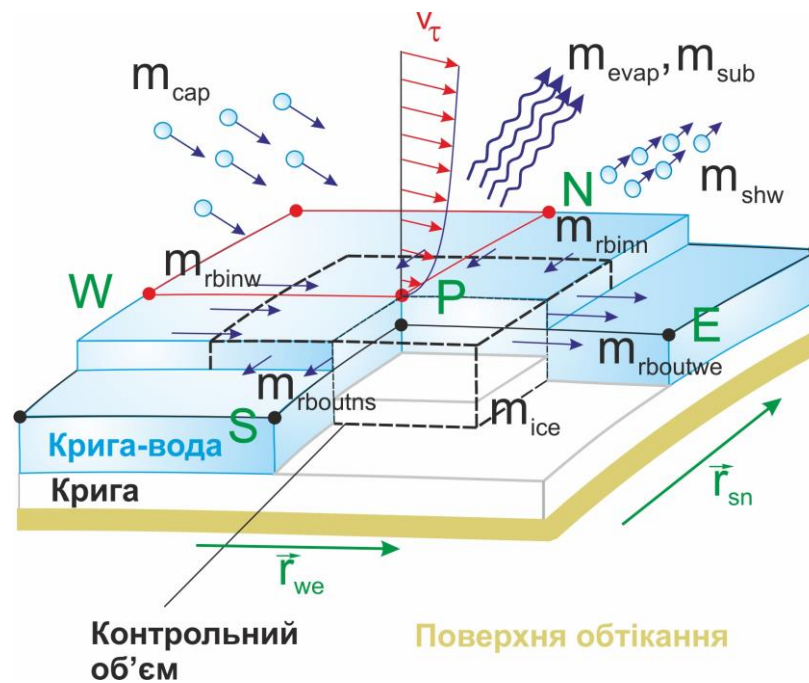


Рис. 3.5 Схема потоків маси в контрольному об'ємі

Маса рідини, яка входить в контрольний об'єм за розглянутий проміжок часу m_{in} складається з маси води, що осаджується із зовнішнього потоку у вигляді переохолоджених крапельок m_{cap} та маси рідини у вигляді структури крига-вода, яка переміщується із сусідніх контрольних об'ємів $\sum m_{rbin}$ [38,97,125,142]:

$$m_{in} = m_{cap} + \sum m_{rbin}. \quad (3.1)$$

Маса води, що влітає із зовнішнього потоку – маса частини переохолоджених крапельок води, що знаходяться в зовнішньому повітряно-крапельному потоці, які вдаряються об обтічну поверхню. У разі застосування моделі взаємопроникних середовищ:

$$m_{cap} = \sum_{k=1}^n (\rho_{jk} U_{jnk}) \Delta s \Delta t_{acc}, \quad (3.2)$$

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_{rbin_w} та крижаної $m_{rbin_{ice}}$ складових:

$$m_{rbin} = m_{rbin_w} + m_{rbin_{ice}}, \quad (3.3)$$

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

Позначимо як $\sum m_{rbin}$ – частину мас рідини, яка переміщується із сусідніх контрольних об'ємів, визначених індексами N, E, W, S в поточний контрольний об'єм P :

$$\sum m_{rbin} = m_{rbin_w} + m_{rbine} + m_{rbins} + m_{rbinn}, \quad (3.4)$$

де індексом $rbin_w$ позначена маса рідини, що переміщується в контрольний об'єм P з контрольного об'єму W , $rbine$ – з контрольного об'єму E , $rbins$ – з контрольного об'єму S , $rbinn$ – з контрольного об'єму N .

З іншого боку, маса рідини m_{in} , що входить в контрольний об'єм, витрачається на масу рідини, яка вибуває m_{out} і масу криги, що утворилася m_{ice} на протязі кроку за часом наростання криги [97,142]:

$$m_{in} = m_{out} + m_{ice}. \quad (3.5)$$

Маса рідини, що вибуває, у загальному випадку складається з п'яти складових: маси сублімованої 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} [97,142]:

$$m_{out} = m_{sub} + m_{evap} + \sum m_{rbout} + m_{shw} + m_{shi}. \quad (3.6)$$

Маса сублимованої криги і маса випаруваної води, m_{sub} та m_{evap} – частини крижаної маси і маси води в рідкому стані, 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 [97]. При наявності зриву потоку вважатимемо, що вся рідина, що переміщується з контрольного об'єму, уноситься 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 або внаслідок дії інших факторів.

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:

$$m_{rbout} = m_{rbout_w} + m_{rbout_{ice}}, \quad (3.7)$$

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.

Позначимо як $\sum m_{rbout}$ – масу рідини, що знаходилася в поточному контрольному об'ємі, і яка переміщується в сусідні контрольні об'єми:

$$\sum m_{rbout} = m_{rbout_{we}} + m_{rbout_{sn}}, \quad (3.8)$$

де індексом $rboutwe$ позначена маса води, яка переміщується з контрольного об'єму P в сусідні контрольні об'єми W і E , а індексом $rboutsn$ – в сусідні контрольні об'єми S і N .

Тоді рівняння балансу маси набуде вигляду:

$$m_{cap} + \sum m_{rbin} = m_{sub} + m_{evap} + \sum m_{rbout} + m_{shw} + m_{shi} + m_{ice}. \quad (3.9)$$

Додатний напрямок потоків маси рідини, що переміщується в контрольний об'єм, показано на рис.3.5 [143]. Напрямок потоків рідини, що переміщується в контрольний об'єм, узгоджується з напрямком одиничного вектору. Тобто, будемо вважати, що, якщо $m_{rboutsn}$ дорівнює нулю, то переміщення рідини в напрямку від S до N , відсутнє; якщо величина $m_{rboutsn}$ додатна – рідина переміщується через грань між контрольними об'ємами P і N , якщо від'ємна – через грань між контрольними об'ємами P і S .

Тоді розподіл частин рідини, яка вибуває через межі контрольного об'єму, можуть бути визначені з використанням наступних співвідношень [143]:

$$m_{rboutwe} = \frac{f_{we}}{|f_{we}| + |f_{sn}|} \sum m_{rbout}, \quad m_{rboutsn} = \frac{f_{sn}}{|f_{we}| + |f_{sn}|} \sum m_{rbout}, \quad (3.10)$$

де $f_{we} = \vec{f}_{\tau_air} \cdot \vec{r}_{we}$ и $f_{sn} = \vec{f}_{\tau_air} \cdot \vec{r}_{sn}$ – складові дотичних напружень в напрямках від W до E і від S до N відповідно.

Маса рідини, що переміщується в контрольний об'єм, який розглядається, може бути знайдена в такий спосіб [143]:

$$m_{rbinw} = \begin{bmatrix} W \\ m_{outwe}, 0 \end{bmatrix}, \quad m_{rbine} = \begin{bmatrix} E \\ -m_{outwe}, 0 \end{bmatrix}, \quad (3.11)$$

$$m_{rbins} = \begin{bmatrix} S \\ m_{outsn}, 0 \end{bmatrix}, \quad m_{rbinn} = \begin{bmatrix} N \\ -m_{outsn}, 0 \end{bmatrix},$$

де знак $\begin{bmatrix} \\ \\ \end{bmatrix}$ означає вибір максимального з наведених значень; m_{outwe}^W і m_{outwe}^E – маса рідини, що переміщується в напрямку WE в контрольні об'єми W і E відповідно; m_{outsn}^S і m_{outsn}^N – маса рідини, що переміщується в напрямку SN в контрольні об'єми S і N відповідно.

Маса рідини m_w – як частина маси структури крига-вода, що входить в контрольний об'єм m_{in} , може бути визначена як [38,125,142]:

$$m_w = (1 - n)m_{in}, \quad (3.12)$$

де n – замерзла частка структури крига-вода.

Маса рідини у вигляді структури крига-вода, яка переміщується з поточного контрольного об'єму $\sum m_{rbout}$ дорівнює масі рідини m_w за мінусом маси випаруваної m_{evap} і вирваної зовнішнім потоком m_{shw} рідини [38,125,142]:

$$\sum m_{rbout} = m_w - m_{evap} - m_{shw}. \quad (3.13)$$

Маса залишкової криги m_{rmi} – частина маси рідини у вигляді структури крига-вода, що входить, яка замерзає, і вона відповідає кількості криги m_{ice} , накопиченої протягом кроку за часом за вирахуванням маси сублімованої криги m_{sub} і вирваної потоком маси криги m_{shi} [38,125,142]:

$$m_{rmi} = m_{ice} - m_{sub} - m_{shi}. \quad (3.14)$$

Маса криги m_{ice} – частина маси рідкої води у вигляді структури крига-вода, що входить m_{in} , яка замерзає:

$$m_{ice} = nm_{in}. \quad (3.15)$$

3.3.1 Випарувана або сублімована маса з поверхні зледеніння

Маса води, що дифундує з аеродинамічної поверхні зледеніння m_{dif} може бути визначена як [38,97,125, 142]:

$$m_{dif} = h_{dif} (\rho_{vs} - \rho_{ve}) \Delta s \Delta t_{acc}, \quad (3.16)$$

де h_{dif} – коефіцієнт масообміну через дифузію пари в повітрі, ρ_{vs} – щільність водяної пари на обтічній поверхні, ρ_{ve} – щільність водяної пари на границі примежового шару, Δs – площа контрольного об'єму, Δt_{acc} – крок за часом наростання криги.

Щільності водяної пари на обтічній поверхні ρ_{vs} і на кордоні примежового шару ρ_{ve} можуть бути знайдені з рівняння стану ідеального газу [38,97,125, 142]:

$$\rho_{vs} = \frac{P_{vs}(T_s)}{R_v T_s}, \quad (3.17)$$

де P_{vs} – тиск водяної пари і T_s – температура на обтічній поверхні, R_v – газова стала для водяної пари, і

$$\rho_{ve} = \frac{P_v(T_e)}{R_v T_e}, \quad (3.18)$$

де P_v – тиск водяної пари і T_e – температура на границі примежового шару.

Відносна вологість ϕ є метеорологічним параметром і визначається як відношення [38,97,125, 142]:

$$\phi = \frac{P_v(T_e)}{P_{vs}(T_e)}. \quad (3.19)$$

Тиск насиченої пари P_{vs} розраховується з припущення, що водяна пара має властивості ідеального газу, тобто, вважаючи, що обсяг рідкої фази незначний і теплота випаровування постійна. P_{vs} залежить від довідкових значень температури T_{ref} , і від тиску насиченої пари P_{vs-ref} для стандартної атмосфери і прихованої теплоти випаровування L_{vap} [38,97,125, 142]:

$$P_{vs} = P_{vs-ref} e^{\frac{L_{vap}}{R_v} \left(\frac{1}{T_{ref}} - \frac{1}{T} \right)}. \quad (3.20)$$

Для стандартної атмосфери при температурі $T_{ref} = 0^\circ\text{C}$ тиск насиченої пари $P_{vs-ref} = 610,8 \text{ Па}$.

Коефіцієнт масообміну h_{dif} , може бути визначений за аналогією *Chilton-Colburn* [144], і виражений як функція числа Шервуда Sh , поздовжньої криволінійної координати контрольного об'єму s і коефіцієнту дифузії водяної пари в повітрі D_{va} :

$$h_{dif} = \frac{Sh \cdot D_{va}}{s}. \quad (3.21)$$

Згідно з аналогією *Chilton-Colburn* [144] число Шервуда може бути знайдено як функція чисел Рейнольдса Re_s , Шмідта Sc і коефіцієнту тертя C_f , які визначаються у відповідності зі швидкістю і температурою повітряного потоку на границі примежового шару:

$$Sh = \frac{C_f Re_s Sc^{\frac{1}{3}}}{2}. \quad (3.22)$$

Число Рейнольдса Re_s розраховується за швидкістю повітря на границі примежового шару U_e , криволінійною координатою контрольного об'єму s і за кінематичною в'язкістю повітря ν_e , яка відповідає границі примежового шару:

$$Re_s = \frac{U_e s}{\nu_e}. \quad (3.23)$$

При цьому число Шмідта Sc визначається як:

$$Sc = \frac{\nu_e}{D_{va}}. \quad (3.24)$$

Виражаючи коефіцієнт конвективного теплообміну h_{cv} як функцію числа Нуссельта Nu , криволінійної координати контрольного об'єму s і теплопровідності повітря k_e [144]:

$$h_{cv} = \frac{Nu \cdot k_e}{s}, \quad (3.25)$$

і враховуючи, що число Нуссельта Nu може бути визначено як:

$$Nu = \frac{C_f Re_s Pr^{\frac{1}{3}}}{2}, \quad (3.26)$$

коефіцієнт масообміну h_{dif} може бути знайдений з використанням співвідношення:

$$h_{dif} = \frac{h_{cv}}{\rho_e C_{pe} Le^{2/3}}, \quad (3.27)$$

де Le – число Льюїса, ρ_e – щільність і C_{pe} – питома теплоємність повітря, які визначаються для усередненої температури на границі примежового шару і на обтічній поверхні.

Число Льюїса Le , визначається як відношення числа Шмідта Sc до числа Прандтля Pr , або [38,97,125, 142]:

$$Le = \frac{k_e}{\rho_e C_{p_e} D_{va}}, \quad (3.28)$$

де коефіцієнт дифузії водяної пари в повітрі D_{va} може бути знайдений як

$$D_{va} = D_0 \frac{p_0}{p_e} \left(\frac{T_e}{T_0} \right)^{1.5}, \quad (3.29)$$

тут D_0 – коефіцієнт дифузії водяної пари при $p_0 = 101325 \text{ Па}$, $T_0 = 273,15 \text{ К}$.

Таким чином, вираз для визначення маси пари, що дифундує, може бути записано у вигляді [38,97,125, 142]:

$$m_{dif} = \frac{h_{cv}}{C_{p_e} Le^{2/3}} \frac{R_e}{R_v} \left(\frac{P_{vs}(T_s) T_e}{P_e T_s} - \phi \frac{P_{vs}(T_e)}{P_e} \right) \Delta s \Delta t_{acc}. \quad (3.30)$$

Потім, випарована або сублімована маса води/криги з поверхні зледеніння може бути визначена різними способами.

У підході, реалізованому в методиці *LEWICE* [97] у вологому режимі, в тому числі, коли рідина не повністю покриває поверхню зледеніння, запропоновано використовувати аналогічне співвідношення для обчислення вологи, що випаровується і при розрахунку теплового потоку використовується прихована теплота випаровування. У сухому режимі, коли рідина, що осаджується, замерзає повністю практично відразу без розтікання, маса криги, що сублімує, також розраховується за допомогою співвідношення для вологи, що випаровується, але при розрахунку теплового потоку замість величини прихованої теплоти випаровування використовується прихована теплота сублімації [97].

У методиці, яку було розроблено *ONERA*, маса рідини, що випаровується визначається з використанням співвідношення, запропонованого *Jakob* [145] в припущенні рівності тисків насиченої пари на границі примежового шару і в потоці, що набігає:

$$m_{evap} \cong \left(\frac{1}{Le} \right)^{2/3} \frac{h_{cv}}{c_{p,a}} \frac{M_{m(water)}}{M_{m(air)}} \frac{T_{\infty}}{\bar{T}} \frac{P_{v,s} - P_{v,\infty}}{P_{\infty}} \Delta s \Delta t_{acc} \quad (3.31)$$

де $\bar{T} = (T_{sur} + T_{\infty})/2$ – осереднена температура, індекс ∞ – відповідає параметрам потоку, що набігає, $M_{m(air)}$ – молярна маса повітря, $M_{m(water)}$ – молярна маса води.

В свою чергу *MacArthur* [146] було запропоновано співвідношення для розрахунку маси випаровування або сублимації з поверхні зледеніння:

$$m_{evap} = \frac{0,7 h_{cv}}{C_{pe}} \left(\frac{P_{vs}(T_s) - \phi P_{v,\infty}}{P_e} \right) \Delta s \Delta t_{acc}, \quad (3.32)$$

де $P_{ve} = 3386(0,0039 + 6,8096 \times 10^{-6} \hat{T}^2 + 3,35579 \times 10^{-7} \hat{T}^3)$, $\hat{T} = 72 + 1,8T$.

У підході, реалізованому *Fortin* в програмному коді *CIRAMIL* [38,125,142], розділяють поверхню криги і поверхню, покриту рідиною, використовуючи запропоновану модель «плівка - поверхневі краплі - струмочки». Для цього вводять величину рідкої частки на поверхні зледеніння f_w для даного контрольного об'єму. Тоді маса сублимованої криги визначається як:

$$m_{sub} = (1 - f_w) \cdot m_{dif}, \quad (3.33)$$

де рідка частка f_w для даного контрольного об'єму – це відношення площі поверхні контрольного об'єму, покритої рідкою водою до загальної площі поверхні контрольного об'єму. Вона може бути знайдена як відношення коефіцієнту розтікання, розрахованого для кута контакту сухої поверхні до

коефіцієнту, розрахованого для кута контакту 10° (оскільки при менших кутах контакту поверхню можна вважати повністю змочуваною і вода на поверхні існує тільки у вигляді плівки) [38,125,142]:

$$f_w = \frac{f_s(\theta_c)}{f_s(10^\circ)}. \quad (3.34)$$

Кут контакту краплі θ_c , який дорівнює куту між стінкою краплі і поверхнею тіла, залежить від температури сухої поверхні [38,125,142]:

$$\theta_c = -1,70563 \times 10^{-2} T^3 + 13,50105 T^2 - 3563,446 T + 313637,2.$$

Тоді коефіцієнт розтікання дорівнює [38,125,142]:

$$f_s = \sqrt[3]{4 \cdot \frac{\sin(\theta_c) \cdot [1 + \cos(\theta_c)]}{[1 - \cos(\theta_c)] \cdot [2 + \cos(\theta_c)]}}. \quad (3.35)$$

А маса випаруваної води m_{evap} дорівнює [38,125,142]:

$$m_{evap} = r_A \cdot f_w \cdot m_{dif}, \quad (3.36)$$

де r_A – поверхня контакту, що залежить від стану води на поверхні зледеніння в межах контрольного об'єму, яка може існувати у вигляді плівки, струмочків або крапель.

Модель крапель. Згідно з експериментальними даними [147, 181] модель відповідає початковому етапу процесу зледеніння (рис. 3.6).

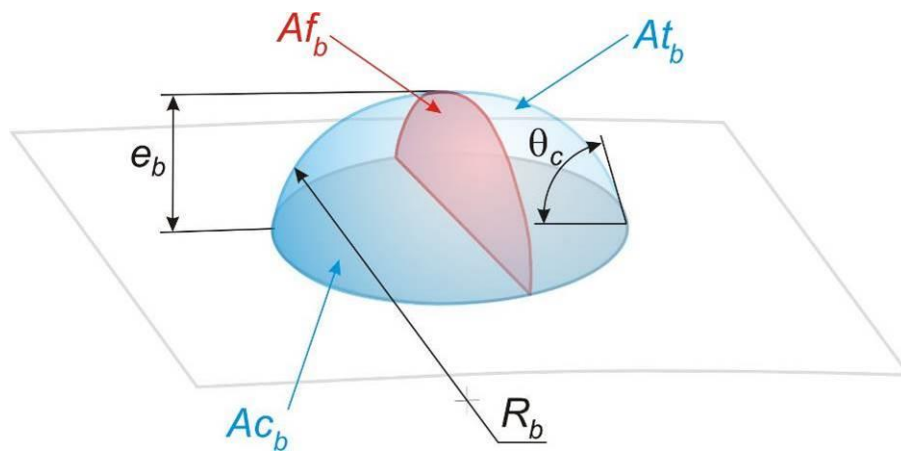


Рис. 3.6 Геометрія крапель

Висота крапель e_b може бути визначена, як [38,125,142]:

$$e_b = R_b \cdot [1 - \cos(\theta_c)], \quad (3.37)$$

де θ_c – величина кута контакту краплі, R_b – радіус краплі.

Об'єм краплі V_b відповідає об'єму частини сфери:

$$V_b = \frac{\pi}{3} \cdot \frac{2 + \cos(\theta_c)}{1 - \cos(\theta_c)} \cdot e_b^3. \quad (3.38)$$

Радіус краплі R_b дорівнює:

$$R_b = \sqrt[3]{\frac{3}{\pi} \cdot \frac{V_b}{[2 + \cos(\theta_c)] \cdot [1 - \cos(\theta_c)]^2}}. \quad (3.39)$$

Фронтальна площа крапель відповідає площі частини кола, розташованої перпендикулярно зовнішньому потоку [38,125,142]:

$$Af_b = \frac{\theta_c - \cos(\theta_c) \cdot \sin(\theta_c)}{[1 - \cos(\theta_c)]^2} \cdot e_b^2. \quad (3.40)$$

Площа переміщення крапель відповідає зовнішній поверхні частини сфери, що знаходиться в контакті з навколишнім повітрям [38,125,142]:

$$At_b = 2 \cdot \pi \cdot \frac{1}{1 - \cos(\theta_c)} \cdot e_b^2. \quad (3.41)$$

Площа контакту крапель відповідає поверхні частини сфери, що знаходиться в контакті з поверхнею обтічного тіла [38,125,142]:

$$Ac_b = \pi \cdot \frac{1 + \cos(\theta_c)}{1 - \cos(\theta_c)} \cdot e_b^2. \quad (3.42)$$

Співвідношення площ r_A – відношення площі переміщення до площі контакту. Воно залежить тільки від кута контакту θ_c :

$$r_A = \frac{2}{1 + \cos(\theta_c)}. \quad (3.43)$$

3.3.2 Маса рідини, унесена зовнішнім потоком з поверхні зледеніння

Рідина з поверхні зледеніння може вихоплюватися зовнішнім потоком в результаті відриву потоку, або під дією аеродинамічних сил, коли крапелька із зовнішнього потоку або потрапляє на вершину крижаного «горбка», або за допомогою «вихлюпування», потрапляє у «западину» між «горбками».

У разі відриву потоку (при наявності негативного градієнту тиску), масу рідини, що витікає з контрольного об'єму вважатимемо вирваною під дією аеродинамічних сил і, що вона дорівнює масі рідини, що витікає m_{rbout} [142],

$$m_{shw} = \begin{cases} m_{rbout} - \text{у випадку відриву потоку} \\ 0 \end{cases}. \quad (3.44)$$

У разі відсутності відриву потоку, маса вирваної, під дією аеродинамічних сил, зовнішнім потоком вологи m_{shw} може бути визначена з використанням співвідношень, запропонованих *Wright* [141]:

$$m_{shw} = m_{rbout} \left(1 - \frac{We_c}{We} \right), \quad (3.45)$$

причому $m_{shw} = 0$, якщо $We < We_c$. Де $We_c = 200 + 50000 \frac{k_e}{c}$ – критичне число Вебера для рідини, яка осаджається із зовнішнього потоку на верхівки нерівностей, k_e – висота «еквівалентної пісочної» шорсткості поверхні, m , c – довжина хорди обтічного тіла, m ; $We = \frac{\rho_e V_e^2 d_b}{\sigma}$ – число Вебера для «горбка» криги, ρ_e – щільність повітря на границі примежевого шару, $кг/м^3$, V_e – швидкість потоку на границі примежевого шару, $м/с$, σ – коефіцієнт поверхневого натягу на межі вода-повітря, $кг/с^2$, d_b – діаметр «горбка» криги, $м$.

Також крапельки із зовнішнього повітряно-крапельного потоку, співударяючись з обтічною поверхнею, можуть розбризкується, і при цьому частково уноситися зовнішнім потоком. Найбільшою мірою цей ефект проявляється при взаємодії з поверхнею зледеніння великих крапельок. Існують кілька моделей, що дозволяють враховувати розбризкування крапель, такі як: *Lee* та *Ryou*, *Stanton* та *Rutland*, *Marengo* та *Tropea*, *Schmehl*, *Trujillo*, *Samenfink* [148]. На основі експериментальних даних про взаємодію великих переохолоджених крапельок з поверхнею зледеніння *Wright* була модифікована модель *Trujillo* [148] і застосована в програмному коді *LEWICE*. Незважаючи на те, що ця модель розбризкування була верифікована на більш дрібних краплях, а також для менших значень швидкості і частоти випадання крапель в порівнянні з реальними умовами польоту, тим не менш, вона дає більш точні результати моделювання в разі умов SLD. І ця модель в даний час використовується в багатьох методиках, що описують процеси зледеніння літальних апаратів.

Відповідно до згаданої моделі, частка води N_b , що уноситься зовнішнім потоком внаслідок розбризкування при зіткненні крапельки з обтічним тілом [148]:

$$N_b = \begin{cases} 0, & \text{якщо } K_t < 200 \\ 0.9 \left(1 - \sin \alpha_i \left[1 - \exp \left(\frac{-9.2(K_t - 200)}{1000} \right) \right] \right), & \text{якщо } K_t > 200 \text{ и } 0 < \alpha_i < 90^\circ, \end{cases} \quad (3.46)$$

де $K_t = \frac{K_{tn}}{(\sin \alpha_i)^{1.25}}$ – інерційний параметр, $K_{tn} = 0.859 \left(\frac{\rho_l}{LWC} \right)^{0.125} \sqrt{K}$,

$K = Oh Re_p^{1.25}$, $Oh = \frac{\mu_p}{\sqrt{\rho_p \sigma d_p}}$ – число Онезорге, $Re_p = \frac{\rho_p V d_p}{\mu_p}$ – число

Рейнольдса крапельки; μ_p – в'язкість крапельки, $кг/м/с$, ρ_p – щільність крапельки, $кг/м^3$, σ – коефіцієнт поверхневого натягу, $кг/с^2$, d_p – діаметр крапельки, $м$, V – швидкість крапельки, $м/с$, α_i – кут падіння крапельки.

3.4 Рівняння теплового балансу

З рівняння збереження енергії для контрольного об'єму можна отримати рівняння теплового балансу, що має вигляд (рис. 3.7):

$$Q_{kin} + Q_{aerod} + Q_{lat_{i-w}} + Q_{lat} - Q_{evap} - Q_{sub} - Q_{conv} - Q_{cond} - Q_{sens} = 0, \quad (3.47)$$

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 сублимації, Q_{conv} – теплообмін конвекцією, Q_{cond} – теплообмін провідністю, Q_{sens} – внутрішня теплота.

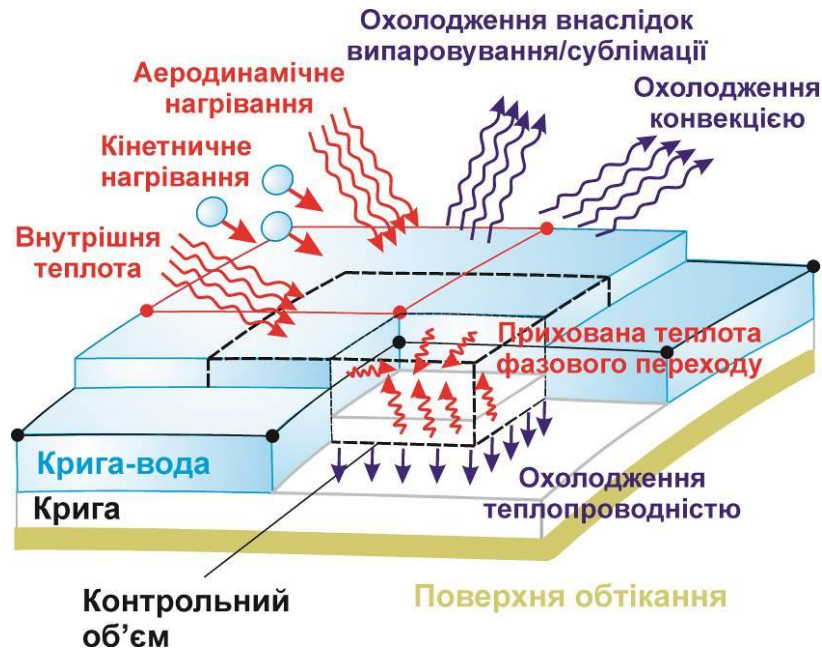


Рис. 3.7 Схема теплових потоків в контрольному об'ємі

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 прихована теплота затвердіння, що виділяється при утворенні крижаної долі в структурі крига-вода $Q_{lat_{i-w}}$ буде дорівнювати внутрішній теплоті Q_{sens} , необхідній для нагрівання переохолодженої рідини від температури крапельок T_d до температури фазового переходу T_f :

$$Q_{lat_{i-w}} = Q_{sens}, \quad (3.48)$$

$$Q_{lat_{i-w}} = m_{cap_{ice}} L_f, \quad (3.49)$$

$$Q_{sens} = m_{cap} c_{p_w} (T_f - T_d), \quad (3.50)$$

де c_{p_w} – питома теплоємність води.

При цьому маса води, що влітає із зовнішнього повітряно-крапельного потоку m_{cap} у вигляді переохолоджених крапельок, буде розділена на масу води m_{cap_w} та масу криги $m_{cap_{ice}}$ в структурі крига-вода, яка утворилася:

$$m_{cap} = m_{cap_w} + m_{cap_{ice}}. \quad (3.51)$$

Тобто $m_{cap_{ice}} = m_{cap} f_i$, звідки замерзла доля криги в просторовій структурі крига-вода f_i може бути знайдена, як:

$$f_i = \frac{c_{p_w}(T_f - T_d)}{L_f}, \quad (3.52)$$

після чого знаходиться усереднене значення долі криги в просторовій структурі крига-вода за об'ємом рідини $f_{i_{cp}}$.

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 сковуватиме і крижану структуру, що міститься в цій воді в пропорції $f_{i_{cp}}$.

Коли частина маси води, яка міститься в структурі крига-вода в контрольному об'ємі замерзає, вивільняється прихована теплота затвердіння:

$$Q_{lat} = m_{freeze} L_f. \quad (3.53)$$

де m_{freeze} – маса криги, що утворився в структурі крига-вода, L_f – питома теплота затвердіння води.

При цьому маса криги, що утворилася при повному затвердінні структурі крига-вода буде дорівнювати:

$$m_{ice} = \frac{1}{1 - f_{i_{cp}}} m_{freeze}. \quad (3.54)$$

Кінетична теплота Q_{kin} – це енергія, породжена зміною швидкості переохолоджених крапельок води, що вдаряються об обтічну поверхню [38,125,142]:

$$Q_{kin} = \frac{m_{cap} U_d^2}{2}, \quad (3.55)$$

де U_d – швидкість крапельок води, визначена з розрахунку зовнішнього повітряно-крапельного потоку.

Теплота аеродинамічного нагріву, породжена тертям повітря об поверхню обтічного тіла, Q_{aerod} , утворюється усередині прикордонного шару при зміні температури від значення в потоці, що набігає T_∞ до середньої температури в примежовому шарі, яку називають температурою відновлення T_{rec} [38,125,142]:

$$Q_{aerod} = h_{cv}(T_{rec} - T_\infty)\Delta s \Delta t_{acc}. \quad (3.56)$$

де h_{cv} – коефіцієнт конвективного теплообміну, Δs – площа контрольного об'єму, Δt_{acc} – крок за часом наростання криги.

Частина присутньої в контрольному об'ємі крижаної маси сублимує, при цьому поглинається теплота:

$$Q_{sub} = -m_{sub}L_{sub}. \quad (3.57)$$

де m_{sub} – маса сублимованої криги, L_{sub} – питома теплота сублимації.

Частина маси води в рідкій фазі, яка присутня в контрольному об'ємі, випаровується, поглинаючи теплоту:

$$Q_{evap} = -m_{evap}L_{vap}. \quad (3.58)$$

де m_{evap} – маса випарованої води, L_{vap} – питома теплота випаровування.

Конвективний теплообмін Q_{cv} між повітряним потоком і обтічною поверхнею, коли потік і поверхня мають різну температуру, може бути визначений за температурним полем, або бути описаний за допомогою співвідношення:

$$Q_{cv} = h_{cv} [f_w r_A + (1 - f_w)] (T_\infty - T_s) \Delta s \Delta t_{acc}, \quad (3.59)$$

де h_{cv} – коефіцієнт конвективного теплообміну, T_∞ – температура незбуреного потоку, T_s – температура поверхні.

Відносний внесок різних величин в тепловому балансі показаний на рис. 3.7 для типових умов польоту в умовах зледеніння [149]. З графіка видно, що нагрів, в основному, відбувається за рахунок виділення прихованої теплоти фазового переходу а охолодження, головним чином, за допомогою конвекції, випаровування та/або сублімації і внутрішньої теплоти переохолоджених крапель води. У цьому прикладі параметр s/c відкладений від точки гальмування. Необхідно відзначити, що внутрішня теплота вносить відчутний внесок в разі, якщо температура набігаючого потоку (тобто температура переохолоджених крапель) досить низька (~ -30 °C). Також видно, що коефіцієнт конвективного теплообміну відіграє найбільш суттєву роль в області точки гальмування, оскільки від нього залежать конвективний тепловий потік і потік внаслідок випаровування і сублімації (60% від'ємних величин в тепловому балансі залежать від цього коефіцієнта).

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 m_{ice} та товщина шару криги, який утворився h_{ice} :

$$n = \frac{1}{1 - f_{icp}} \frac{Q_{evap} + Q_{conv} + Q_{cond} - Q_{kin} - Q_{aerod}}{L_f (m_{in_w} + m_{in_{ice}} + m_{cap})}, \quad (3.60)$$

$$h_{ice} = \frac{m_{ice} \Delta t}{\rho_{ice}}, \quad (3.61)$$

де щільність криги визначається в залежності від температури поверхні T_s .

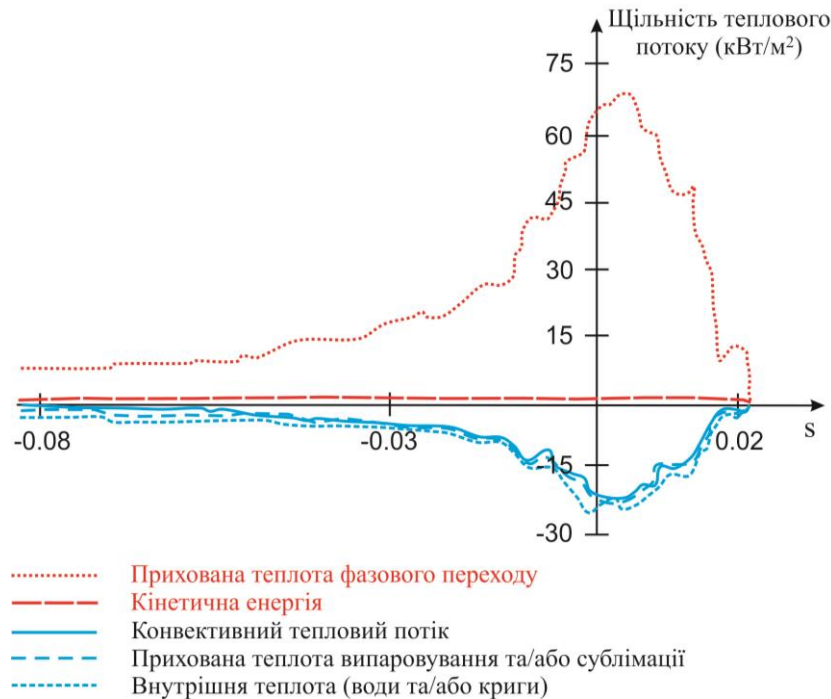


Рис. 3.7 Співвідношення величин теплових потоків для типових умов зледеніння [149]

У вологому режимі температуру поверхні вважаємо рівною $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ і щільність гладкої криги приймаємо рівною 917 кг/м^3 . У сухому режимі, температура поверхні нижче температури затвердіння, щільність обчислюється за емпіричною формулою, запропонованою Laforte та ін. [142]:

$$\rho_{ice} = 917 \cdot \left(\frac{X}{X + 1,3} \right)^2, \quad (3.62)$$

де X – коефіцієнт Masklin:

$$X = \frac{d_d}{2} \cdot \frac{U_{\infty}}{T_f - T_{s_s}}, \quad T_f > T_s, \quad (3.63)$$

розмірне число, яке залежить від середньоарифметичного діаметра переохолоджених крапель води d_d , виражених в мкм, швидкості необуреного

потоків U_∞ , вираженої в m/s , температури поверхні зледеніння T_s і температури фазового переходу води T_f в $^\circ K$.

3.4.1 Визначення конвективного теплообміну

У деяких випадках, використовуючи критерії подібності, тривимірна задача про зледеніння може бути спрощена до двовимірної, як, наприклад, це зроблено в більшості існуючих класичних методик, що моделюють процеси зледеніння [97,98,99]. Такий підхід дозволяє використовувати одномірні інтегральні або напівемпіричні співвідношення для прилежого шару, отримані для плоскої пластини, і, тим самим, значно спростити і прискорити розрахунок зовнішнього обтікання, визначення коефіцієнтів тертя і тепловіддачі. Це дає можливість з мінімальними часовими витратами проводити досить велику кількість розрахунків, покриваючи увесь досліджуваний діапазон параметрів. У цьому випадку коефіцієнт конвективного теплообміну h_{cv} може бути визначений за допомогою співвідношень [150]:

$$h_{cv} = \rho_e C_{p_e} U_e St, \quad (3.64)$$

де St – число Стентона, U_e – швидкість на кордоні прилежого шару, ρ_e – щільність повітря, C_{p_e} – питома теплоємність.

Число Стентона St , яке враховує шорсткість поверхні може бути визначено за аналогією *Chilton-Colburn* [144] для ламінарного режиму або за аналогією *Spalding* [150] для турбулентного режиму.

За аналогією *Chilton-Colburn* число Стентона St визначається як:

$$St = \frac{C_f}{2} Pr^{-2/3}, \quad (3.65)$$

де C_f – коефіцієнт тертя, Pr – число Прандтля.

Коефіцієнт тертя в ламінарному режимі для шорсткої рівної пластини [150]:

$$\frac{C_f}{2} = 0,225 \frac{\nu_e}{U_e} \frac{1}{\theta_l}, \quad (3.66)$$

де ν_e – кінематична в'язкість повітря, θ_l – товщина втрати імпульсу, розвиненого в ламінарному режимі.

Товщина втрати імпульсу визначається інтегруванням швидкості на кордоні примежового шару вздовж криволінійної поздовжньої координати s в ламінарній зоні [151]:

$$\theta_l = 0,664 \nu_e^{0,5} U_e^{-1,435} \sqrt{\int_0^s U_e^{1,87} ds}. \quad (3.67)$$

За аналогією *Spalding* число Стентона St для шорсткої рівної пластини в турбулентному режимі визначається як [150]:

$$St = \frac{\frac{C_f}{2}}{\text{Pr}_t + \sqrt{\frac{C_f}{2} St_k^{-1}}}, \quad (3.68)$$

де Pr_t – число Прандтля для турбулентного потоку ($\text{Pr}_t \approx 0,9$ [110]), St_k – число Стентона з урахуванням шорсткості, яке дорівнює:

$$St_k = 1,92 \text{Re}_{\tau-k}^{-0,45} \text{Pr}^{-0,8}. \quad (3.69)$$

Число Рейнольдса $R_{e\tau-k}$, залежить від висоти шорсткості κ_s , швидкості тертя U_τ і кінематичної в'язкості повітря ν_e :

$$\text{Re}_{\tau-k} = \frac{U_{\tau} k_s}{\nu_e}. \quad (3.70)$$

Швидкість тертя пропорційна швидкості на границі примежового шару U_e і коефіцієнту тертя C_f [150]:

$$U_{\tau} = U_e \sqrt{\frac{C_f}{2}}. \quad (3.71)$$

Місцевий коефіцієнт тертя залежить від товщини втрати імпульсу в турбулентному режимі θ_t і висоти шорсткостей κ_s [150]:

$$\frac{C_f}{2} = \frac{0,1681}{\left[\ln \left(864 \frac{\theta_t}{\kappa_s} \right) + 2,568 \right]^2}. \quad (3.72)$$

Товщина втрати імпульсу може бути знайдена, використовуючи підхід *Thwaites*, що полягає в інтегруванні швидкості на границі примежового шару по криволінійній поздовжній координаті в турбулентній зоні [151]:

$$\theta_t = \theta_{tr} + 0,036 \nu_e^{1/5} U_e^{-3,29} \left(\int_{s_{tr}}^s U_e^{3,86} ds \right)^{4/5}, \quad (3.73)$$

де s_{tr} – відстань, що відповідає переходу ламінарного режиму в турбулентний, θ_{tr} – товщина втрати імпульсу в точці переходу.

Шорсткість поверхні ініціює більш ранній ламінарно-турбулентний перехід в примежовому шарі і також впливає на величину місцевого коефіцієнта тертя. У наближенні плоскої шорсткої пластини вважають [152], що ламінарно-турбулентний перехід відбувається, коли число Рейнольдса, розраховане по висоті еквівалентної пісочної шорсткості κ_s [153], перевищує або дорівнює 600:

$$\text{Re}_k = \frac{U_k k_s}{\nu_e} \geq 600, \quad (3.74)$$

де U_k – швидкість потоку на рівні шорсткостей, яка може бути обчислена за профілем швидкості в ламінарному режимі, використовуючи наступне відношення [159]:

$$U_k = \left(\frac{3 k_s}{2 \delta_l} - \frac{1 k_s^3}{2 \delta_l^3} \right) U_e, \quad (3.75)$$

або, дорівнює швидкості на границі примежового шару U_e , в разі, якщо висота шорсткостей k_s перевершує товщину примежового шару в ламінарному режимі δ_l [159]:

$$\delta_l = \frac{15}{2} \theta_l. \quad (3.76)$$

Необхідно відзначити, що створені в припущенні нестисливості повітряного потоку, що набігає, і з використанням одновимірних наближень, методики, які використовують інтегральні методи, не враховують передісторію потоку, мають обмежене застосування в разі досить великих швидкостей і складних форм крижаних наростів (через наявність локальних трансзвукових зон і значних градієнтів тиску), конфігурацій з мультителами, в задачах в тривимірній постановці. Так само такий підхід не дає можливість визначати аеродинамічні характеристики профілів з наявністю крижаних наростів і з урахуванням шорсткості поверхні.

При розробці, хоча і більш складних і громіздких, однак більш досконалих методик розв'язання задачі зледеніння на основі усереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є-Стокса необхідна модель, яка б, з одного боку, враховувала шорсткість обтічної поверхні і, з іншого боку, дозволяла обчислювати теплові потоки в області крижаних утворень.

В рамках розробленої методики осереднена місцева температура аеродинамічної поверхні зледеніння визначається з рішення масового і теплового балансів для даного контрольного об'єму. Так, в області, яка характеризується вологим режимом зледеніння (на обтічній поверхні буде присутня незамерзла вода) осереднена температура розглянутого елемента поверхні буде близька до температури фазового переходу. В області сухого режиму зледеніння (на обтічній поверхні присутня тільки крига) осереднена температура елемента поверхні буде нижче температури фазового переходу, але вища за температуру потоку, що набігає (за рахунок виділення в розглянутому контрольному об'ємі теплоти фазового переходу, що вивільняється), або, якщо волога на цю ділянку обтічної поверхні, яка покрита кригою, більше не випадає – нижче температури потоку, що набігає (за рахунок сублімації криги).

Беручи гіпотезу суцільності середовища будемо вважати справедливими умови «прилипання» на стінці. Тобто будемо вважати, що безпосередньо у самої поверхні обтічного тіла є тонкий шар нерухомого газу, і в приміжовому шарі можна виділити в'язкий динамічний підшар, а також тепловий підшар, що характеризується ламінарним режимом течії і переважанням переносу теплоти теплопровідністю над турбулентним переносом. Таким чином, будемо вважати, що при описі зміни температури вздовж нормалі до стінки в межах товщини теплового підшару справедлива лінійна залежність [196]. Тоді, розв'язуючи задачу про обмерзання аеродинамічної поверхні, конвективний тепловий потік може бути визначений за відомим температурним полем поблизу поверхні при її заданій температурі. Температура стінки і тепловий потік в процесі розрахунку визначається з умови рівності на границі розділу обтічна поверхня-потік, що набігає температур і теплових потоків (граничні умови четвертого роду):

$$T_w = T_a, \quad (3.77)$$

$$-\lambda_w \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right)_w = -\lambda_a \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right)_a, \quad (3.78)$$

де T – температура, n – нормаль до границі розділу, λ – коефіцієнт теплопровідності, індекс w означає стінку, a – потік, що набігає.

3.4.2 Визначення шорсткості поверхні

Проаналізувавши основні фізичні явища, що відбуваються при зледенінні аеродинамічних поверхонь літальних апаратів, а також величини, що входять в рівняння теплового балансу, можна зробити висновок, що розмір, форма і тип наростаючих крижаних утворень головним чином залежать від інтенсивності конвективного теплообміну поверхні зледеніння із зовнішнім потоком. При цьому конвективний теплообмін, в свою чергу, істотно залежить від режиму течії рідини і шорсткості поверхні.

Так, у разі застосування методу, заснованого на використанні інтегральних співвідношень для опису примежового шару, необхідно задавати висоту шорсткості поверхні при визначенні точки ламінарно-турбулентного переходу, а також при визначенні величин коефіцієнтів тертя і конвективного теплообміну з шорсткою поверхнею. У разі застосування методу визначення конвективних теплових потоків за відомим температурним полем поблизу стінки із заданою температурою величина шорсткості поверхні використовується в моделі турбулентності, вона значно впливає на структуру течії і також визначає закон розподілу конвективного теплообміну і коефіцієнту тертя уздовж обтічної поверхні.

Зміна розміру елементів шорсткості веде до зміни закону розподілу розрахункового коефіцієнту конвективного теплообміну. У розрахунках, зі збільшенням шорсткості зменшується протяжність ламінарної ділянки, збільшується тепловіддача в області турбулентного примежового шару, при цьому замерзає більша кількість води в розглянутому поверхневому контрольному об'ємі і, відповідно, менша кількість води переходить в

наступний, нижче за потоком, контрольний об'єм. В результаті, виступи крижаних наростів стають менш вираженими, вони захоплюють меншу кількість вологи із зовнішнього потоку, їх місце розташування зміщується ближче до точки гальмування. Збільшується протяжність областей, де крапельки, потрапляючи на обтічну поверхню повністю замерзають практично відразу. За своєю структурою нарости стають ближче до структури пухкої криги.

В цілому, у вологому режимі, як було показано в Розділі 2, в області гальмування поверхня склоподібної криги відносно гладка, на поверхні присутня досить велика кількість рідини, яка переміщується нижче за потоком. По мірі віддалення від точки гальмування шорсткість поверхні збільшується, в залежності від умов польоту можуть формуватися великі рогоподібні нарости, які також мають шорстку поверхню. У віддаленій області крижаних утворень, внаслідок малих значень кута випадання крапельок на поверхню зледеніння, як правило утворюються великі елементи нерівностей у вигляді т.зв. «хвоста лобстера». При цьому в початковий момент процесу зледеніння шорсткість поверхні літального апарату з первинними, швидко замерзаючими, поверхневими краплями відносно рівномірна і особливості структури розвиваються з плином часу.

Таким чином, правильне визначення шорсткості поверхні має першорядне значення для отримання коректних форм наростів криги.

При цьому, як було зазначено, основною проблемою, яка виникає при вивченні шорсткості, є різноманіття форм мікронерівностей поверхні, а відомі емпіричні співвідношення [151,154], які можуть бути використані для оцінки впливу шорсткості на зовнішній потік придатні тільки для певного типу елементів нерівностей і, на жаль, безпосередньо не можуть бути застосовні до наростів криги. Тому в даному випадку, як правило, використовують підхід, коли розглянута реальна шорсткість ставиться у відповідність деякій ідеалізованій модельної, т.зв. «пісочної шорсткості», для якої були проведені експериментальні дослідження Nikuradse (1933) [155]. При цьому висоту

еквівалентного пісочного зерна співвідносять з реальною шорсткістю з використанням емпіричних співвідношень, запропонованих в роботах [156,157].

Відомі декілька підходів до визначення шорсткості поверхні криги. В роботі *Shin* та *Bond* [111] запропоновано емпіричне співвідношення як функція температури потоку, що набігає (T_∞ , K), швидкості (U_∞ , m/c), водності (LWC , g/m^3), середнього об'ємного діаметра переохолоджених крапельок (MVD , $мкм$) і довжини хорди профілю крила (c , m):

$$k_s = \left[\frac{k_s/c}{(k_s/c)_{base}} \right]_{LWC} \left[\frac{k_s/c}{(k_s/c)_{base}} \right]_{T_\infty} \left[\frac{k_s/c}{(k_s/c)_{base}} \right]_{U_\infty} \left[\frac{k_s/c}{(k_s/c)_{base}} \right]_{MVD} \left(\frac{k_s}{c} \right)_{base} c, \quad (3.79)$$

де

$$\left(\frac{k_s}{c} \right)_{base} = 0.001177,$$

$$\left[\frac{k_s/c}{(k_s/c)_{base}} \right]_{LWC} = 0.5714 + 0.2457(LWC) + 1.2571(LWC)^2,$$

$$\left[\frac{k_s/c}{(k_s/c)_{base}} \right]_{T_\infty} = 0.047T_\infty - 11.27, \quad (3.80)$$

$$\left[\frac{k_s/c}{(k_s/c)_{base}} \right]_{U_\infty} = 0.4286 + 0.0044139(U_\infty),$$

$$\left[\frac{k_s/c}{(k_s/c)_{base}} \right]_{MVD} = \begin{cases} 1 & MVD \leq 20 \\ 1.667 - 0.0333(MVD) & MVD > 20 \end{cases}$$

У моделі шорсткість передбачається постійною по всій поверхні. У роботі відзначається, що кращий результат виходить при використанні скоригованої величини висоти пісочної шорсткості $k_{s,corr} = 2k_s$.

Температура, водність і швидкість потоку, що набігає були обрані через очевидність їх впливу на форму і структуру крижаних наростів і відповідні кореляції були отримані на основі результатів послідовних системних

експериментальних досліджень при варіюванні кожного з параметрів окремо. При цьому вплив розмірів крапель, геометрії обтічного тіла і тиску в потоці на шорсткість криги вивчено не було. Також зазначається, що базове значення величини $(k_s / c)_{base} = 0,00117$ було обрано відповідно до умов експерименту в аеродинамічній трубці, і в загальному випадку, для інших геометрій і умов реального польоту, може відрізнятись (перш за все через більш низький рівень турбулентності потоку, що набігає, який зустрічається в умовах реального польоту).

Також, у зв'язку з відсутністю достатніх експериментальних даних про зміну досліджуваних параметрів у часі, передбачається, що шорсткість поверхні є постійною величиною протягом усього часу зледеніння.

В роботі [158], при розробці програмного коду LEWICE 1.0, запропоновано використовувати аналітичне співвідношення, засноване на фізиці процесу, де висота поверхневої краплі оцінюється і використовується як величина еквівалентної пісочної шорсткості. Величина шорсткості залежить від поверхневого натягу (σ), в'язкості (μ) і щільності води (ρ), поверхневої напруги зсуву (τ) і частки змоченої поверхні (F). Остання величина пов'язана із кутом контакту поверхневих крапель.

$$k_s = \left(\frac{4\sigma\mu^2}{\rho F^2 \tau^2} \right)^{1/3} \quad (3.81)$$

Ця аналітична модель дозволяє враховувати зміну величини шорсткості вздовж обтічної поверхні.

При розробці програмного коду LEWICE 2.2 [159], було запропоновано використовувати просте співвідношення, що зв'язує шорсткість поверхні з величиною замерзлої частки в точці гальмування.

$$k_s = \frac{1}{2} \sqrt{0.15 + \frac{0.3}{f_{stag}}}, \quad (3.82)$$

де f_{stag} – замерзла частка в області точки гальмування.

Залежність була отримана на основі результатів експериментальних досліджень.

У роботах *Fortin* [38,125,142] була представлена аналітична модель визначення шорсткості поверхні криги, яка базується на представленні можливої форми існування рідини на поверхні у вигляді крапель, струмочків або плівки і на понятті максимально можливої висоти поверхневої краплі. При цьому оцінюється локальне значення шорсткості а не осереднене по поверхні, а також враховується зміна величини шорсткості в часі. Необхідно відзначити, що розрахункові форми наростів криги, отримані за допомогою цієї моделі знаходяться в досить хорошій відповідності з експериментальними, отриманими в аеродинамічній трубі і такий підхід знижує емпіризм розглянутих вище «класичних» методів.

В рамках цієї моделі максимальна висота $\delta_{b_{max}}$ поверхневої краплі, яку вона може досягти перш, ніж почати розтікатися під дією аеродинамічних сил, буде визначатися за умови рівноваги сили пружності F_σ і сили лобового опору поверхневої краплі F_W , коли гистерезис максимальний, і коли гравітаційна складова мізерно мала:

$$F_\sigma = F_W. \quad (3.83)$$

Відношення аеродинамічної сили до сили пружності R_W не залежить від висоти краплі і від гистерезису:

$$R_W = \frac{2}{\pi} \cdot \frac{\tau_w}{\sigma_w} \cdot \frac{\theta_c - \sin(\theta_c) \cdot \cos(\theta_c)}{\sin^2(\theta_c) \cdot [1 - \cos(\theta_c)]}, \quad (3.84)$$

де σ_w – поверхневий натяг води.

При цьому кут контакту і гістерезис залежать головним чином від температури поверхні і розраховуються за емпіричними залежностями [38,125,142]:

$$\theta_c = -1,70563 \cdot 10^{-2} \cdot T^3 + 13,50105 \cdot T^2 - 356,3446 \cdot T + 313637,2^\circ \quad (3.85)$$

$$\Delta\theta_c = -1,329182 \cdot T + 363,0819^\circ \quad (3.86)$$

У співвідношення (3.85-3.86) входить температура (T) т.зв. «сухої» поверхні, яка визначається з енергетичного балансу для елемента поверхні, нехтуючи рідкими складовими (оскільки передбачається, що спочатку краплі утворюються на сухій поверхні).

У разі ламінарної аеродинамічної течії, коли коефіцієнт лобового опору краплі розраховується за законом Стокса, максимальна висота краплі дорівнює:

$$\delta_b = \frac{\Delta\theta_c}{3 \cdot R_w}. \quad (3.87)$$

У випадку турбулентного потоку, коли коефіцієнт лобового опору краплі постійний, максимальна висота краплі може бути знайдена як:

$$\delta_b = \frac{\Delta\theta_c}{R_w} \frac{1}{C_G(\delta_b)}, \quad (3.88)$$

де коефіцієнт витікання $C_G(\delta_b)$ введений, щоб уніфікувати представлення рівняння сили лобового опору в залежності від режиму течії. У разі ламінарного режиму, він дорівнює:

$$C_G(\delta_b) = 3, \quad (3.89)$$

і в разі турбулентного:

$$C_G(\delta_b) = 1,725 \cdot \left[\ln \left(\sqrt{\frac{\tau_w}{\rho_a}} \cdot \frac{\rho_a}{\mu_a} \cdot \delta_b \right) + 1,4 \right]^2, \quad (3.90)$$

де ρ_a – щільність повітря, μ_a – динамічна в'язкість повітря.

Оскільки максимальна висота поверхневої краплі залежить від ступеня турбулентності потоку, а турбулентність, в свою чергу, залежить від висоти поверхневих крапель, величина $\delta_{b\max}$ визначається методом послідовних наближень.

Мінімальна товщина, яку може мати плівка, може бути визначена як:

$$\delta_{f\min} = \sqrt{\frac{\theta_c - \sin(\theta_c)\cos(\theta_c)}{2\sin(\theta_c)}} \delta_{b\max}. \quad (3.91)$$

У випадку, коли рідина на поверхні буде мати форму крапель, висота нерівностей буде дорівнювати, м:

$$k = \delta_{b\max}. \quad (3.92)$$

У випадку, коли рідина на поверхні буде мати форму струмочків, висоту нерівностей приймають рівною висоті крапель.

У випадку плівки:

$$k = \frac{3}{2} \delta_f \left[\sqrt{1 - \frac{8}{9}(1 - Fr^2)} - 1 \right] \approx \frac{3}{2} \delta_f Fr, \quad (3.93)$$

$$\text{де } Fr = \frac{1}{2} \cdot \frac{\tau_w}{\mu_w} \cdot \sqrt{\frac{\delta_f}{g}}.$$

За необхідності, осереднена по поверхні величина еквівалентної пісочної шорсткості може бути знайдена з використанням співвідношення [38,125,142]:

$$k_s = \frac{\int_{-s_{lower}}^{-s_{upper}} k \cdot ds}{\int_{-s_{lower}}^{-s_{upper}} ds}. \quad (3.94)$$

3.5 Висновки до розділу

Для опису процесу наростання криги в роботі було використано метод поверхневих контрольних об'ємів, в якому рівняння масового та теплового балансів отримано на підставі законів збереження маси, енергії і кількості руху для контрольного об'єму, розташованого на поверхні обтічного тіла.

1. На основі нових отриманих експериментальних даних щодо фізики зледеніння, в методиці моделювання утворення крижаних наростів запропоновано виділити окремо процеси 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 зледеніння аеродинамічних поверхонь.
2. Розглянуто основні відомі підходи до моделювання шорсткості поверхні в задачах моделювання зледеніння літальних апаратів. Показано, що підхід до визначення величини шорсткості, заснований на припущенні, що рідина знаходиться на поверхні зледеніння у вигляді рідких крапель, які замерзають зі сторони обтічної поверхні, а максимально можлива висота такої поверхневої краплі приймається в якості величини шорсткості, відповідає лише початковому етапу процесу зледеніння.
3. Для моделювання шорсткості поверхні в роботі запропоновано використовувати підхід, заснований на фізиці процесу створення

поверхневих крапель лише на початковому етапі процесу зледеніння, а в подальшому – відомі емпіричні співвідношення.

4. При вирішенні проблеми чисельного моделювання процесів зледеніння аеродинамічних поверхонь на основі усереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є-Стокса в тривимірній постановці, при визначенні теплових потоків необхідно використовувати підхід, в якому конвективний теплообмін визначається за знайденим розподілом температурного поля. При цьому результати розрахунків за класичними напівемпіричними співвідношеннями, для відносно простої геометрії обтічного тіла, можуть бути використані для тестування методики, що розробляється.

Розділ 4

Математична модель опису руху повітряно-крапельного потоку

4.1 Вступ до розділу

Сучасні методи обчислювальної гідродинаміки дозволяють усунути багато недоліків, які притаманні методикам, що базуються на використанні традиційних підходів до моделювання процесів наростання криги на аеродинамічних поверхнях літальних апаратів. До таких недоліків можуть бути віднесені: припущення нестисливості повітряного потоку, що набігає, тобто не враховується передісторія потоку, та, відповідно, обмежене застосування в разі досить великих швидкостей і складних форм крижаних наростів, конфігурацій з мультитілами; складності реалізації в тривимірній постановці траєкторної моделі при описі руху переохолоджених крапель; використання одновимірних наближень, інтегральних методів при визначенні теплових потоків. Так само традиційний підхід не дає можливість визначати аеродинамічні характеристики профілів з наявністю крижаних наростів і з урахуванням шорсткості поверхні.

У роботі запропоновано: при описі повітряно-крапельного потоку використовувати підхід, який ґрунтується на застосуванні тривимірних усереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є-Стокса, замкнених моделлю турбулентності; рух переохолоджених крапель води описувати за допомогою моделі взаємопроникних середовищ; при описі процесу наростання криги

використовувати метод поверхневих контрольних об'ємів, що базується на рівняннях нерозривності, збереження кількості руху і енергії.

Наразі, необхідність розв'язання проблеми моделювання процесів зледеніння в тривимірній постановці обумовлена неможливістю застосування двовимірних наближень при розгляді багатьох елементів літальних апаратів: крил зі скосом потоку, в тому числі через тривимірні особливості течії в області закінцівок; місць з'єднання корпусу літака з крилами; елементами хвостового оперення; несиметричних гондол; повітрязабірників і т.ін.

4.2 Математична постановка

У розділі наведені рівняння, що описують рух зовнішнього повітряного потоку і переохолоджених крапель води, граничні і початкові умови.

Розглянуто чисельний метод розв'язання рівнянь Нав'є-Стокса, а також алгоритми моделювання турбулентності: наведено основні підходи до моделювання шорсткості та запропоновано використовувати модифіковану модель турбулентності *Spalart-Allmaras* з корекцією для шорсткої стінки *Aupoix B., Spalart P.R.*

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 за триточковим шаблоном з другим порядком точності. Блочно-матрична система алгебраїчних рівнянь вирішується ітераційним алгоритмом Гауса-Зейделя.

4.2.1 Опис зовнішнього повітряно-крапельного потоку

Моделювання потоку повітря, що містить переохоложені краплі води може бути виконано за допомогою: гомогенної, траєкторної моделі і моделі взаємопроникних середовищ [160,161].

Згідно з гомогенною моделлю випадання вологи на обтічну поверхню, головним чином, обумовлено перепадом температур на границі розділу водяна плівка-водяна пара, тобто випадання вологи є результуючим ефектом процесів конденсації сукупності молекул, що потрапляють на поверхню рідини і захоплюваних нею (частина молекул може відбиватися від поверхні і повертатися в пар, що враховується коефіцієнтом конденсації), і випаровування молекул, які відриваються за той же час з тієї ж поверхні. Перевищення кількості захоплюваних молекул над кількістю тих, що випускаються і призводить до процесу конденсації. При цьому випадання вологи відбувається не тільки на передній частині обтічного профілю.

Згідно з цією моделлю нестационарна течія вологого повітря і водяних крапельок з урахуванням нерівноважного процесу протікання конденсації може бути описано за допомогою рівнянь газової динаміки з урахуванням обміну масою, імпульсом і енергією між фазами [171,162,163,164,165]. Нестационарні рівняння в криволінійних координатах, за допомогою яких може бути описано течію водяної пари мають вигляд:

$$\frac{\partial \hat{q}}{\partial \tau} + \frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}}{\partial \zeta} + \hat{H} = \frac{1}{\text{Re}} \left(\frac{\partial \hat{R}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{S}}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{T}}{\partial \zeta} \right), \quad (4.1)$$

де

$$\hat{q} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho_g \\ \rho_g u \\ \rho_g v \\ \rho_g w \\ e_g \end{bmatrix}, \quad \hat{E} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho_g U \\ \rho_g Uu + \xi_x p \\ \rho_g Uv + \xi_y p \\ \rho_g Uw + \xi_z p \\ (e_g + p)U \end{bmatrix}, \quad (4.2)$$

$$\hat{F} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho_g V \\ \rho_g Vu + \eta_x p \\ \rho_g Vv + \eta_y p \\ \rho_g Vw + \eta_z p \\ (e_g + p)V \end{bmatrix}, \quad \hat{G} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho_g W \\ \rho_g Wu + \zeta_x p \\ \rho_g Wv + \zeta_y p \\ \rho_g Ww + \zeta_z p \\ (e_g + p)W \end{bmatrix},$$

$$\hat{R} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ \beta_x \end{bmatrix}, \quad \hat{S} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ \beta_y \end{bmatrix},$$

$$\hat{T} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zz} \\ \beta_z \end{bmatrix}, \quad \hat{H} = -\frac{1}{J} \begin{bmatrix} -\rho \dot{m} \\ -\rho u \dot{m} \\ -\rho v \dot{m} \\ -\rho w \dot{m} \\ \rho \dot{m} (h_{fg} - h_t) \end{bmatrix},$$

$$e_g = \rho \left[\varepsilon_g + \frac{1}{2} (u^2 + v^2 + w^2) \right],$$

і введені перетворення координат загального вигляду:

$$\begin{aligned} \xi &= \xi(x, y, z, t), \\ \eta &= \eta(x, y, z, t), \\ \zeta &= \zeta(x, y, z, t), \\ \tau &= t. \end{aligned}$$

Система рівнянь замикається рівнянням стану досконалого газу у вигляді:

$$p = (\gamma - 1) \rho \varepsilon.$$

В вищенаведених співвідношеннях: ρ_g – щільність пара; u , v і w – компоненти швидкості в x , y і z напрямках відповідно; p – тиск; e – повна енергія; ε – питома внутрішня енергія; нижній індекс g позначає пар. Джерельний член \dot{H} включає обмін масою, імпульсом і енергією між фазами. У джерельному члені \dot{m} – конденсована маса в одиницю часу, ρ – щільність вологої пари; h_{fg} – прихована теплота фазового переходу і $\rho \dot{m}(h_{fg} - h_t)$ – кількість тепла, переданого в процесі конденсації, $\tau_{xx}, \tau_{xy}, \tau_{xz}, \tau_{yy}, \tau_{yz}, \tau_{zz}$ – компоненти тензора напружень, $\beta_x, \beta_y, \beta_z$ – компоненти вектора теплового потоку, γ – співвідношення питомих теплоємностей.

Процес гомогенної конденсації умовно розбивається на два: утворення центрів конденсації (ядер критичного розміру) і зростання цих ядер конденсації. Конденсована маса в одиницю часу визначається співвідношенням:

$$\dot{m} = (1 - Y) J \rho_l \frac{4\pi r_c^3}{3} + 4\pi r^2 \frac{dr}{dt} \rho_l N, \quad (4.3)$$

де J – швидкість нуклеації; $\frac{dr}{dt}$ – швидкість росту краплі; ρ_l – щільність води;

r_c – критичний радіус; N – число водяних крапель, що містяться в одиниці маси вологої пари, з радіусом r . Співвідношення (4.3) отримано з умови рівності конденсованої маси масі крапель від конденсації з критичним радіусом і масі, за рахунок зростання крапель, на поверхнях існуючих крапель.

У рівняннях (4.2) передбачається, що рідка і газоподібна фази рухаються з однаковими швидкостями. Це припущення виправдано тим, що розміри крапель води вельми маленькі. Відомі оцінки [162,163,164,165,171] показують, що швидкість крапель води буде відрізнятися від швидкості пари не більше ніж на 1%.

Рідка фаза може розглядатися як континуум, що складається з великої кількості крапель води, що містяться у вологих повітряно-крапельних потоках. У зв'язку з відсутністю відставання між паром і водяними краплями рівняння імпульсу для цих крапель не потрібні. Для опису рідкої фази використовуються два додаткових рівняння збереження. Перше рівняння описує розподіл числа крапель води, а друге – розподіл вологості. Ці два рівняння можуть бути записані як:

$$\frac{\partial \hat{q}_l}{\partial t} + \frac{\partial \hat{E}_l}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}_l}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}_l}{\partial \zeta} = \hat{H}_l, \quad (4.4)$$

де

$$\hat{q}_l = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho N \\ \rho Y \end{bmatrix}, \quad \hat{E}_l = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho UN \\ \rho UY \end{bmatrix}, \quad \hat{F}_l = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho VN \\ \rho VY \end{bmatrix}, \quad (4.5)$$

$$\hat{G}_l = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho WN \\ \rho WY \end{bmatrix}, \quad \hat{H}_l = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho_g J \\ \rho \dot{m} \end{bmatrix}.$$

Y – вологість. Згідно з визначенням вологості Y може бути отримано співвідношення

$$r^3 = \frac{3Y}{4\pi\rho_l N}. \quad (4.6)$$

Це співвідношення може бути використано для обчислення радіуса водяної краплі після того, як параметри N і Y визначені на кожному кроці за часом.

Радіус зародка краплі може бути обчислено за допомогою співвідношення [162,163,164,165,169]:

$$r_c = \frac{2\sigma T_s}{\rho_l h_{fg} \Delta T}. \quad (4.7)$$

Швидкість нуклеації J і швидкість росту краплі $\frac{dr}{dt}$ визначаються з класичної теорії нуклеації [163]. Співвідношення для цих швидкостей мають наступний вигляд [162,163,164,165,169]:

$$J = \frac{1}{1+\varphi} q_c \sqrt{\frac{2\sigma}{\pi m_m^3} \frac{\rho_g}{\rho_l}} \exp\left(-\frac{4\pi r_c^2}{3kT_g}\right),$$

$$\varphi = \frac{2(\gamma-1)}{\gamma+1} \frac{h_{fg}}{R_g T_g} \left(\frac{h_{fg}}{R_g T_g} - \frac{1}{2} \right),$$

$$\frac{dr}{dt} = \frac{\lambda_g \Delta T}{\rho_l r h_{fg} \left(\frac{1}{1+4K_n} + 3,78(1-\nu) \frac{K_n}{P_{rg}} \right)}, \quad (4.8)$$

$$\nu = \frac{R_g T_s}{h_{fg}} \left[\alpha - \frac{1}{2} - \frac{2-q_c}{2q_c} \left(\frac{\gamma+1}{2\gamma} \right) c_p \frac{T_s}{h_{fg}} \right].$$

$$\Delta T = T_s - T_g.$$

Для знаходження температури насичення водяної пари за відомим значенням тиску використано рівняння [166].

Вихідні рівняння записані в безрозмірному вигляді. У якості масштабів використані параметри потоку, що набігає.

Потік вологи, що випадає на обтічну поверхню може бути обчислено за допомогою співвідношення [196]:

$$q = \frac{k}{(1-0.4k)\sqrt{2\pi R_g}} \left(\frac{P_g}{\sqrt{T_g}} - \frac{P_s}{\sqrt{T_s}} \right), \quad (4.9)$$

де, $0 < k < 1$ – коефіцієнт конденсації пари, R_g – газова постійна пара, T_g і T_s – температура пару і поверхні конденсату, P_g – тиск насиченої пари при T_g , P_s –

тиск насиченої пари при T_s , $T_s = (0,4 \div 0,7)T_r$, $T_r = T_\infty \left[1 + r \frac{(\gamma-1)}{2} M_\infty^2 \right]$, T_r – температура відновлення, r – коефіцієнт відновлення, $r = \sqrt{\text{Pr}} = 0.851$.

Необхідно зазначити, що гомогенна модель може бути застосовна при вирішенні проблеми обмерзання в тих випадках, коли відбувається обтікання тіл вологим потоком при наявності областей з температурою, близькою до температури фазового переходу і процеси замерзання поверхневої вологи будуть обумовлені більш низькою температурою обтічного тіла, а також відтоком тепла від поверхні конденсації за рахунок випаровування.

Траєкторна модель і модель взаємопроникних середовищ є найбільш підходящими, коли в повітряному потоці присутні відносно великі (досить інертні) переохоложені краплі води, які відіграють основну роль в процесі випадання вологи на обтічну поверхню. При цьому, до теперішнього часу найбільшого поширення в методиках моделювання процесів обмерзання літальних апаратів отримала траєкторна модель. В рамках цієї моделі чисельне моделювання може бути здійснене на основі розв'язання рівнянь Нав'є-Стокса спільно з рівняннями нерозривності і збереження енергії в криволінійних координатах (4.1), де:

$$\hat{q} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{bmatrix}, \quad \hat{E} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho U u + \xi_x p \\ \rho U v + \xi_y p \\ \rho U w + \xi_z p \\ (e + p)U \end{bmatrix}, \quad \hat{F} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho V u + \eta_x p \\ \rho V v + \eta_y p \\ \rho V w + \eta_z p \\ (e + p)V \end{bmatrix},$$

$$\hat{G} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho W \\ \rho W u + \zeta_x p \\ \rho W v + \zeta_y p \\ \rho W w + \zeta_z p \\ (e + p)W \end{bmatrix}, \quad \hat{H} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$\hat{\mathbf{R}} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \mu(\xi_x^2 + \xi_y^2 + \xi_z^2)u_\xi + \left(\frac{\mu}{3}\right)\xi_x(\xi_x u_\xi + \xi_y v_\xi + \xi_z w_\xi) \\ \mu(\xi_x^2 + \xi_y^2 + \xi_z^2)v_\xi + \left(\frac{\mu}{3}\right)\xi_y(\xi_x u_\xi + \xi_y v_\xi + \xi_z w_\xi) \\ \mu(\xi_x^2 + \xi_y^2 + \xi_z^2)w_\xi + \left(\frac{\mu}{3}\right)\xi_z(\xi_x u_\xi + \xi_y v_\xi + \xi_z w_\xi) \\ \frac{k}{\Pr(\gamma-1)}(\xi_x^2 + \xi_y^2 + \xi_z^2)\frac{\partial}{\partial \xi}(a^2) + \\ + \frac{\mu}{2}(\xi_x^2 + \xi_y^2 + \xi_z^2)(u^2 + v^2 + w^2)_\xi + \\ + \frac{\mu}{6}\left[\xi_x^2(u^2)_\xi + \xi_y^2(v^2)_\xi + \xi_z^2(w^2)_\xi + 2\xi_x\xi_y(uv)_\xi\right] \end{bmatrix},$$

(4.10)

$$\hat{\mathbf{S}} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \mu(\eta_x^2 + \eta_y^2 + \eta_z^2)u_\eta + \left(\frac{\mu}{3}\right)\eta_x(\eta_x u_\eta + \eta_y v_\eta + \eta_z w_\eta) \\ \mu(\eta_x^2 + \eta_y^2 + \eta_z^2)v_\eta + \left(\frac{\mu}{3}\right)\eta_y(\eta_x u_\eta + \eta_y v_\eta + \eta_z w_\eta) \\ \mu(\eta_x^2 + \eta_y^2 + \eta_z^2)w_\eta + \left(\frac{\mu}{3}\right)\eta_z(\eta_x u_\eta + \eta_y v_\eta + \eta_z w_\eta) \\ \frac{k}{\Pr(\gamma-1)}(\eta_x^2 + \eta_y^2 + \eta_z^2)\frac{\partial}{\partial \eta}(a^2) + \\ + \frac{\mu}{2}(\eta_x^2 + \eta_y^2 + \eta_z^2)(u^2 + v^2 + w^2)_\eta + \\ + \frac{\mu}{6}\left[\eta_x^2(u^2)_\eta + \eta_y^2(v^2)_\eta + \eta_z^2(w^2)_\eta + 2\eta_x\eta_y(uv)_\eta\right] \end{bmatrix},$$

$$\hat{\mathbf{T}} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \mu(\zeta_x^2 + \zeta_y^2 + \zeta_z^2)u_\zeta + \left(\frac{\mu}{3}\right)\zeta_x(\zeta_x u_\zeta + \zeta_y v_\zeta + \zeta_z w_\zeta) \\ \mu(\zeta_x^2 + \zeta_y^2 + \zeta_z^2)v_\zeta + \left(\frac{\mu}{3}\right)\zeta_y(\zeta_x u_\zeta + \zeta_y v_\zeta + \zeta_z w_\zeta) \\ \mu(\zeta_x^2 + \zeta_y^2 + \zeta_z^2)w_\zeta + \left(\frac{\mu}{3}\right)\zeta_z(\zeta_x u_\zeta + \zeta_y v_\zeta + \zeta_z w_\zeta) \\ \frac{k}{\text{Pr}(\gamma-1)}(\zeta_x^2 + \zeta_y^2 + \zeta_z^2)\frac{\partial}{\partial \zeta}(a^2) + \\ + \frac{\mu}{2}(\zeta_x^2 + \zeta_y^2 + \zeta_z^2)(u^2 + v^2 + w^2)_\zeta + \\ + \frac{\mu}{6}\left[\zeta_x^2(u^2)_\zeta + \zeta_y^2(v^2)_\zeta + \zeta_z^2(w^2)_\zeta + 2\zeta_x\zeta_y(uv)_\zeta\right] \end{bmatrix}$$

Припускаючи, що крапля є жорсткою сферою, вважають, що в потоці на неї діє сила опору і сила тяжіння. Тоді рух краплі можна описати за допомогою наступного рівняння [167]:

$$m_d \vec{a}_d = \frac{C_d}{2} \rho_a A_d \|\vec{V}_r\| \vec{V}_r + m_g \vec{g} \quad (4.11)$$

де \vec{a}_d – прискорення краплі, m_d – маса краплі, A_d – характерна площа краплі, \vec{g} – вектор сили тяжіння, ρ_a – щільність повітря, \vec{V}_r – швидкість краплі відносно швидкості повітря. Коефіцієнт аеродинамічного опору C_d є функцією числа Рейнольдса краплі:

$$\text{Re}_d = \frac{\|\vec{V}_r\| d}{\nu}. \quad (4.12)$$

При застосуванні цієї моделі траєкторії крапель можуть бути розраховані інтегруванням рівняння 4.11.

Потік вологи, що випадає на обтічну поверхню визначається за коефіцієнтом захоплення, помноженим на водність і швидкість потоку, що

набігає. Спочатку задається область випускання крапель вище за потоком (вертикальний чотирикутник), яка охоплює необхідну область, та задається мінімальний розмір комірки. Краплі випускаються з вершин комірок, розраховуються їх траєкторії і визначаються точки зіткнення крапель з обтічним тілом. Коефіцієнт захоплення елементом обтічної поверхні може визначатися як відношення площі прямокутника, з вершин якого випускаються краплі, до площі чотирикутника, який створений точками випадання цих крапель [145]. Або, наприклад, як число крапель, що випали на елемент поверхні, помножене на площу мінімального розміру комірки вище за потоком, і поділене на площу елемента поверхні [168].

Слід зазначити, що траєкторна модель має низку недоліків, істотних при переході до задач в тривимірній постановці. Так, виникають значні труднощі зі складними геометріями, такими як невісьосиметричні гондоли, крила з механізацією, повітрязабірники, системи з внутрішніми і зовнішніми потоками, коли виникає необхідність розрахунку великої кількості траєкторій і модель стає обчислювально надзвичайно витратною. Крім того, виникають значні труднощі і обмеження при визначенні та завданні областей запуску крапель, кордонів випадання і визначенні розподілу по поверхні випадання коефіцієнта захоплення.

Основні результати даної дисертаційної роботи отримані із застосуванням моделі взаємопроникних середовищ [169,170,171], що базуються на понятті багатошвидкісного багатотемпературного середовища, в кожній точці якого є стільки швидкостей і температур, скільки фаз містить розглянуте середовище. Передбачається, що кожна фаза заповнює простір безперервно.

Основні припущення, прийняті в моделі, такі:

- середовище є багатошвидкісним 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 у багато разів більше молекулярно-кінетичних і у багато разів менше відстаней, на яких усереднені макроскопічні параметри течії змінюються істотно;
- взаємодія переохолоджених крапель з повітрям відбувається за допомогою в'язкості газу;
- температура окремої переохолодженої краплі постійна за її об'ємом.

Рівняння, що описують несучий повітряний потік і переохолоджені краплі води, 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.

Нестационарні рівняння двофазної течії в тривимірній постановці мають вигляд (4.1), де:

$$\hat{q} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \\ \rho_{jk} \\ \rho_{jk} u_{jk} \\ \rho_{jk} v_{jk} \\ \rho_{jk} w_{jk} \\ e_{jk} \end{bmatrix}, \quad \hat{E} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho U u + \xi_x p \\ \rho U v + \xi_y p \\ \rho U w + \xi_z p \\ (e + p)U \\ \rho_{jk} U_{jk} \\ \rho_{jk} U_{jk} u_{jk} \\ \rho_{jk} U_{jk} v_{jk} \\ \rho_{jk} U_{jk} w_{jk} \\ e_{jk} U_{jk} \end{bmatrix}, \quad \hat{F} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho V u + \eta_x p \\ \rho V v + \eta_y p \\ \rho V w + \eta_z p \\ (e + p)V \\ \rho_{jk} V_{jk} \\ \rho_{jk} V_{jk} u_{jk} \\ \rho_{jk} V_{jk} v_{jk} \\ \rho_{jk} V_{jk} w_{jk} \\ e_{jk} V_{jk} \end{bmatrix}, \quad (4.13)$$

$$\hat{\mathbf{G}} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho W \\ \rho W u + \zeta_x p \\ \rho W v + \zeta_y p \\ \rho W w + \zeta_z p \\ (e + p)W \\ \rho_{jk} W_{jk} \\ \rho_{jk} W_{jk} u_{jk} \\ \rho_{jk} W_{jk} v_{jk} \\ \rho_{jk} W_{jk} w_{jk} \\ e_{jk} W_{jk} \end{bmatrix}, \quad \hat{\mathbf{H}} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ H_u \\ H_v \\ H_w \\ H_e \\ 0 \\ -H_{uk} \\ -H_{vk} \\ -H_{wk} \\ -H_{ek} \end{bmatrix},$$

$$\hat{\mathbf{R}} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \mu(\xi_x^2 + \xi_y^2 + \xi_z^2)u_\xi + \left(\frac{\mu}{3}\right)\xi_x(\xi_x u_\xi + \xi_y v_\xi + \xi_z w_\xi) \\ \mu(\xi_x^2 + \xi_y^2 + \xi_z^2)v_\xi + \left(\frac{\mu}{3}\right)\xi_y(\xi_x u_\xi + \xi_y v_\xi + \xi_z w_\xi) \\ \mu(\xi_x^2 + \xi_y^2 + \xi_z^2)w_\xi + \left(\frac{\mu}{3}\right)\xi_z(\xi_x u_\xi + \xi_y v_\xi + \xi_z w_\xi) \\ \frac{k}{\text{Pr}(\gamma - 1)}(\xi_x^2 + \xi_y^2 + \xi_z^2)\frac{\partial}{\partial \xi}(a^2) + \\ + \frac{\mu}{2}(\xi_x^2 + \xi_y^2 + \xi_z^2)(u^2 + v^2 + w^2)_\xi + \\ + \frac{\mu}{6}\left[\xi_x^2(u^2)_\xi + \xi_y^2(v^2)_\xi + \xi_z^2(w^2)_\xi + 2\xi_x \xi_y (uv)_\xi\right] \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$\begin{aligned}
\hat{\mathbf{S}} &= \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \mu(\eta_x^2 + \eta_y^2 + \eta_z^2)u_\eta + \left(\frac{\mu}{3}\right)\eta_x(\eta_x u_\eta + \eta_y v_\eta + \eta_z w_\eta) \\ \mu(\eta_x^2 + \eta_y^2 + \eta_z^2)v_\eta + \left(\frac{\mu}{3}\right)\eta_y(\eta_x u_\eta + \eta_y v_\eta + \eta_z w_\eta) \\ \mu(\eta_x^2 + \eta_y^2 + \eta_z^2)w_\eta + \left(\frac{\mu}{3}\right)\eta_z(\eta_x u_\eta + \eta_y v_\eta + \eta_z w_\eta) \\ \frac{k}{\text{Pr}(\gamma-1)}(\eta_x^2 + \eta_y^2 + \eta_z^2)\frac{\partial}{\partial \eta}(a^2) + \\ + \frac{\mu}{2}(\eta_x^2 + \eta_y^2 + \eta_z^2)(u^2 + v^2 + w^2)_\eta + \\ + \frac{\mu}{6}\left[\eta_x^2(u^2)_\eta + \eta_y^2(v^2)_\eta + \eta_z^2(w^2)_\eta + 2\eta_x\eta_y(uv)_\eta\right] \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \\
\hat{\mathbf{T}} &= \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \mu(\zeta_x^2 + \zeta_y^2 + \zeta_z^2)u_\zeta + \left(\frac{\mu}{3}\right)\zeta_x(\zeta_x u_\zeta + \zeta_y v_\zeta + \zeta_z w_\zeta) \\ \mu(\zeta_x^2 + \zeta_y^2 + \zeta_z^2)v_\zeta + \left(\frac{\mu}{3}\right)\zeta_y(\zeta_x u_\zeta + \zeta_y v_\zeta + \zeta_z w_\zeta) \\ \mu(\zeta_x^2 + \zeta_y^2 + \zeta_z^2)w_\zeta + \left(\frac{\mu}{3}\right)\zeta_z(\zeta_x u_\zeta + \zeta_y v_\zeta + \zeta_z w_\zeta) \\ \frac{k}{\text{Pr}(\gamma-1)}(\zeta_x^2 + \zeta_y^2 + \zeta_z^2)\frac{\partial}{\partial \zeta}(a^2) + \\ + \frac{\mu}{2}(\zeta_x^2 + \zeta_y^2 + \zeta_z^2)(u^2 + v^2 + w^2)_\zeta + \\ + \frac{\mu}{6}\left[\zeta_x^2(u^2)_\zeta + \zeta_y^2(v^2)_\zeta + \zeta_z^2(w^2)_\zeta + 2\zeta_x\zeta_y(uv)_\zeta\right] \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \\
\mathbf{e} &= \rho \left[\varepsilon + \frac{1}{2}(u^2 + v^2 + w^2) \right], \\
\mathbf{e}_{jk} &= \gamma \rho_{jk} \left[\omega T_{jk} + (u_{jk}^2 + v_{jk}^2 + w_{jk}^2) \right].
\end{aligned} \tag{4.14}$$

У рівняннях прийняті наступні позначення: u, v, w – компоненти вектору швидкості повітря в напрямках x, y, z ; ρ, p, e – щільність, тиск і повна енергія одиниці об'єму повітря; a – швидкість звуку; γ – відношення питомих теплоємностей; μ – коефіцієнт динамічної в'язкості; Re, Pr – числа Рейнольдса і Прандтля, відповідно; $\xi_x, \xi_y, \xi_z, \eta_x, \eta_y, \eta_z, \zeta_x, \zeta_y, \zeta_z, J$ – метричні коефіцієнти і якобіан перетворення координат $\xi = \xi(x, y, z, t), \eta = \eta(x, y, z, t), \zeta = \zeta(x, y, z, t)$. U, V, W – контрваріантні компоненти вектору швидкості несучого потоку повітря і переохолоджених крапель; змінні з індексом j описують краплі; ω – відношення питомої теплоємності крапель до теплоємності повітря при постійному тиску; індекс k змінюється від 1 до n , де n – кількість інтервалів, яким поставлено у відповідність масові частки крапель заданого розміру в повітряно-крапельному потоці (згідно з прийнятим законом розподілу розмірів крапель за об'ємом хмари).

Інтенсивність міжфазного обміну імпульсом і енергією визначається виразами [172]:

$$H_{uk} = \rho_{jk} A_{jk} (u - u_{jk}), H_{vk} = \rho_{jk} A_{jk} (v - v_{jk}),$$

$$H_{wk} = \rho_{jk} A_{jk} (w - w_{jk}), H_{ek} = \rho_{jk} A_{jk} B_{jk}, \quad (4.4)$$

$$H_u = \sum_{k=1}^n H_{uk}, H_v = \sum_{k=1}^n H_{vk}, H_w = \sum_{k=1}^n H_{wk}, H_e = \sum_{k=1}^n H_{ek},$$

де A_{jk}, B_{jk} – коефіцієнти, що визначають обмін імпульсом і енергією між фазами,

$$A_{jk} = \frac{9 \mu_g f_{jk} \bar{L}}{2 m_{jk} r_{jk}^2 \bar{V}},$$

$$B_{jk} = 2\gamma [\bar{q}_{jk} \Delta \bar{q}_{jk} - g_c (T_{jk} - T)], \quad (4.5)$$

$$\bar{q}_{jk} \Delta \bar{q}_{jk} = u_{jk} (u - u_{jk}) + v_{jk} (v - v_{jk}) + w_{jk} (w - w_{jk}), g_c = Nu_{jk} / 6 f_{jk} Pr. \quad (4.6)$$

Нормований коефіцієнт тертя f_{jk} визначається за формулою:

$$f_{jk} = \frac{C_D}{C_{D\text{stokes}}}, \quad (4.7)$$

де C_D – коефіцієнт опору краплі, а

$$C_{D\text{stokes}} = \frac{24}{Re_{jk}}.$$

Число Рейнольдса Re_{jk} , визначене за відносною швидкістю руху крапель:

$$|\Delta q_{jk}| = \sqrt{(u - u_{jk})^2 + (v - v_{jk})^2 + (w - w_{jk})^2}, \quad (4.8)$$

обчислювалося за формулою:

$$Re_{jk} = \frac{2|\Delta q_{jk}| r_{jk} \rho}{\mu_g}. \quad (4.9)$$

У розрахунках нормований коефіцієнт тертя f_{jk} і число Нуссельта для крапель визначалися співвідношеннями:

$$f_{jk} = \begin{cases} 1, & Re_{jk} \leq 0,49, \\ 1,125 Re_{jk}^{0,163}, & 0,49 \leq Re_{jk} \leq 80, \\ 0,0125 Re_{jk}^{1,217}, & 80 \leq Re_{jk} \leq 1000, \\ Re_{jk}/12, & Re_{jk} > 1000, \end{cases} \quad (4.10)$$

$$\text{Nu} = 2 + 0,459 \text{Re}^{0,55} \text{Pr}^{0,33}. \quad (4.11)$$

У співвідношеннях (4.4) – (4.11) \bar{L} – характерний масштаб довжини: r_{jk} – радіус краплі, відповідний k -му інтервалу; μ_g – коефіцієнт динамічної в'язкості повітря; m_{jk} – масова щільність крапель, відповідних k -му інтервалу; \bar{V} – характерна швидкість; ρ – безрозмірна щільність повітря, інші позначення загальноприйняті.

Початкове розподілення концентрації крапельок у повітряно-крапельному потоці, що відповідає k -му інтервалу:

$$\rho_{jk} = \rho \phi_k / (1 - \phi_k), \quad (4.12)$$

де $\phi_k = W_{jk} / W_m$ – масова частка крапель у повітряно-крапельному потоці, що мають розміри, які відповідають k -му інтервалу, $\rho_j = \sum_{k=1}^n \rho_{jk}$ – сумарна концентрація крапель у поверхні обтічного тіла.

Потік вологи, що випадає на обтічну поверхню у випадку застосування моделі взаємопроникних середовищ може бути обчислено за допомогою співвідношення:

$$q = \sum_{k=1}^n (\rho_{jk} U_{jnk}), \quad (4.13)$$

де ρ_{jk} – концентрація переохладжених крапель в повітряно-крапельному потоці біля поверхні обтічного тіла, відповідна k -му інтервалу розподілу, U_{jnk} – нормальна до обтічної поверхні складова швидкості крапель, відповідна k -му інтервалу розподілу, n – кількість інтервалів розподілу.

4.2.2 Методика розв'язання вихідних рівнянь

Дискретизація системи вихідних рівнянь Нав'є-Стокса виконана за допомогою кінцево-об'ємного методу для криволінійних координат [173]:

$$\frac{3\Delta\hat{q}^n - \Delta\hat{q}^{n-1}}{2\Delta t} + \hat{\mathbf{R}}^{n+1} = 0, \quad (4.14)$$

де n – номер часового шару; $\Delta\hat{q}^n = \hat{q}^{n+1} - \hat{q}^n$; $\Delta\hat{q}^{n-1} = \hat{q}^n - \hat{q}^{n-1}$,

$$\hat{\mathbf{R}}^{n+1} = \frac{\hat{\mathbf{E}}_{i+1/2}^{n+1} - \hat{\mathbf{E}}_{i-1/2}^{n+1}}{\Delta\xi} + \frac{\hat{\mathbf{F}}_{j+1/2}^{n+1} - \hat{\mathbf{F}}_{j-1/2}^{n+1}}{\Delta\eta} - \frac{1}{\text{Re}} \left(\frac{\hat{\mathbf{E}}_{v,i+1/2}^{n+1} - \hat{\mathbf{E}}_{v,i-1/2}^{n+1}}{\Delta\xi} + \frac{\hat{\mathbf{F}}_{v,j+1/2}^{n+1} - \hat{\mathbf{F}}_{v,j-1/2}^{n+1}}{\Delta\eta} \right). \quad (4.15)$$

Для обчислення конвективних складових використовується схема *Roe* [173], згідно з якою потоки через межу клітинки $i + 1/2$ контрольного об'єму визначаються:

$$\hat{\mathbf{E}}_{i+1/2} = \frac{1}{2} \left[\hat{\mathbf{E}}(\mathbf{q}_L) + \hat{\mathbf{E}}(\mathbf{q}_R) - |\tilde{\mathbf{A}}| \cdot (\mathbf{q}_R - \mathbf{q}_L) \right], \quad (4.16)$$

де \mathbf{q}_L , \mathbf{q}_R – параметри потоків ліворуч та праворуч від межі відповідно.

Для забезпечення другого порядку точності за простором в даній роботі використовувалася наступна екстраполяція:

$$\mathbf{q}_L = \mathbf{q}_i + \psi(\Delta\mathbf{q}_{i-1/2}, \Delta\mathbf{q}_{i+3/2}), \quad (4.17)$$

$$\mathbf{q}_R = \mathbf{q}_{i+1} - \psi(\Delta\mathbf{q}_{i-1/2}, \Delta\mathbf{q}_{i+3/2}), \quad (4.18)$$

де ψ – обмежувач потоків, який є функцією різниць параметрів в сусідніх точках, запропонований Jameson [173]:

$$\psi = \frac{(\Delta q_{i-1/2} + \Delta q_{i+3/2})}{4} \left[1 - \left(\frac{|\Delta q_{i-1/2} - \Delta q_{i+3/2}|}{|\Delta q_{i-1/2}| + |\Delta q_{i+3/2}| + \varepsilon} \right)^2 \right], \quad \varepsilon = 10^{-3}. \quad (4.19)$$

У формулі (4.16) \tilde{A} – матриця Якобі конвективних потоків, які обчислені за параметрами, які усереднені за *Roe*. Матриці Якобі \hat{A} і \hat{B} мають власні числа з рухомою комою і можуть бути представлені як:

$$\hat{A} = \hat{T}_\xi \hat{\Lambda}_\xi \hat{T}_\xi^{-1}, \quad \hat{B} = \hat{T}_\eta \hat{\Lambda}_\eta \hat{T}_\eta^{-1}, \quad (4.20)$$

де $\hat{T}_\xi, \hat{T}_\eta, \hat{T}_\xi^{-1}, \hat{T}_\eta^{-1}$ – матриці лівих та правих власних векторів, відповідно; $\hat{\Lambda}_\xi, \hat{\Lambda}_\eta$ – діагональні матриці, що складаються із власних чисел матриць \hat{A} і \hat{B} .

Для обчислення матриць \hat{A} і \hat{B} на межах контрольних об'ємів згідно *Roe* робиться усереднення змінних за наступними співвідношеннями [173]:

$$\begin{aligned} \tilde{\rho} &= \sqrt{\rho_L \rho_R}; & \tilde{u} &= \frac{u_L \sqrt{\rho_L} + u_R \sqrt{\rho_R}}{\sqrt{\rho_L} + \sqrt{\rho_R}}; \\ \tilde{v} &= \frac{v_L \sqrt{\rho_L} + v_R \sqrt{\rho_R}}{\sqrt{\rho_L} + \sqrt{\rho_R}}; & \tilde{h} &= \frac{h_L \sqrt{\rho_L} + h_R \sqrt{\rho_R}}{\sqrt{\rho_L} + \sqrt{\rho_R}}; \end{aligned} \quad (4.21)$$

$$\tilde{a}^2 = (\gamma - 1) \left[\tilde{h} - (\tilde{u}^2 + \tilde{v}^2) / 2 \right] \quad (4.22)$$

Тут $h = \frac{a^2}{\gamma - 1} + \frac{u^2 + v^2}{2}$ – ентальпія.

В'язкі доданки в рівняннях (4.1), апроксимувались за триточковим шаблоном з другим порядком точності.

При побудові неявного алгоритму дискретний аналог вихідних рівнянь Нав'є-Стокса записується щодо невідомого збільшення змінних $\Delta\hat{q}^n$ на новому часовому шарі $n + 1$:

$$\Delta\hat{q}^n + \frac{2}{3}\Delta t\hat{R}^{n+1} = \frac{1}{3}\Delta\hat{q}^{n-1}. \quad (4.23)$$

Вектор нев'язки \hat{R}^{n+1} лінеаризується відносно часового шару n за допомогою рядів Тейлора з другим порядком точності $O(\Delta\hat{q}^n)^2$:

$$\hat{R}^{n+1} = \hat{R}^n + \left(\frac{\partial\hat{R}}{\partial\hat{q}}\right)^n \Delta\hat{q}^n \quad (4.24)$$

Після підстановки співвідношень в лівій частині рівнянь з'являється неявний оператор:

$$\left(\mathbf{I} + \frac{2}{3}\Delta t \frac{\partial\hat{R}}{\partial\hat{q}}\right)^n \Delta\hat{q}^n = \frac{1}{3}\Delta\hat{q}^{n-1} - \frac{2}{3}\Delta t\hat{R}^n, \quad (4.25)$$

де \mathbf{I} – одинична матриця. Блочно-матрична система алгебраїчних рівнянь вирішувалася ітераційним алгоритмом Гауса-Зейделя.

4.3 Моделювання турбулентності

У якості моделі турбулентності в роботі була обрана модель *Spalart-Allmaras*, яка від самого початку була розроблена та запропонована саме для вирішення задач зовнішньої аеродинаміки і калібрована для розрахунку обтікання профілів та крил, і яка показала гарні результати розв'язання примежових шарів, що піддаються несприятливим градієнтам тиску. При

створенні цієї моделі було запропоновано альтернативу простим алгебраїчним моделям і моделям зі складними транспортними рівняннями шляхом створення транспортного рівняння «локального» типу.

До переваг моделі *Spalart-Allmaras* також можна віднести відносно невеликі витрати машинного часу і пам'яті, оскільки модель є однопараметричною з одним диференціальним рівнянням, а також її стійкість і добру збіжність, і, відповідно, меншу чутливість до величини кроку за часом і до мінімального кроку поблизу стінки.

4.3.1 Базова модель турбулентності *Spalart-Allmaras*

Модель засновано на одному рівнянні переносу для величини $\tilde{\nu}$, яка еквівалентна турбулентній в'язкості ν_t вдалині від стінки. Рівняння переносу було отримано емпіричним шляхом, при цьому було знехтувано умовами ламінарно-турбулентного переходу а головною метою ставилося відтворення потоків з наростаючою складністю [174]:

$$\frac{D\tilde{\nu}}{Dt} = c_{b1}\tilde{S}\tilde{\nu} - c_{w1}f_w\left(\frac{\tilde{\nu}}{d}\right)^2 + \frac{1}{\sigma}[\text{div}([\tilde{\nu} + \nu]\text{grad}\tilde{\nu}) + c_{b2}\text{grad}\tilde{\nu} \cdot \text{grad}\tilde{\nu}] + V_5, \quad (4.25)$$

де d – відстань до найближчої стінки, σ , c_{b1} і c_{b2} – стандартні константи моделі *Spalart-Allmaras*. Модель турбулентності налаштована таким чином, що як поблизу твердої стінки, так и за межами в'язкої області, вона вписується в логарифмічну область, тобто:

$$\tilde{\nu} = u_\tau kd, \quad \tilde{S} = \frac{u_\tau}{kd}, \quad (4.26)$$

де k – константа Кармана. Турбулентна в'язкість ν_t пов'язана із змінною переносу $\tilde{\nu}$ співвідношеннями:

$$v_t = f_{v1} \tilde{v}, \quad f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + c_{v1}^3}, \quad \chi = \frac{\tilde{v}}{\nu}, \quad (4.27)$$

та із завихоренністю S (яка зводиться до $\left| \frac{\partial u}{\partial y} \right|$ в тонких зсувних течіях) співвідношенням [174]:

$$\tilde{S} = S + \frac{\tilde{v}}{k^2 d^2} f_{v2}, \quad f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}}. \quad (4.28)$$

Нарешті, f_w є функцією коефіцієнту

$$r \equiv \frac{\tilde{v}}{\tilde{S} k^2 d^2},$$

при цьому f_w і r дорівнюють одиниці в логарифмічному шарі. Рівняння (4.25) знаходиться в рівновазі, що забезпечується співвідношенням [174]:

$$c_{w1} = \frac{c_{b1}}{k^2} + \frac{(1 + c_{b2})}{\sigma}. \quad (4.28)$$

Також, в базову модель турбулентності *Spalart-Allmaras* для врахування стисливості середовища у рівнянні переносу (4.25) може бути введений доданок [175]:

$$V_5 = -C_5 \frac{v_t^2 S^2}{a^2}, \quad (4.29)$$

де $C_5 = 3.5$.

4.3.2 Модель турбулентності *DES*

Метод від'єднаних вихорів *DES* спочатку було запропоновано як альтернативу *RANS* і *LES* методам при розрахунку пристінкових течій з великими відривними зонами (для яких *RANS* моделі не здатні забезпечити прийнятну точність, а *LES* вимагає надмірно великих обчислювальних ресурсів), і є комбінованою *RANS-LES* моделлю, яка поєднує надійність і обчислювальну ефективність *RANS* в приєднаних прикордонних шарах зі зрозумілою фізикою, високою точністю і прийнятними обчислювальними витратами *LES* вдалині від стінок [175].

В роботі метод *DES* базується на моделі турбулентності *Spalart-Allmaras* і полягає в перевизначенні масштабу довжини у рівнянні переносу вихорів в'язкості, замінюючи відстань від найближчої стінки d , на \tilde{d} , де \tilde{d} визначено як:

$$\tilde{d} \equiv \min(d, C_{DES}\Delta),$$

де $\Delta \equiv \max(\Delta x, \Delta y, \Delta z)$ – визначається як максимальний із трьох розмірів контрольного об'єму, $C_{DES} = 0.65$ – емпірична константа.

4.3.3 Моделювання шорсткості поверхні

Однією із перших проблем, що виникли при вивченні шорсткості, виявилось різноманіття форм самих нерівностей. В якості рішення цієї проблеми було запропоновано використовувати деяку ідеальну «модельну» шорсткість [176]. В цьому випадку, розглядаючи дану конкретну шорсткість, їй у відповідність можна поставити «еквівалентну» модельну шорсткість з висотою горбків k_s .

На практиці найбільш об'єктивним безрозмірним параметром, який характеризує шорсткість поверхні, є величина

$$k_s^+ = \frac{k_s V^*}{\nu}, \quad (4.30)$$

де ν – коефіцієнт кінематичної в'язкості,

$\nu^* = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}$ – характерний швидкісний масштаб для пристінної області.

При розгляді нерівностей на поверхні криги у якості «модельної» як правило використовують так звану пісочну шорсткість, що відповідно має елементи нерівностей у формі піщинок [176].

В залежності від ступеня впливу шорсткості на аеродинаміку обтікання тіл, можна виділити три режими течії:

1. Режим без прояву впливу шорсткості на опір і профіль швидкості (висота нерівностей менше допустимої висоти шорсткості $k_s^+ \leq 5$, тобто вершини горбків шорсткості «утоплені» у в'язкому підшарі). Опір відповідає опору гладкої поверхні.

2. Перехідний режим, коли $5 < k_s^+ \leq 70$. Частина елементів шорсткості виступає із в'язкого підшару. Опір складається із опору гладкої поверхні і виступаючих елементів шорсткості.

3. Повний прояв шорсткості, $k_s^+ > 70$. Всі елементи шорсткості виступають із в'язкого підшару. Опір повністю визначається впливом виступаючих елементів шорсткості.

В задачі про зледеніння аеродинамічних поверхонь будемо припускати, що вище нерівностей на поверхні криги потік осереднюється над багаточисельними елементами шорсткості, точне розташування яких не враховується. При розв'язанні рівнянь Нав'є-Стокса, без детального розгляду обтікання кожного елемента шорсткості, з метою врахування шорсткості стінки можуть бути використані два «макроскопічних» підходи: «дискретних елементів» та «еквівалентного пісочного зерна» [177]. В обох випадках межа розрахункової області є гладкою, а гранична умова для швидкості – нульова.

Підхід «дискретних елементів» враховує шорсткість через додаткові члени в рівняннях, які описують потік, що набігає, та враховують зміни в потоці через поверхневі нерівності, опір і тепловий потік на елементах шорсткості [178,179]. Такий підхід вимагає внесення значних змін в рівняння, що описують зовнішній потік і рідко використовуються в практичних додатках.

Підхід «еквівалентного пісочного зерна» пов'язує реальну шорсткість з ідеалізованою модельною, на підставі експериментів Nikuradse (1933) [155]. Висота еквівалентного пісочного зерна ставиться у відповідність реальній шорсткості з використанням емпіричних співвідношень, запропонованих в роботах [156,157]. Вплив шорсткості обтічної поверхні на картину течії імітується шляхом збільшення турбулентної вихрової в'язкості в пристінній області, збільшуючи таким чином поверхневе тертя і тепловий потік на стінці. Тут знову можна розглянути два види моделей [178]:

– Моделі, в яких коефіцієнт турбулентної в'язкості на межі дорівнює нулю. Вони можуть бути інтерпретовані як моделі, в яких віртуальна «стінка» відповідає основі нерівностей. Вплив шорсткості в цьому випадку в основному проявляється через зменшення загасання турбулентності в пристінній області.

– Моделі, в яких коефіцієнт турбулентної в'язкості на межі має кінцеву величину. Вони можуть бути інтерпретовані як моделі, в яких віртуальна «стінка» знаходиться трохи вище над елементами шорсткостей. Дослідження ONERA [178] показали, що такий підхід краще враховує дрібні нерівності.

Збільшення поверхневого тертя в результаті врахування шорсткості стінки може бути прямо пов'язане зі зміною профілю швидкості, тобто зміна нормованої швидкості

$$u^+ = \frac{u}{u_\tau} \quad (4.31)$$

від нормованої відстані до стінки

$$y^+ = \frac{yu_\tau}{\nu} \quad (4.32)$$

Для досить великих чисел Рейнольдса і на відстанях від стінки, які значно перевищують висоту шорсткості, логарифмічна область і зовнішній шар або «слід» виявляються просто зміщені в порівнянні з гладкостінним випадком. Відповідно, зміни, пов'язані з модифікацією моделей шорсткості, прагнуть до нуля в цих областях [178].

4.3.4 Модифікація моделі турбулентності *Spalart–Allmaras*

З метою врахування впливу шорсткості [178] граничну умову на стінці для $\tilde{\nu}$ було змінено з граничної умови $\tilde{\nu} = 0$ на:

$$\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial n} = \frac{\tilde{\nu}}{d}, \quad (4.33)$$

де n – нормаль до стінки. Відстань d було збільшено шляхом введення зміщення $d = d_{\min} + d_0$, де d_{\min} – відстань до стінки, $d_0(h)$ – довжина, на яку корегується відстань.

Nikuradse [155] показав, що для т. зв. дуже нерівних поверхонь (коли $k_s^+ > 70$), профілі швидкості в логарифмічній області, відповідають виразу:

$$u^+ = \frac{1}{k} \ln \frac{y}{k_s} + 8.5. \quad (4.34)$$

Чим вплив шорсткості сильніший, тим коефіцієнт турбулентної в'язкості повинен бути більше в порівнянні з в'язкістю газу навіть на стінці, і $\nu_t = \tilde{\nu}$. Відповідно, рівняння збереження імпульсу зводиться до:

$$u_\tau^2 = \nu_t \frac{\partial u}{\partial y} = u_\tau k d \frac{\partial u}{\partial y}, \quad (4.35)$$

рішенням якого є:

$$u^+ = \frac{1}{k} [\ln(y + d_0) - \ln(d_0)]. \quad (4.36)$$

Тотожність цих двох виразів для профілю швидкості дає:

$$d_0 = \exp(-8.5k)k_s \approx 0.03k_s. \quad (4.37)$$

Для того, щоб домогтися гарних результатів розрахунків також і для менших нерівностей, f_{v1} функція в правій частині рівняння (4.26) зміниться шляхом заміни χ на [178]:

$$\chi = \frac{\tilde{\nu}}{\nu} + c_{R1} \frac{k_s}{d}, \quad c_{R1} = 0.5. \quad (4.38)$$

Це визначення і значення c_{R1} дають залежність Δu^+ від k_s^+ , яка наближена до даних [180].

Баланс рівняння переносу передбачає, що всі члени зберігають ту ж саму поведінку по відношенню до d як для випадку гладких поверхонь, тому визначення \tilde{S} залишається незмінним [178].

4.3.5 Ламінарно-турбулентний перехід

Проблема опису ламінарно-турбулентного переходу в рамках RANS є однією з найбільш важко модельованих проблем. У завданнях зовнішньої аеродинаміки перехід зазвичай відбувається в примежовому шарі, тому, як правило, задача зводиться до визначення точки переходу на обтічній поверхні. При цьому можна виділити природний і вимушений перехід. У першому випадку перехід відбувається за рахунок природного розвитку збурень в нестійкому ламінарному примежовому шарі, а в другому – в нестійкому примежовому шарі виникають збурення через наявність поверхневих

елементів-турбулізаторів, таких як, наприклад, нитка, горбок, шорсткість, що зазвичай призводить до негайної турбулізації примежового шару [175].

На практиці застосовують кілька прийомів для визначення точки переходу. Це може бути запропонований перехід, який визначають із загальних міркувань або використовуючи експериментальні дані, а також перехід, обумовлений наявністю турбулізаторів. Для опису спонтанного переходу можуть робитися спроби побудувати такі демпфуючі функції в низькорейнольдсовій моделі турбулентності, щоб перехід здійснювався в правильному місці або спроби створення локальних диференціальних рівнянь переходу. Також положення точки спонтанного переходу може знаходитися із властивостей примежового шару: інтегруються характеристики примежового шару уздовж обтічної поверхні і на підставі цих інтегралів визначається точка переходу [175]. Такий підхід, наприклад, використовується в методиці LEWICE, де в задачі про зледеніння профілів зовнішній потік розглядається як потенційна течія, а при розрахунку примежового шару використовується наближення для шорсткої рівної пластини і критерієм ламінарно-турбулентного переходу є виконання нерівності [97]:

$$\text{Re}_k = \frac{V_k k_s}{\nu} \geq 600, \quad (4.39)$$

де V_k – швидкість потоку на відстані від стінки, що дорівнює висоті еквівалентної пісочної шорсткості k_s , Re_k – локальне число Рейнольдса, що розраховане по висоті шорсткості.

В даній роботі, при розгляді питання про визначення точки ламінарно-турбулентного переходу, запропоновано використовувати так званий *fully turbulence* підхід [175]. Оскільки, в задачі про зледеніння профілю, шорсткість, для врахування якої в модель *Spalart-Allmaras* внесені зміни, якраз і є турбулізатором, що ініціює ламінарно-турбулентний перехід практично уже в точці гальмування. Аргументами на користь справедливості використання такого рішення також є: незначна, як показують розрахунки з використанням

інтегральних співвідношень, довжина ламінарної ділянки межового шару уздовж профілю (~2% довжини хорди крила); невелика швидкість потоку, що набігає, в цій області (відповідно, турбулентність розвивається відносно повільно, значення турбулентної в'язкості виявляється меншим за значення дифузійної в'язкості протягом значної частки ламінарної ділянки); а також той факт, що в області точки гальмування на крилі в реальному польоті в умовах зледеніння відбуваються множинні зіткнення крапель, що влітають, з поверхнею профілю, їх інтенсивне розбризкування, рух, відскакування, будучи додатковим фактором турбулізації примежового шару [181] (що не враховується при використанні інтегральних одномірних співвідношень).

4.4 Початкові та граничні умови

В якості вихідних умов прийнято параметри обтікання повітряно-крапельним потоком крила без зледеніння.

При цьому на вхідній межі всі залежні змінні було задано, а на вихідній – визначалися за допомогою екстраполяції. При визначенні параметрів, які повинні бути задані на межі або обчислені за допомогою екстраполяції, використано теорію характеристик для одновимірних нестационарних течій. Для обчислення нормальної складової швидкості на межі застосовано одномірні рівняння Ейлера в характеристичній формі, згідно з якими інваріанти Рімана [173]:

$$\begin{aligned} R_{\infty} &= q_{\infty} n - 2 \frac{a_{\infty}}{\gamma - 1} = q_b n - 2 \frac{a_b}{\gamma - 1}, \\ R_e &= q_e n + 2 \frac{a_e}{\gamma - 1} = q_b n + 2 \frac{a_b}{\gamma - 1}, \end{aligned} \quad (4.40)$$

на «вхідній» (R_{∞}) і «вихідній» (R_e) характеристиках можна обчислити за значеннями параметрів незбуреного потоку і за допомогою екстраполяції за їх

внутрішніми значеннями відповідно. Індексом b відмічені значення параметрів на межі, індексом ∞ – значення в незбуреному потоці, а індексом e – значення, що отримані екстраполяцією.

Нормальна складова швидкості і швидкість звуку на зовнішній межі обчислювалися за формулами:

$$\begin{aligned} q_b n &= \frac{1}{2}(R_e + R_\infty), \\ a_b &= \frac{1}{4}(\gamma - 1)(R_e - R_\infty). \end{aligned} \quad (4.41)$$

В якості двох відсутніх граничних умов використовувалися умови фіксації тангенціальної складової швидкості і ентропії, значення яких покладалися рівними значенням параметрів незбуреного потоку в разі вхідної межі і обчислювалися за допомогою екстраполяції за значеннями параметрів всередині даної області в разі вихідної межі.

На розрізі при реалізації граничних умов використовувався метод контрольних об'ємів.

У загальному випадку (наприклад, коли обтічна поверхня являє собою алюмінієву пластину) задача може бути розбита на 5 розрахункових областей, в яких необхідно використовувати (рис. 4.1):

- O1: Усередині обтічного тіла: рівняння Нав'є-Стокса + модель турбулентності / рівняння теплопровідності / заданий тепловий потік.
- O2: У матеріалі крила: рівняння теплопровідності.
- O3: Всередині криги: рівняння теплопровідності.
- O4: На поверхні зледеніння: рівняння збереження кількості руху, масовий і тепловий баланси.
- O5: Зовнішній повітряно-крапельний потік: рівняння Нав'є-Стокса + рівняння, що описують рух крапель + модель турбулентності, яка враховує шорсткість поверхні.

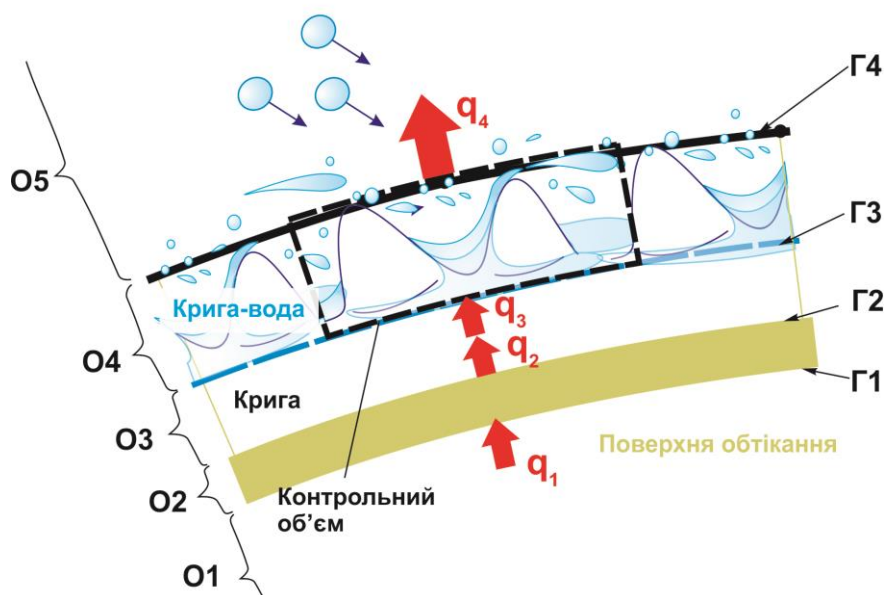


Рис. 4.1 Постановка задачі зледеніння аеродинамічних поверхонь

Граничні умови на нескінченності (Г5) задаються наступним чином:

$$\begin{array}{lcl}
 u = u_{\infty} & \rho_j = LWC & \\
 v = v_{\infty} & u_j = u_{\infty} & \\
 w = w_{\infty}, & v_j = v_{\infty} & , \quad d_{\kappa} \\
 p = p_{\infty} & w_j = w_{\infty} & \varphi = 100\% \\
 T = T_{\infty} & T_j = T_{\infty} &
 \end{array} \quad (4.42)$$

де $u_{\infty}, v_{\infty}, w_{\infty}, p_{\infty}$ і T_{∞} – задані значення компонент швидкості, тиску та температури незбуреного несучого середовища.

На межі повітряно-крапельний потік – структура «крига-вода» (Г4) граничні умови мають вигляд:

$$\begin{array}{ll}
u = 0 & \frac{\partial u_j}{\partial n} = 0 \\
v = 0 & \\
w = 0 & \frac{\partial v_j}{\partial n} = 0 \\
\frac{\partial p}{\partial n} = 0 & \frac{\partial w_j}{\partial n} = 0 \\
\alpha(t_w - t_a) = -\lambda_a \left(\frac{\partial t}{\partial n} \right)_a, & \frac{\partial \rho_j}{\partial n} = 0 \\
t_w & \frac{\partial e_j}{\partial n} = 0 \\
k_e &
\end{array} \tag{4.43}$$

де t_a – адіабатична температура стінки, індекс w означає стінку, a – потік, що набігає, n – нормаль до межі розподілу, k_e – еквівалентна шорсткість поверхні.

На межі структура «крига-вода» – крига (Г3):

$$-\lambda_{ice} \left(\frac{\partial t}{\partial n} \right)_w, \quad t_w \tag{4.44}$$

На межі крига – алюмінієва пластина (Г2):

$$\lambda_{al} \left(\frac{\partial t}{\partial n} \right)_w = \lambda_{ice} \left(\frac{\partial t}{\partial n} \right)_w. \tag{4.45}$$

Алюмінієва пластина – повітря (Г1):

$$\begin{array}{ll}
u = 0 & \\
v = 0 & \\
w = 0 & \\
\frac{\partial p}{\partial n} = 0 & \\
\alpha(t_w - t_a) = -\lambda_{al} \left(\frac{\partial t}{\partial n} \right)_w, &
\end{array} \tag{4.46}$$

У випадку підводу тепла гранична умова буде мати вигляд:

$$-\lambda_{al} \left(\frac{\partial t}{\partial n} \right)_w = const \quad (4.47)$$

Можливі наступні спрощення:

1. У припущенні відсутності підігріву обтічної поверхні та ізотермічно тонкої пластини, теплообміном з повітрям, що знаходиться всередині крила, можна знехтувати, і тоді гранична умова (Г1) матиме вигляд:

$$\alpha(t_w - t_a) = -\lambda_{al} \left(\frac{\partial t}{\partial n} \right)_w \approx 0 \quad (4.48)$$

відповідно, тепловими потоками q_1 , q_2 , q_3 нехтують.

2. У припущенні малої теплопровідності криги, приймаються умови теплоізоляції, теплообміном з поверхнею криги q_3 , та, відповідно, q_1 і q_2 нехтують [97].
3. У припущенні, коли температура крила вважається постійною, тепловий потік за допомогою теплопровідності з контрольного об'єму визначають [182]:

$$q_{cond} = \lambda_{ice} (T_{ice} - T_s) / d_{ice} \quad (4.49)$$

де T_{ice} – температура поверхні криги, T_s – температура матеріалу крила, d_{ice} – товщина шару криги.

4.5 Алгоритм розрахунку

Алгоритм розрахунку наступний:

1. Задаємо параметри багатофазного потоку, що набігає.
2. Задаємо геометрію обтічного тіла.
3. Виконуємо розрахунок обтікання тіла багатофазним потоком.
4. Визначаємо масові та теплові потоки на поверхні обтічного тіла.
5. Складаємо рівняння масового і теплового балансу.
6. Визначаємо замерзлу частку і режим зледеніння.
7. Знаходимо товщину криги, що утворилася протягом кроку за часом.
8. Визначаємо шорсткість поверхні, температуру на границі набігаючий потік – поверхня зледеніння.
9. Повертаємося до п. 5, виконуємо уточнюючий розрахунок.
10. Визначаємо геометрію тіла на новому кроці за часом з урахуванням криги, що утворилася.
11. Перебудовуємо сітку з урахуванням криги, що утворилася.
12. Повертаємося до пункту 3 і продовжуємо розрахунок до досягнення заданого моменту часу.

4.6 Висновки до розділу

У розділі наведено постановку задачі моделювання руху повітряно-крапельного потоку з урахуванням шорсткості поверхні зледеніння. Наведено основні рівняння, граничні і початкові умови. Розглянуто чисельний метод розв'язання рівнянь Нав'є-Стокса, а також алгоритми моделювання турбулентності.

1. Розглянуто три основні підходи до моделювання повітряно-крапельного потоку: із застосуванням траєкторної, гомогенної моделі і моделі взаємопроникних середовищ. Показано, що при переході до тривимірної постановки задачі, найбільш оптимальним є використання моделі взаємопроникних середовищ.

2. Проаналізовано основні підходи до моделювання шорсткості поверхні криги. Запропоновано і обґрунтовано використання модифікованої моделі турбулентності *Spalart-Allmaras* з корекцією для шорсткої стінки.
3. Оскільки в області гальмування при зледенінні аеродинамічних поверхонь відбуваються множинні зіткнення крапель, що супроводжується інтенсивним розбризкуванням і «відскакуванням» вторинних крапель, які є додатковим фактором, що впливає на ступінь турбулентності потоку, при визначенні точки ламінарно-турбулентного переходу примежового шару в обраній моделі турбулентності використаний *fully turbulence* підхід.
4. Запропонована постановка задачі моделювання руху повітряно-крапельного потоку дозволяє вирішувати проблему моделювання процесів зледеніння літальних апаратів в тривимірній постановці.

Розділ 5

Тестування та верифікація розробленого програмно-методичного забезпечення

5.1 Вступ до розділу

Методика та програмно-методичне забезпечення, покладені в основу блоку, що описує зовнішню течію повітря, були протестовані та верифіковані на прикладі відомих задач: про взаємодію косоного стрибка ущільнення з ламінарним примежовим шаром; обтікання циліндра; обтікання профілю дозвуковим, трансзвуковим і надзвуковим потоками.

У розділі, в якості тестових, наведені результати розрахунків двовимірного обтікання профілю *NACA 0012* під різними кутами атаки в діапазоні чисел Маха $M = 0,1 \dots 0,4$ з використанням моделей турбулентності *Spalart-Allmaras* і *DES*, а також на прикладі тривимірного обтікання крила *ONERA M6*. Методика, що описує процес зледеніння, була верифікована шляхом порівняння отриманих розподілів теплових і масових потоків уздовж обтічної поверхні профілю *NACA 0012* з відомими розрахунковими даними, а також порівнянням форм крижаних наростів, що утворюються, з результатами відомих численних експериментальних досліджень, проведених в дослідницькому центрі імені Джона Гленна в трубі, що моделює умови зледеніння (Icing research tunnel – *IRT*) і охоплюючих широкий діапазон досліджуваних параметрів [88]. Також

було проведено порівняння результатів чисельних досліджень з відомими розрахунковими даними, отриманими за допомогою програмного коду *LEWICE* [88]. Крім того, верифікація розробленого програмно-методичного забезпечення була виконана шляхом порівняння результатів розрахунків аеродинамічних характеристик профілю *NACA 0012*, виконаних з урахуванням шорсткості поверхні з результатами проведених експериментів.

5.2 Обтікання профілю *NACA 0012*

Верифікація розробленого програмно-методичного забезпечення з використанням моделей турбулентності *Spalart-Allmaras* і *DES* була виконана шляхом порівняння з відомими експериментальними даними, що відображають залежність аеродинамічних характеристик профілю крила від кута атаки для різних чисел Маха потоку, що набігає, при постійному значенні числа Рейнольдса.

Результати проведених досліджень з використанням моделі турбулентності *Spalart-Allmaras* представлені на прикладі обтікання профілю крила *NACA 0012* в умовах, що відповідають числам $Re = 2,32 \times 10^6$ і $M = 0,1; 0,184; 0,3; 0,4$. На рис. 5.1 наведені залежності коефіцієнтів підйомної сили C_{ya} та лобового опору C_{xa} від кута атаки. Також проведено порівняння з результатами експериментальних досліджень [183]: спостерігається гарне узгодження результатів для підйомної сили для кутів атаки до моменту зриву потоку з крила для чисел Маха до 0,3 і дещо завищені значення коефіцієнта лобового опору у всьому діапазоні досліджуваних параметрів. При цьому розрахункові і експериментальні значення коефіцієнта підйомної сили для чисел Маха 0,1 і 0,2 практично ідентичні (з різницею до 0,5 при $\alpha = 16^\circ$, рис. 5.1), проте розрахунки дають більш пізній зрив потоку з крила на величину $\sim 2^\circ$, що, вочевидь, пов'язано з особливостями моделі турбулентності *Spalart-Allmaras*, і припущенні про турбулентності примежового шару по всій довжині профілю. Зі збільшенням числа Маха до 0,3 експериментальне значення

коефіцієнта підйомної сили зменшується до значення $1,38$ і кута зриву потоку до 14° і при цьому спостерігається практично повне узгодження розрахункових і експериментальних даних до моменту зриву потоку з крила (з різницею коефіцієнта підйомної сили до $0,25$ і повним збігом значення кута зриву потоку) і очікувана розбіжність після зриву (рис.5.1). При збільшенні числа Маха до $0,4$ ефект стисливості потоку починає проявлятися в більшій мірі, згідно експериментам, зрив потоку відбувається при куті атаки 12° і максимальне значення коефіцієнта лобового опору досягає лише $1,2$, однак розрахунки дають ще більш ранній зрив потоку на $\sim 2^\circ$ і $C_{ya\max}=1,1$.

Результати тестових розрахунків з використанням моделі турбулентності *DES* представлені на рис. 5.2-5.5. На рис. 5.2-5.3 наведені ізомахи, розподілу коефіцієнтів тиску і коефіцієнтів тертя уздовж обтічної поверхні профілю *NACA 0012* під кутами атаки 4° і 18° з використанням моделей турбулентності *Spalart-Allmaras* і *DES*. На рис. 5.4 – ізомахи під кутами атаки від 4° до 18° з кроком в 2° ; видно, що модель *DES* в області відриву потоку дає більш реалістичну дрібну вихрову структуру.

На рис. 5.5 наведені залежності коефіцієнтів підйомної сили C_{ya} і лобового опору C_{xa} від кута атаки α для числа Маха $M = 0,4$ (при якому модель турбулентності *Spalart-Allmaras* дає найбільшу розбіжність з експериментальними даними), при цьому в експериментах $Re = 3,1 \times 10^6$, в розрахунках $Re = 2,8 \times 10^6$. Із наведених результатів видно, що для кутів атаки $\alpha \leq 10^\circ$ спостерігається гарне узгодження розрахунків з експериментом для обох моделей турбулентності (до 4% – *Spalart-Allmaras* і до 1% – *DES*), а при великих кутах атаки, коли відбувається зрив потоку з крила, спостерігається розбіжність розрахункових і експериментальних даних, однак модель турбулентності *DES* дає ближчі до експерименту значення. При цьому обидві моделі демонструють завищені значення коефіцієнта лобового опору (до 25% при куті атаки $\alpha = 10^\circ$).

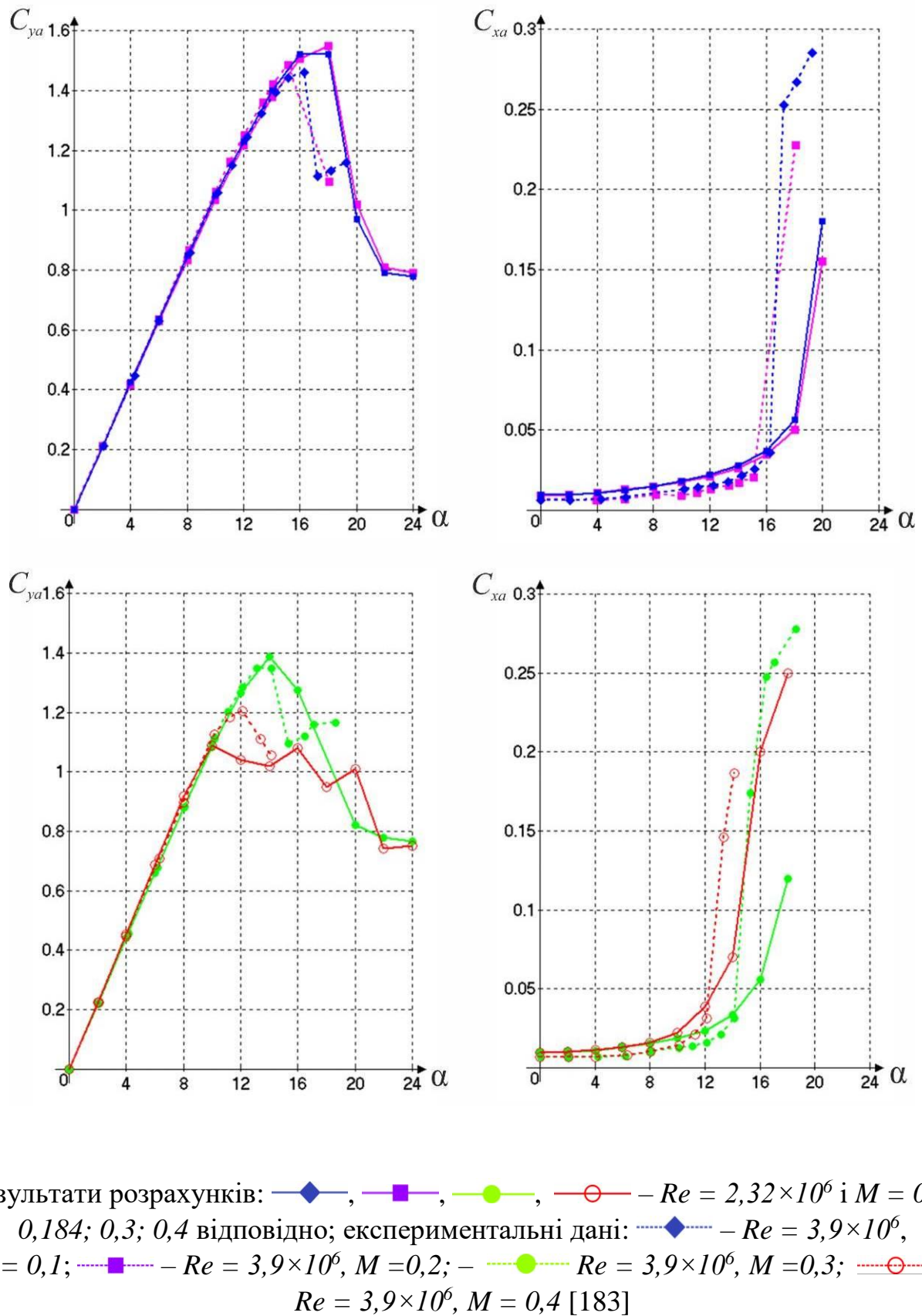
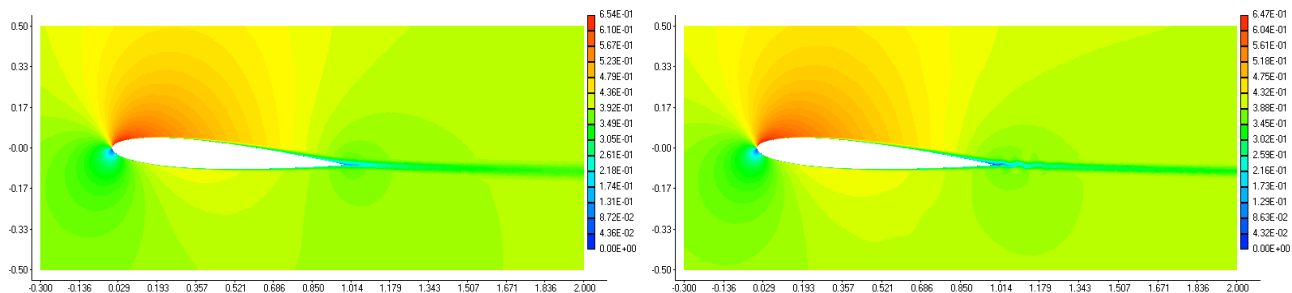


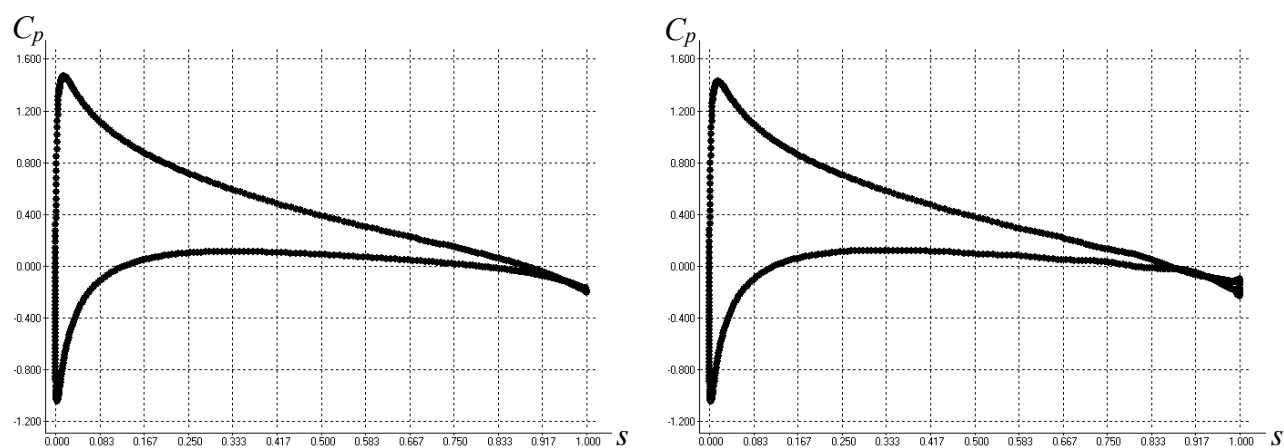
Рис. 5.1 Залежність аеродинамічних характеристик профілю *NACA 0012* від кута атаки для різних чисел Маха

Модель турбулентності
Spalart-Allmaras

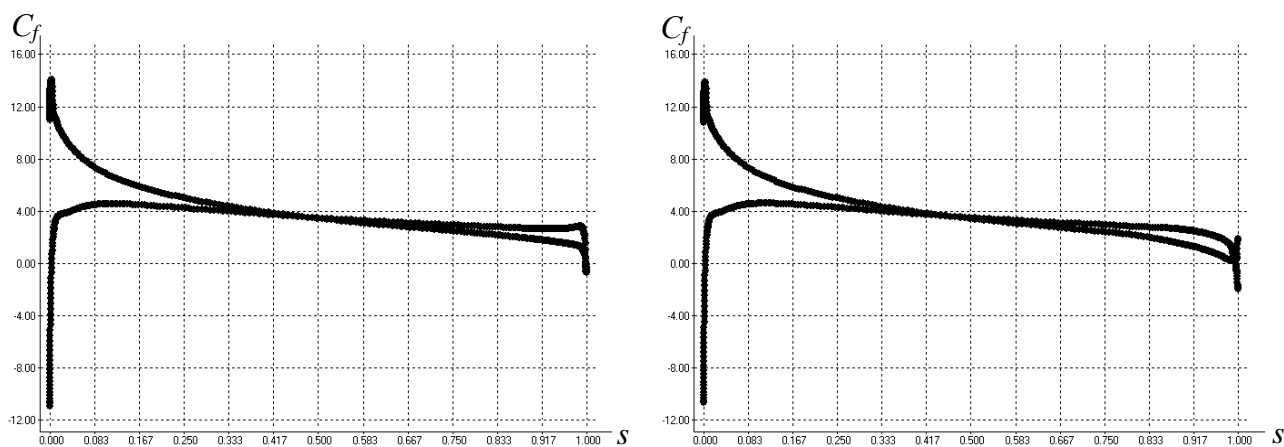
Модель турбулентності
DES



а)



б)



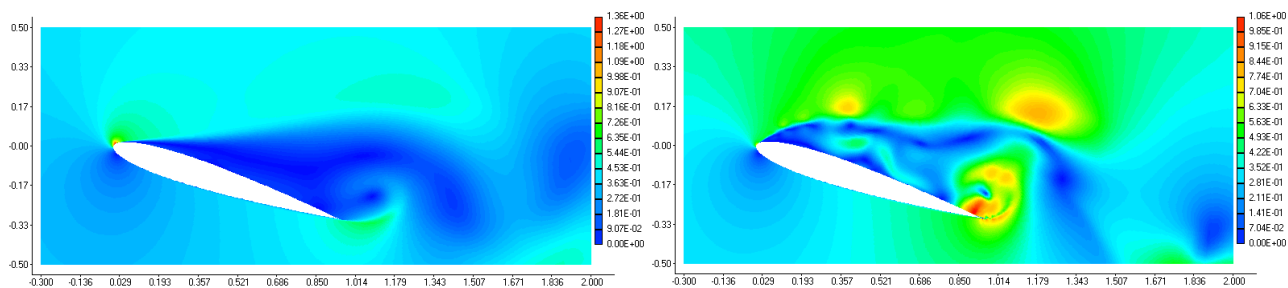
в)

а) – розподілення ізоліній чисел Маха, б), в) – розподілення коефіцієнта тиску C_p та коефіцієнта тертя C_f по поверхні профілю

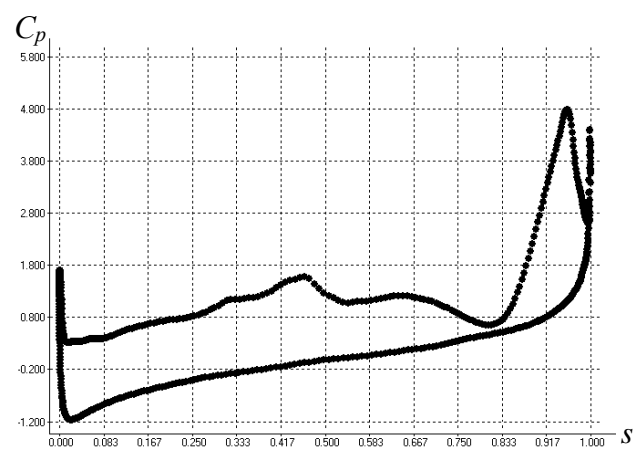
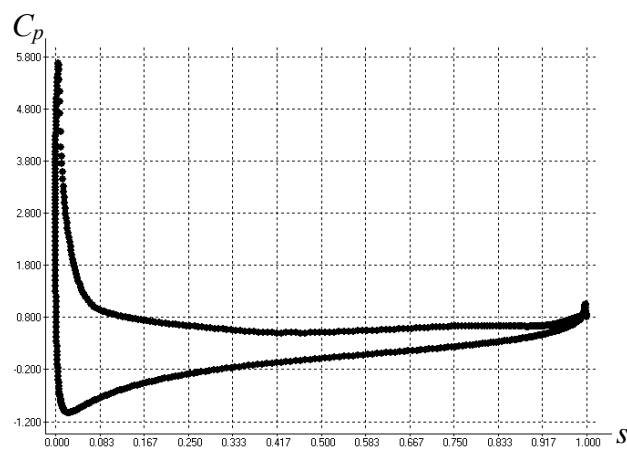
Рис. 5.2 Чистий профіль *NACA 0012* ($\alpha = 4^\circ$)

Модель турбулентності
Spalart-Allmaras

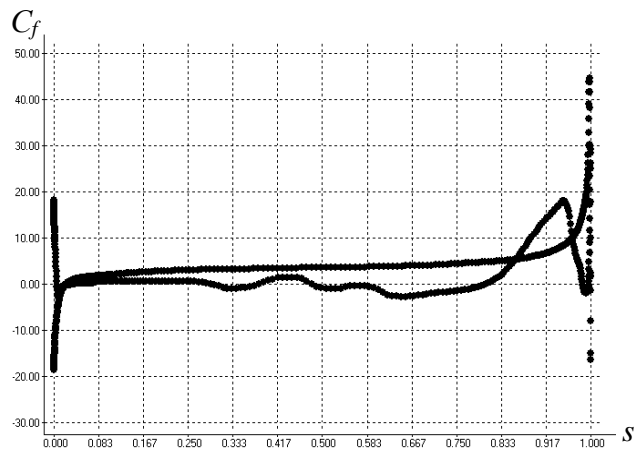
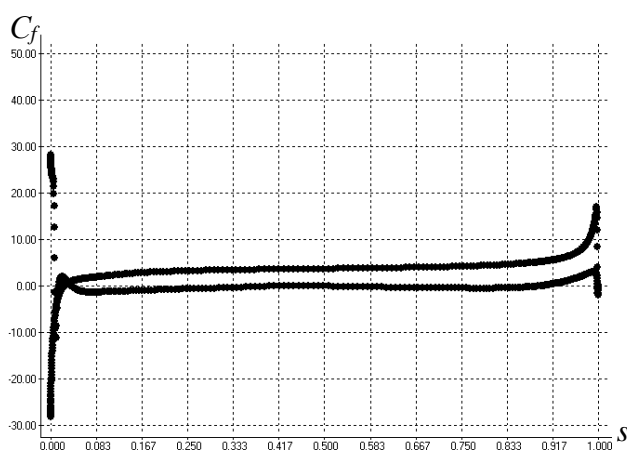
Модель турбулентності
DES



а)



б)



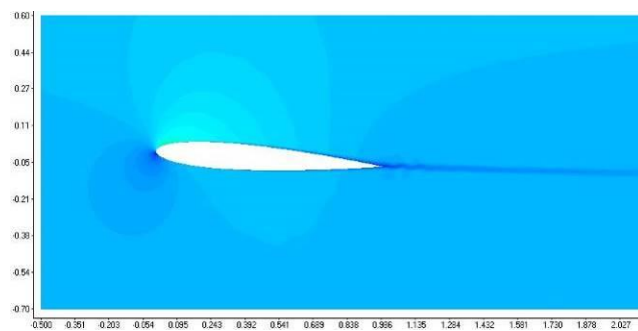
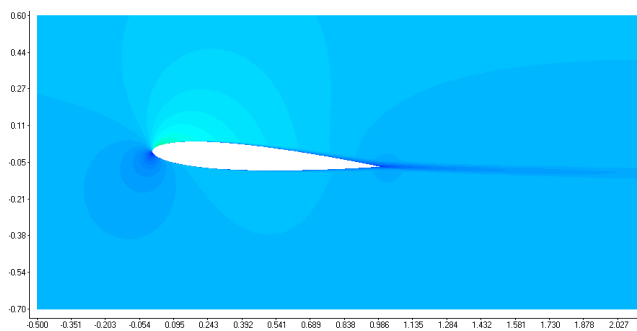
в)

а) – розподілення ізоліній чисел Маха, б), в) – розподілення коефіцієнта тиску C_p та коефіцієнта тертя C_f по поверхні профілю

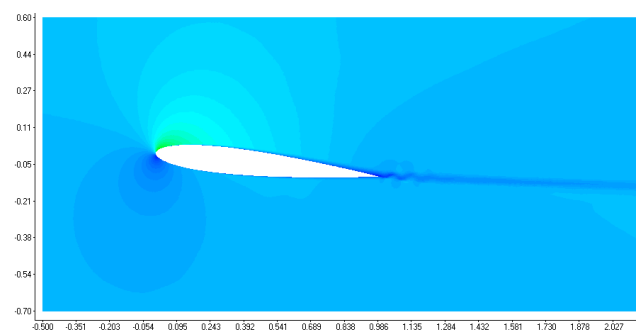
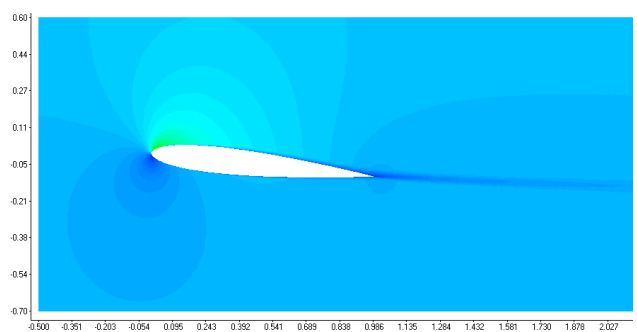
Рис. 5.3 Чистий профіль *NACA 0012* ($\alpha = 18^\circ$)

Модель турбулентності
Spalart-Allmaras

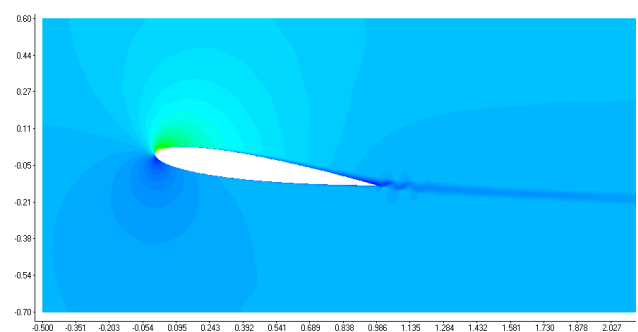
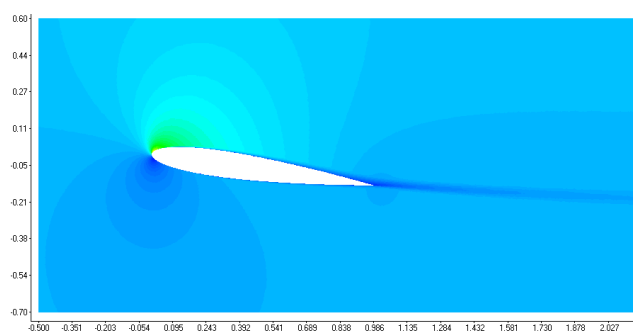
Модель турбулентності
DES



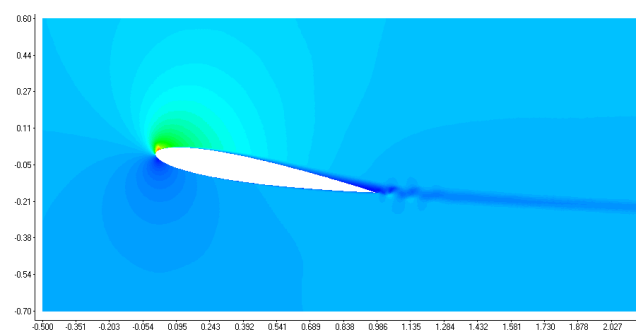
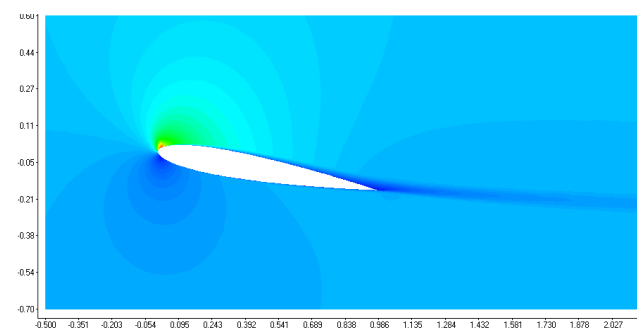
$\alpha = 4^\circ$



$\alpha = 6^\circ$



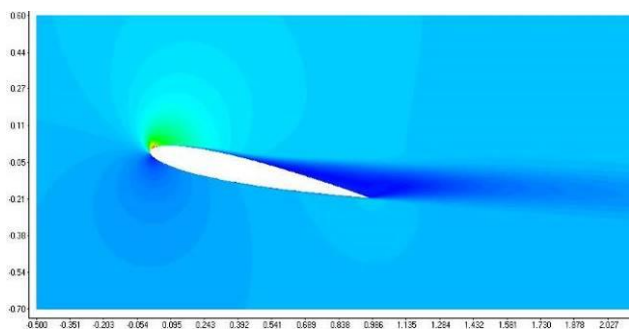
$\alpha = 8^\circ$



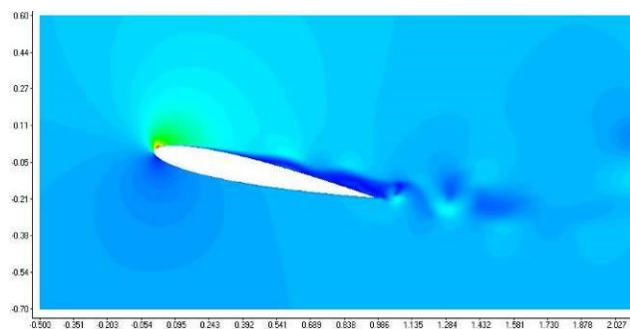
$\alpha = 10^\circ$

Рис. 5.4 Розподілення ізолій чисел Маха при обтіканні профілю
NACA 0012 під різними кутами атаки

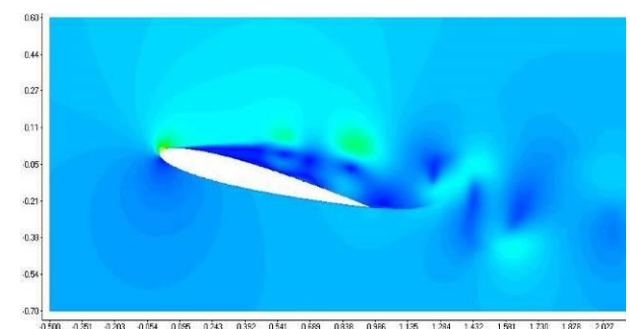
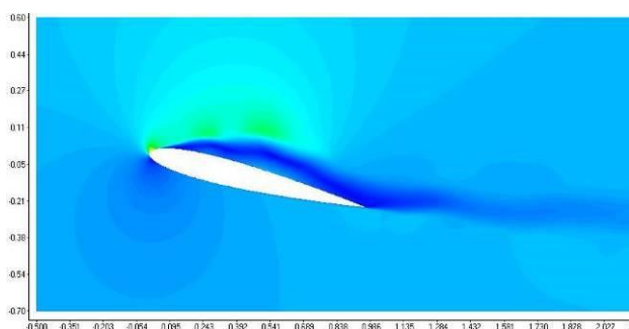
Модель турбулентності
Spalart-Allmaras



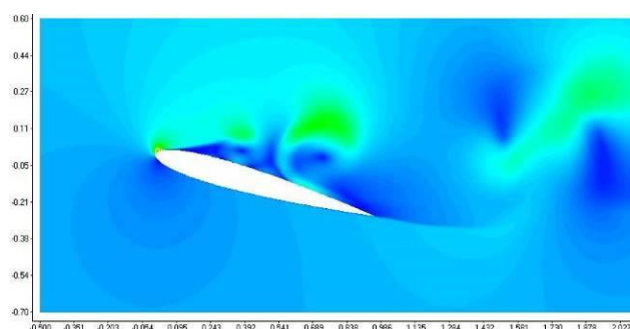
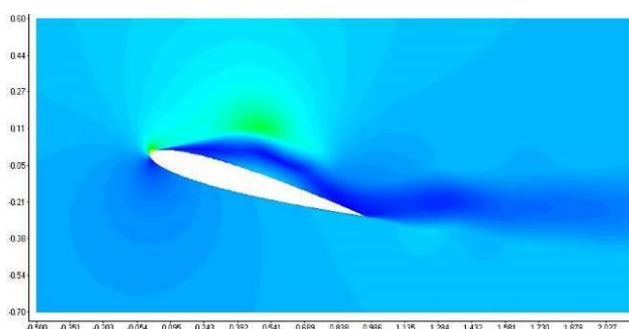
Модель турбулентності
DES



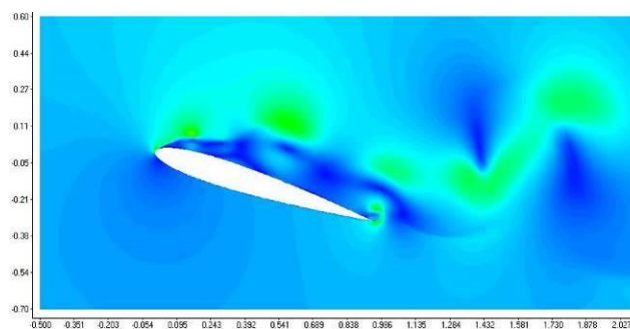
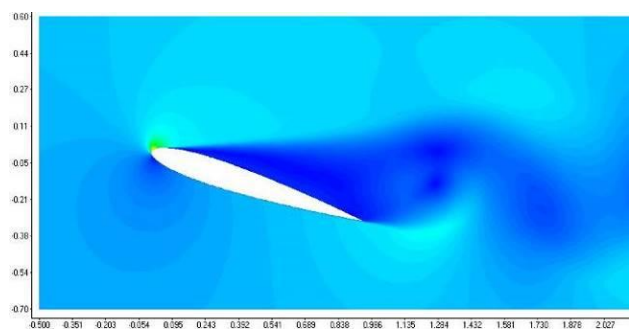
$\alpha = 12^\circ$



$\alpha = 14^\circ$



$\alpha = 16^\circ$



$\alpha = 18^\circ$

Рис.5.4 (продовження) Розподіл ізолій чисел Маха при обтіканні профілю *NACA 0012* під різними кутами атаки

5.3 Обтікання крила *ONERA M6*

Верифікація методики в тривимірній постановці виконана на тестовому прикладі обтікання крила *ONERA M6* під кутом атаки $\alpha = 3,06^\circ$ з параметрами потоку: $M_\infty = 0,84$, $Re = 11,72 \times 10^6$, що відповідає тестовому випадку 2308 [184]. Випадок відповідає трансзвуковому режиму обтікання, на верхній частині профілю крила утворюється місцевий стрибок ущільнення (в кореновому перерізі), що переходить в пару послідовних стрибків у середній частині крила і об'єднуються в один – в дальній частині крила, утворюючи λ -подібний малюнок на картині розподілу коефіцієнта тиску по верхній поверхні крила (рис. 5.6 а). На рис. 5.6 б представлено розподіл ліній току потоку навколо верхньої частини обтічного профілю, спостерігається скошення потоку в зоні передньої кромки крила, потім викривлення ліній току в протилежну сторону вздовж поверхні крила і вирівнювання потоку за задньою кромкою крила; також виникає «закрутка» потоку в зоні закінцівки внаслідок різниці тисків на нижній і верхній поверхнях крила.

Розподіл коефіцієнта тиску в різних перетинах з відносною координатою y/b уздовж розмаху крила *ONERA M6* наведено на рис. 5.7, де b – довжина напіврозмаху крила. В цілому, спостерігається гарна відповідність розрахункових і експериментальних даних, однак, в перетинах на віддалені понад $y/b = 0,44$ за розмахом, спостерігаються більш пологі криві в зоні стрибків ущільнення (особливо в перетині $y/b = 0,48$), що може бути обумовлено недостатнім ступенем згущення розрахункової сітки в цих зонах, а також недоліками використовуваної алгебраїчної моделі турбулентності.

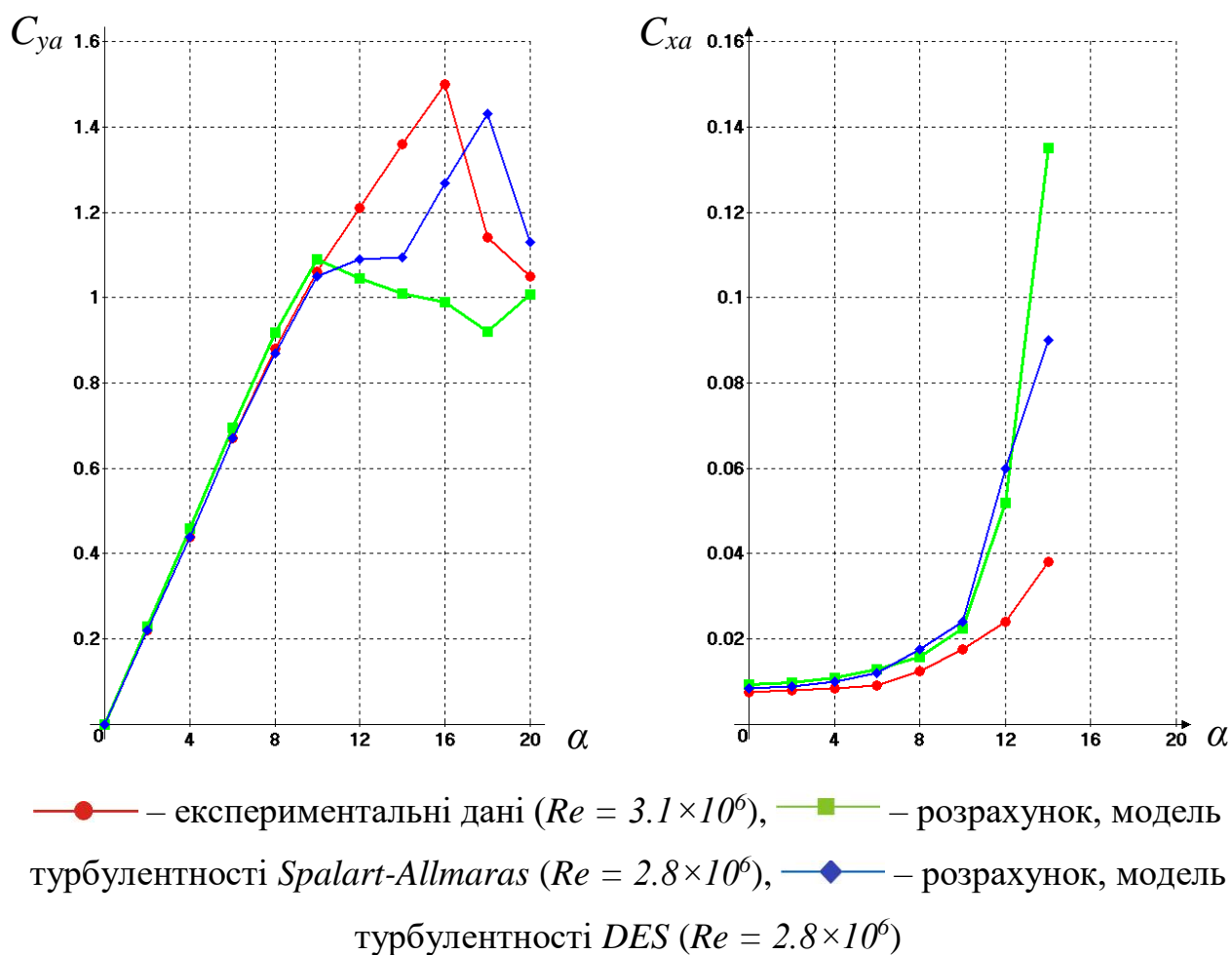


Рис. 5.5 Аеродинамічні характеристики профілю *NACA 0012*

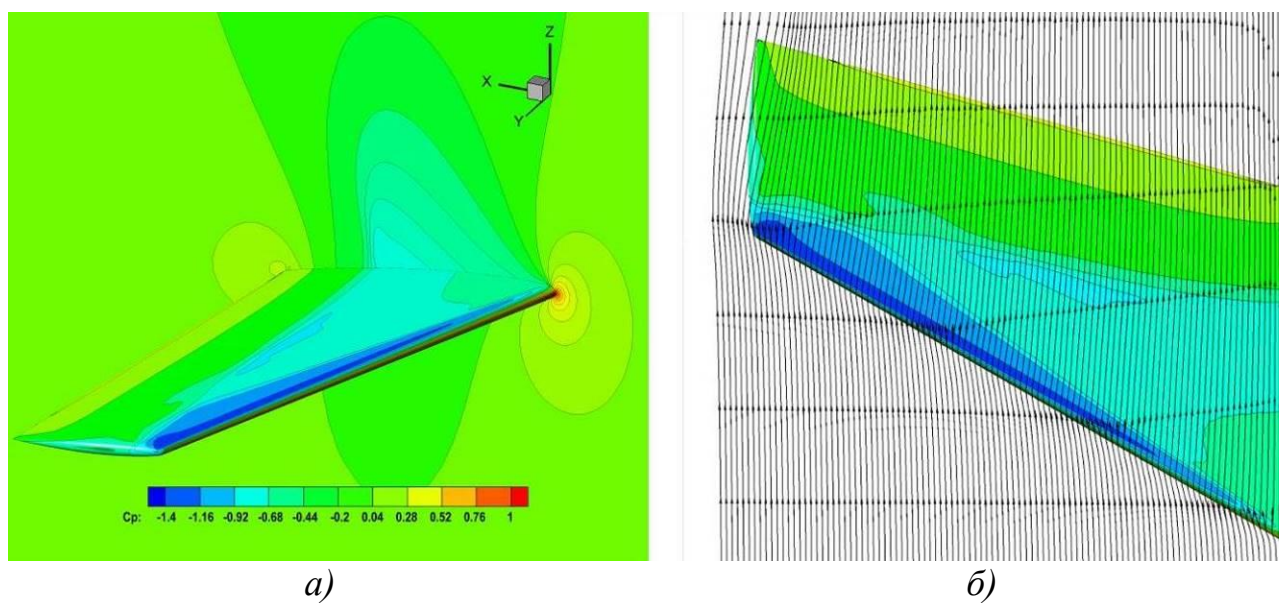


Рис. 5.6 Розподіл коефіцієнта тиску (а) та ліній току (б) при обтіканні крила *ONERA M6* для розрахункових параметрів: $M_\infty = 0.84$, $\alpha = 3.06^\circ$, $Re = 11.72 \times 10^6$

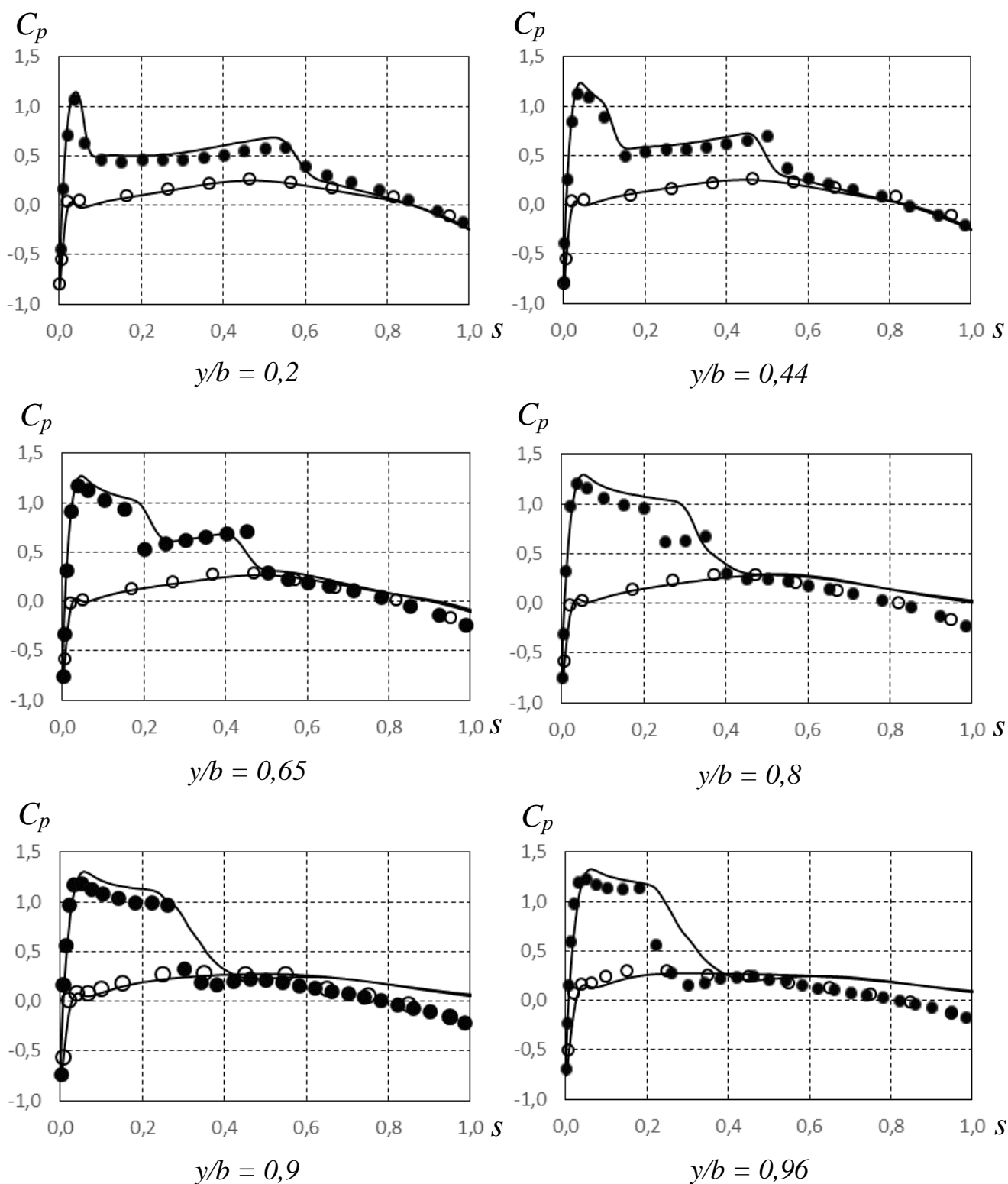


Рис. 5.7 Розподіл коефіцієнта тиску в перетинах y/b вздовж розмаху крила *ONERA M6* для розрахункових параметрів: $M_\infty = 0.84$, $\alpha = 3.06^\circ$, $Re = 11.72 \times 10^6$, — — розрахункові дані, ● — експериментальні дані

5.4 Висновки до розділу

Розроблено методику та програмно-методичне забезпечення для опису процесів обтікання крила в'язким стисливим потоком на підставі усереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є-Стокса із застосуванням моделей турбулентності *Spalart-Allmaras* і *DES*.

1. Обидві моделі турбулентності дають збіг по аеродинамічним характеристикам з експериментальними даними в усіх розглянутих режимах обтікання до моменту зриву потоку з крила.
2. Розроблена методика дає задовільні результати при моделюванні тривимірних течій, з відтворенням усіх особливостей течії, в тому числі, утворенням місцевих стрибків ущільнення.
3. Вивчено вплив стисливості повітряного потоку на аеродинамічні характеристики профілю на дозвукових режимах обтікання. Показано, що стисливість чинить істотний вплив на аеродинамічні характеристики профілю при числах Маха понад 0,2 і призводить до значного зменшення максимального значення коефіцієнта підйомної сили і кута зриву потоку з крила (наприклад, при $M = 0,4$ $C_{ya\ max}$ зменшується на ~25%, а кут зриву потоку з крила – на ~30%). Розроблена розрахункова методика при використанні моделі турбулентності *Spalart-Allmaras* дає дещо завищені, по відношенню до експериментальних даних, результати по підйомній силі для $M < 0,2$, такі, що добре узгоджуються – для $M = 0,3$ і занижені – для $M > 0,4$.
4. При використанні моделі турбулентності *DES* результати розрахунків дають більш реалістичну дрібновихорову картину течії в зоні відриву потоку та спостерігається кращий збіг аеродинамічних характеристик профілю з експериментальними даними при числах Маха $M > 0,4$. При цьому обидві моделі, *Spalart-Allmaras* і *DES*, демонструють завищені значення коефіцієнта лобового опору (до 25% при куті атаки $\alpha = 10^\circ$).

Розділ 6

Аналіз результатів моделювання процесів зледеніння аеродинамічних поверхонь

6.1 Вступ до розділу

Для того, щоб забезпечити безпеку польотів в несприятливих метеорологічних умовах, що визначаються Авіаційними правилами Міждержавного авіаційного комітету, частини 25, Додатками С і О Сертифікаційних специфікацій (SC-25) Європейського агентства з безпеки польотів, а також Додатками С і О розділу 14 Зводу нормативних актів Федерального управління цивільної авіації США, частини 25, розробнику систем захисту від зледеніння необхідно отримати відповіді на наступні питання: при яких параметрах польоту і в яких метеорологічних умов можливе виникнення зледеніння; в яких саме місцях літального апарату і якої форми на різних етапах польоту будуть утворюватися крижані нарости; яким чином такі нарости будуть впливати на аеродинаміку літака, і, відповідно, які поверхні необхідно захистити; в разі застосування теплових систем антизледеніння знати до яких елементів поверхонь і скільки тепла необхідно підводити; в разі застосування систем протизледеніння – яким чином залишкова крига, крига, що наростає між циклами спрацювання системи, «бар'єрна» крига в комбінації з

накопиченою кригою на незахищених поверхнях будуть впливати на літальний апарат.

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 моделюючих умови зледеніння; чисельні методи.

При цьому необхідно зазначити, що льотні випробування є найбільш достовірним засобом досліджень, але вони мають деякі істотні недоліки: окрім їх надзвичайно високої вартості, в даному випадку не є вичерпним і достатньо інформативним інструментом, оскільки, з одного боку, існують труднощі із визначенням місця розташування хмар, які викликають зледеніння і забезпеченням повторюваності умов експерименту, а з іншого боку, беручи до уваги небезпеку ситуації, значно звужується діапазон прийнятних умов для експерименту, особливо за наявності в атмосфері великих переохолоджених крапель. Наземні експериментальні методи також вимагають використання дорогого і складного устаткування – охолоджуваних високошвидкісних аеродинамічних труб, які обладнані системою відтворення умов, що викликають зледеніння. Такі методи, хоча і дозволяють значно розширити діапазон досліджуваних параметрів, однак, в свою чергу, 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, 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.

Для вирішення проблеми моделювання процесів зледеніння літальних апаратів в роботі розроблені методика і програмне забезпечення. При цьому, в якості характерних форм криги, що охоплюють весь спектр можливих випадків зледеніння несучих аеродинамічних поверхонь, в роботі виділені і розглянуті: зледеніння у вигляді шорсткості, «бар'єрна» крига, великі нарости пухкої криги та «рогоподібні» нарости склоподібної або змішаної криги.

6.2 Зледеніння у вигляді шорсткості

Відомо, що на початковому етапі процесу зледеніння наростаюча крига утворює шорсткість у вигляді нерівностей і горбків 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 більшою, ніж товщина місцевого примежового шару, навіть на самих ранніх стадіях процесу зледеніння [185]. Також нерівності, які можна охарактеризувати як шорсткість, можуть бути спричинені міжциклічною або залишковою кригою, що утворюється при роботі теплових або пневматичних систем антизледеніння.

6.2.1 Відомі експериментальні та теоретичні дослідження впливу шорсткості на зовнішній потік

При розгляді крижаної поверхні слід зазначити, що, при низькій щільності шорсткості (що характерно для початкового етапу процесу зледеніння), окремі елементи виступають за примежовий шар і діють на потік як окремі тіла. Позаду кожного такого поверхневого елемента утворюється тривимірний розділення з довжиною, порядку розміру шорсткості. Аеродинамічний опір та локальний відрив потоку будуть визначати вплив шорсткості на поле течії та розвиток примежового шару. Відомо, що на відміну від інших форм зледеніння

шорсткість формує значно тривимірні аеродинамічні ефекти та, в загальному випадку, характеризується висотою, щільністю та місцезросташуванням на обтічній поверхні. Шорсткість впливає на аеродинамічні характеристики профілю шляхом безпосереднього збільшення поверхневого тертя та виступає в якості турбулізатору потоку, тому ініціює більш ранній ламінарно-турбулентний перехід примежового шару, збільшення його товщини, ранній відрив потоку з задньої кромки крила. Ці фактори впливають на аеродинамічні характеристики профілю через зміну характеру розподілу тертя та тиску вздовж обтічної поверхні [25].

Фізику впливу крижаних лементів, що утворюються на початковому етапі зледеніння, на ламінарно-турбулентний перехід в примежовому шарі детально було вивчено Kerho [67,186] та Cummings [187,188]. Kerho було ретельно досліджено процес розвитку примежового шару на моделі крила з імітацією шорсткості криги в різних місцях на передній кромці. Було зазначено, що ранній ламінарно-турбулентний перехід в примежовому шарі ініціюється через складну структуру локального потоку, що утворювався при обтіканні окремого крижаного поверхневого елемента і є так званим байпасним переходом. Це дослідження показало, що на відміну від природного переходу, який відбувається раптово, в результаті наявності елементів шорсткості утворювалася зона перехідного прикордонного шару, впродовж якої відбувався повільний перехід до турбулентного режиму течії в примежовому шарі. Цей процес виявився залежним від місцевого градієнта тиску. В свою чергу Cummings [188] було досліджено процес ламінарно-турбулентного переходу через окремий напівсферичний елемент шорсткості в залежності від числа Рейнольдсу шорсткості Re_k :

$$Re_k = \frac{\rho u_k k}{\mu}, \quad (2.1)$$

де ρ – щільність повітря, u_k – швидкість на рівні шорсткості, k – висота елементів шорсткості, μ – динамічна в'язкість повітря.

Було встановлено, що коли Re_k було значно менше за деяке критичне значення $Re_{k,crit}$, за елементом шорсткості нижче за потоком ламінарно-турбулентний перехід не відбувається. При збільшенні Re_k до значень, близьких до $Re_{k,crit}$ ламінарно-турбулентний перехід відбувається, але на деякій відстані нижче за потоком, яка зменшується по мірі зростання Re_k . В результаті турбулізації потоку за елементом шорсткості утворюється турбулентна зона у формі плаского клину з кутом напіврозхалу $7-14^\circ$. По мірі подальшого зростання Re_k до значення $Re_{k,crit}$ клин досягає елементу шорсткості. При цьому було зазначено, що величина $Re_{k,crit}$ залежить від відношення висоти шорсткості до товщини примежового шару та градієнту тиску, а картина течії при утворенні вихорової структури якісно виглядала наступним чином: перед крижаним поверхневим елементом в області точки гальмування внаслідок дії від'ємного градієнту тиску утворювався первинний вихор, який «обгортався» навколо елемента, утворюючи підковоподібну вихорову структуру; перед первинним вихором, у свою чергу, утворювалися вторинні та третинні невеличкі вихори; підковоподібна структура за крижаним елементом, нижче за потоком, формувала два спіралеподібних повздовжніх вихори. При збільшенні Re_k до значень, близьких до $Re_{k,crit}$, область відділення потоку за крижаним елементом ставала нестабільною і утворювалася клиноподібна зона турбулентності [14].

У той час як вважається, що $Re_{k,crit}$ для шорсткості, властивій поверхні зледеніння, зазвичай має значення ~ 600 , в роботі [188] відзначається, що це значення збільшується до ~ 2000 в області передньої кромки крила. Поясненням цього може бути підвищена стабільність примежового шару в цій області та невеликий градієнт тиску.

Bragg в роботі [189] було запропоновано адаптувати відому методику, що дозволяла врахувати вплив шорсткості на ламінарний примежовий шар та на ламінарно-турбулентний перехід, яка застосовувалася іншими дослідниками в сфері турбулентних течій, для використання при моделюванні процесів

зледеніння. У цьому методі опір елементів шорсткості та їх концентрація були використані при розрахунку товщини втрати імпульсу, яка потім була включена у рівняння прикордонного шару як сток імпульсу. Величина шорсткості входить в співвідношення, оскільки відомо, що втрата імпульсу у випадку одиночного елемента зростає зі збільшенням його висоти. Крім того, середня швидкість, що спостерігається на рівні елементів шорсткості, зростає, оскільки більша частина елемента знаходиться у верхній частині примежового шару і над примежовим шаром. Вплив концентрації елементів шорсткості не настільки очевидний і був досліджений в роботі Smith і Kaups [190]. На рис. 6.1 представлена залежність висоти еквівалентної пісочної шорсткості від концентрації шорсткості. Тут концентрація n є середнім відносним значенням площі, вкритої елементами шорсткості, а $\frac{k_s}{k}$ – відношення висоти еквівалентної пісочної шорсткості до фактичної висоти шорсткості. Цей підхід часто використовується для зіставлення довільної шорсткості до рівномірної еквівалентної пісочної, яка має однаковий аеродинамічний ефект. З графіку видно, що збільшення щільності шорсткості, або концентрації, спочатку призводить до збільшення впливу шорсткості на зовнішній потік. Проте, у міру збільшення щільності шорсткості, її вплив на потік зменшується внаслідок взаємодії окремих елементів (елемент, що розташований нижче за потоком, взаємодіє з аеродинамічним слідом за вищим елементом), вплив яких, відповідно, в цілому зменшується.

Вплив розміру шорсткості і щільності також можна побачити в роботі Jackson [191], де вплив щільності шорсткості було досліджено на профілі *NLF 0414*. Шорсткість була присутня на ділянці, довжиною 7% від довжини хорди, на верхній та нижній поверхнях, величина шорсткості складала $\frac{k}{c} = 0,00046$ та $\frac{k}{c} = 0,00027$. Умови експерименту: $Re = 1,8 \times 10^6$, $M = 0,18$. Було показано, що для розмірів шорсткості, які були досліджені, $C_{l,max}$ зменшувався зі збільшенням розміру шорсткості. Крім того, $C_{l,max}$ зменшувався,

коли щільність елементів шорсткості була збільшена до 0,3. Що збігається з даними [190]. Для концентрацій вище 0,3 ефект збільшення щільності виявився незначним (рис. 6.2).

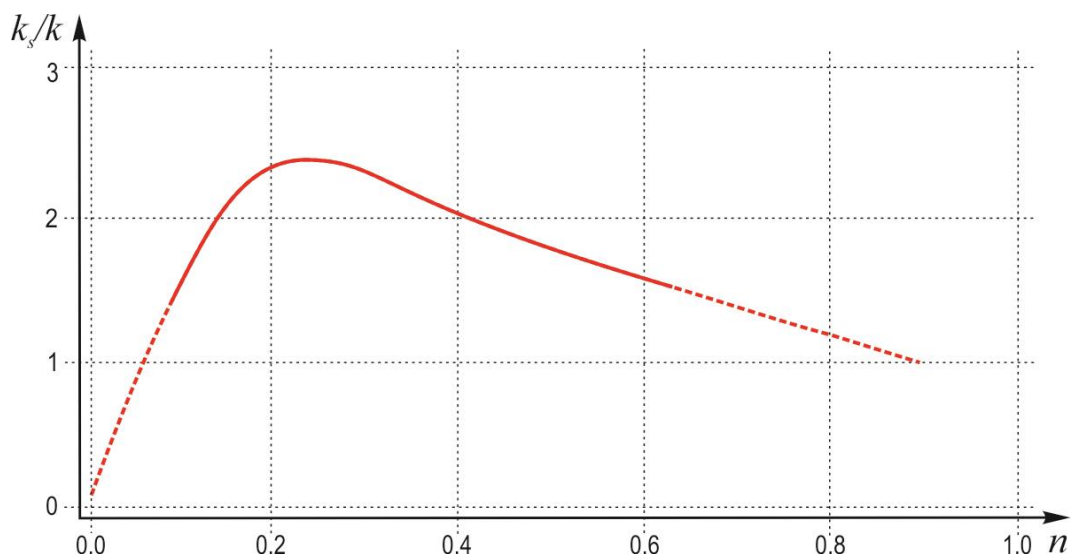


Рис. 6.1 Відносна еквівалентна пісочна шорсткість як функція концентрації [190]

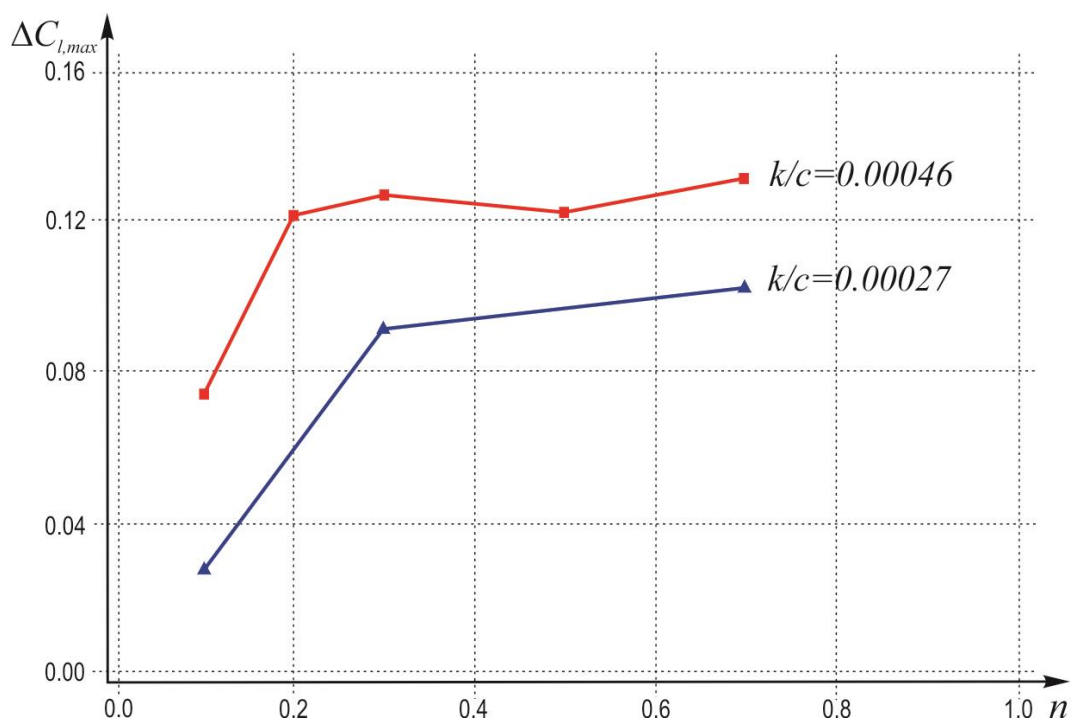


Рис. 6.2 Вплив щільності та розміру шорсткості на зменшення коефіцієнту підйомної сили [191]

В роботі [47] зазначається, що взагалі, вплив шорсткості поверхні полягає у зменшенні максимальної підйомної сили, зменшенні кута атаки, при якому відбувається зрив потоку з крила, та швидке, після зриву, зростання аеродинамічного опору. Вплив розміру шорсткості та протяжності шорсткої зони вздовж хорди крила на підйомну силу наведено на рис. 6.3, який називають «графіком Brumby» [47, 53], де c – довжина хорди профілю крила, k – висота шорсткості, x – повздовжня координата, що характеризує шорстку зону. Графік побудовано на основі зібраних експериментальних даних для широкого діапазону типів шорсткості, її розташування, різних аеродинамічних профілів, чисел Рейнольдса і відображає загальні тенденції впливу шорсткості на максимальну підйомну силу аеродинамічного профілю. Причому шорсткість розглядалася двох типів: рівномірна «пісочна» шорсткість або частково, в області передньої кромки, або на всій верхній частині профілю; та шорсткість у вигляді локальних збурювачів (виступаюча стрічка, невеличкий уступ та ін.).

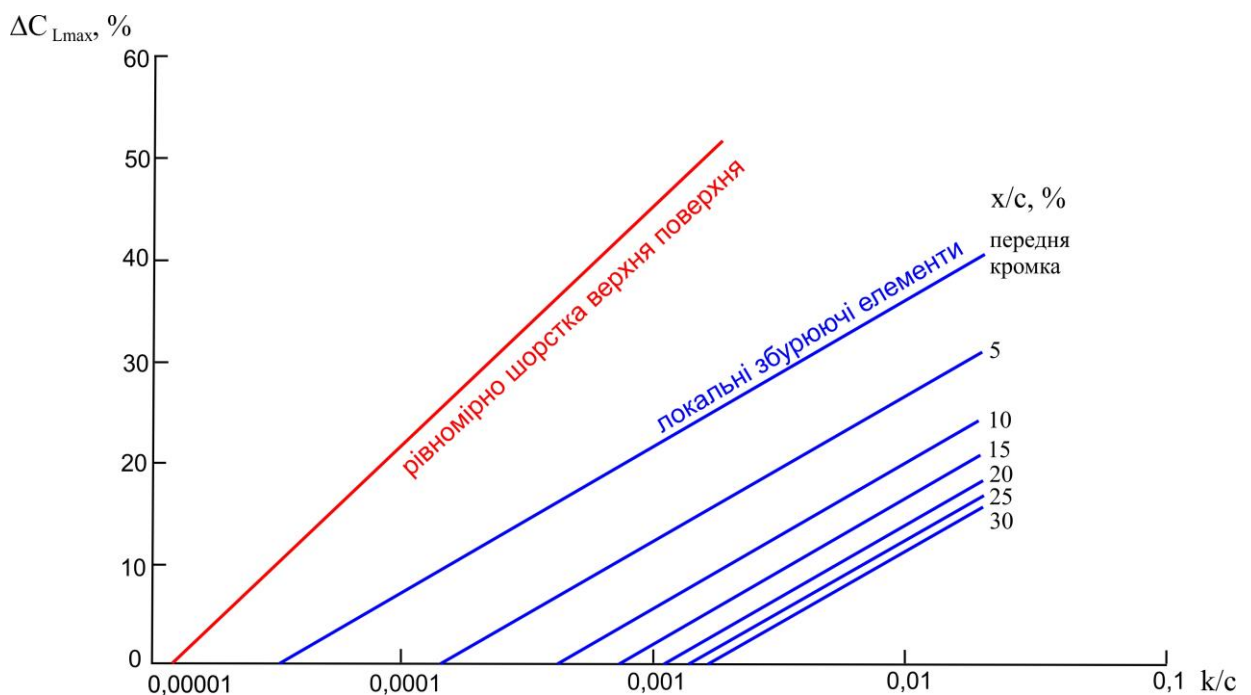


Рис. 6.3 Вплив шорсткості поверхні крила на зменшення максимального значення підйомної сили [53]

З графіку видно, що вплив шорсткості збільшується, коли відстань за напрямом від передньої кромки аеродинамічного профілю до збурювача збільшується, тобто область передньої кромки є найбільш чутливою до впливу шорсткості. Також зазначається [47], що максимальна підйомна сила зменшується на всіх кутах атаки для досить великих значень висоти шорсткості.

З іншого боку, в роботі [192] показано, що чутливість області передньої кромки до зледеніння у вигляді шорсткості насправді більшою мірою залежить від розміру шорсткості та форми профілю крила. Також в роботі [32] стверджується, що шорсткість поверхні генерує найбільший несприятливий вплив на аеродинамічний профіль при її положенні на поверхні в області максимальної швидкості на границі примежового шару (або мінімального тиску), що може бути поясненням того факту, що область передньої кромки є настільки чутливою, а також чому ступінь впливу шорсткості значно залежить від типу аеродинамічного профілю. Підтвердженням цього висновку можна вважати результати досліджень [193], де показано, що аеродинамічний профіль *NACA 23012* з шорсткою поверхнею, який має відносно високі значення швидкості в області передньої кромки, має більший лобовий опір та менше значення максимальної підйомної сили, ніж т. зв. ламінарні профілі, де швидкості в області переднього краю зазвичай нижчі.

Таким чином, шорсткість поверхні, особливо та, що притаманна крижаним наростам, що утворюються на аеродинамічних поверхнях літальних апаратів збільшує лобовий опір та зменшує максимальну підйомну силу. Це є наслідком впливу елементів шорсткості на ламінарно-турбулентний перехід та розділення примежового шару, оскільки шорсткість впливає на величину поверхневої дотичної напруги та опір тиску. Висота шорсткості, розташування та щільність розглядаються як важливі фактори для визначення цього впливу на аеродинамічні характеристики літального апарату. Шорсткість може призводити до раннього відриву потоку з задньої кромки крила, але сама по собі не викликає великих відривних пазирів, як інші види крижаних наростів. У

певному сенсі геометрію наростів криги можна розглядати як комбінацію шорсткості поверхні і «великих» наростів, таких як «роги» або «гребені».

6.2.2 Теплообмін на поверхні зледеніння

Ключовим моментом при розгляді проблеми моделювання зледеніння аеродинамічних поверхонь є питання про вплив шорсткості на процеси теплообміну. Дуже важливо, як можна точніше визначити розподіл коефіцієнта конвективного теплообміну вздовж обтічної шорсткої поверхні, оскільки він надає домінуючий вплив на тепло- і масообмін на поверхні зледеніння і, по суті, визначає форму крижаних наростів, що утворюються [194]. А при проектуванні теплової системи антизледеніння розподіл коефіцієнта конвективної тепловіддачі відіграє ключову роль у визначенні локальних теплових потоків, які необхідно та достатньо підводити до кожного елемента, що захищається.

Коефіцієнт конвективного теплообміну може бути визначений двома основними способами: за допомогою кореляційних співвідношень з розрахунку примежового шару і за відомим температурним полем, вирішуючи рівняння Нав'є-Стокса для зовнішнього повітряно-крапельного потоку.

Кореляційні співвідношення. У деяких випадках, використовуючи критерії подібності, тривимірна задача про зледеніння може бути спрощена до двовимірної, як, наприклад, це зроблено в більшості існуючих класичних методик, що моделюють процеси зледеніння [97, 195]. Такий підхід дозволяє використовувати одномірні інтегральні або напівемпіричні співвідношення для примежового шару і, тим самим, значно спростити і прискорити розрахунок зовнішнього обтікання, визначення коефіцієнтів тертя і тепловіддачі. Крім того, інтегральні співвідношення для примежового шару дуже добре протестовані, скоректовані та верифіковані на дуже великій кількості експериментів, і програмні продукти, розроблені з використанням таких співвідношень, як, наприклад, LEWICE [97], визнаються в процесі сертифікації літальних

апаратів [12]. Також необхідно відзначити, що в умовах недостатності, а іноді і відсутності необхідних експериментальних даних, щодо процесів теплообміну на поверхні зледеніння, результати розрахунків з використанням інтегральних співвідношень, завдяки їх достовірності на деяких простих геометріях обтічного тіла, можуть бути використані для верифікації розроблених методів RANS CFD.

Однак з іншого боку, створені в припущенні нестисливості навігаючого повітряного потоку і з використанням одновимірних наближень, методики, що використовують інтегральні методи, не дозволяють враховувати передісторію потоку, мають обмежене застосування в разі досить великих швидкостей і складних форм крижаних наростів (через наявність локальних трансзвукових зон і значних градієнтів тиску), в задачах в тривимірній постановці. Так само такий підхід не дає можливість визначати аеродинамічні характеристики профілів з наявністю шорсткуватих крижаних наростів.

Рівняння Нав'є-Стокса. При розробці, хоча і більш складних і громіздких, однак більш досконалих методик чисельного рішення задачі зледеніння на підставі усереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є-Стокса необхідна модель, яка б враховувала шорсткість обтічної поверхні і дозволяла обчислювати теплові потоки в області крижаних утворень. Основними проблемами тут є, з одного боку, відсутність універсальної моделі турбулентності, яка б також враховувала ламінарно-турбулентний перехід в примежовому шарі, з іншого боку, відсутність достатньої кількості експериментальних даних про розподіл місцевих коефіцієнтів тертя і чисел Стентона для різних геометрій і умов, в тому числі отриманих з урахуванням взаємодії крапель, що влітають, з обтічною поверхнею: деформацією, розбризкуванням, «вихлюпуванням», «перестрибуванням» [181].

В рамках розробленої методики усереднена місцева температура аеродинамічної поверхні зледеніння визначається з рішення масового і теплового балансів для даного контрольного об'єму. Так, в області, яка характеризується вологим режимом зледеніння (на обтічній поверхні буде

присутня незамерзла вода) усереднена температура розглянутого елемента поверхні буде близька до температури фазового переходу. В області «сухого» режиму зледеніння (на обтічній поверхні присутня тільки крига) усереднена температура елемента поверхні буде нижче температури фазового переходу, але вище температури набігаючого потоку (за рахунок виділення в розглянутому контрольному об'ємі теплоти фазового переходу, що вивільняється), або, якщо волога на цю ділянку обтічної поверхні, вкритою кригою, більше не випадає – нижче температури набігаючого потоку (за рахунок охолодження внаслідок сублімації криги).

Беручи гіпотезу суцільності середовища будемо вважати справедливими умови «прилипання» на стінці. Тобто будемо вважати, що безпосередньо біля самої поверхні обтічного тіла є тонкий шар нерухомого газу, і в примежовому шарі можна виділити в'язкий динамічний підшар, а також тепловий підшар, що характеризується ламінарною течією і переважанням переносу теплоти теплопровідністю над турбулентним переносом. Таким чином, будемо вважати, що при описі зміни температури вздовж нормалі до стінки в межах товщини теплового підшару справедлива лінійна залежність [196]. Тоді, вирішуючи проблему чисельного моделювання процесу зледеніння аеродинамічних поверхонь, конвективний тепловий потік може бути визначений за відомим температурним полем поблизу поверхні при її заданій температурі. При цьому температура стінки і тепловий потік в процесі розрахунку визначається з умови рівності на межі розподілу «обтічна поверхня – потік, що набігає» температур і теплових потоків (граничні умови четвертого роду).

За допомогою розробленого програмно-методичного забезпечення, що враховує шорсткість поверхні, були проведені дослідження процесу зледеніння аеродинамічних поверхонь. Результати розрахунків представлені на прикладі обтікання профілю крила *NACA 0012* з довжиною хорди $L = 0,3$ м під нульовим кутом атаки повітряно-крапельним потоком, який має швидкість $V_\infty = 129,46$ м/с, температуру $T_\infty = -12,6$ °С, тиск $p_\infty = 9,075 \times 10^4$ Па (що відповідає безрозмірним параметрам $Re = 2,86 \times 10^6$, $M = 0,4$). Розрахунки були

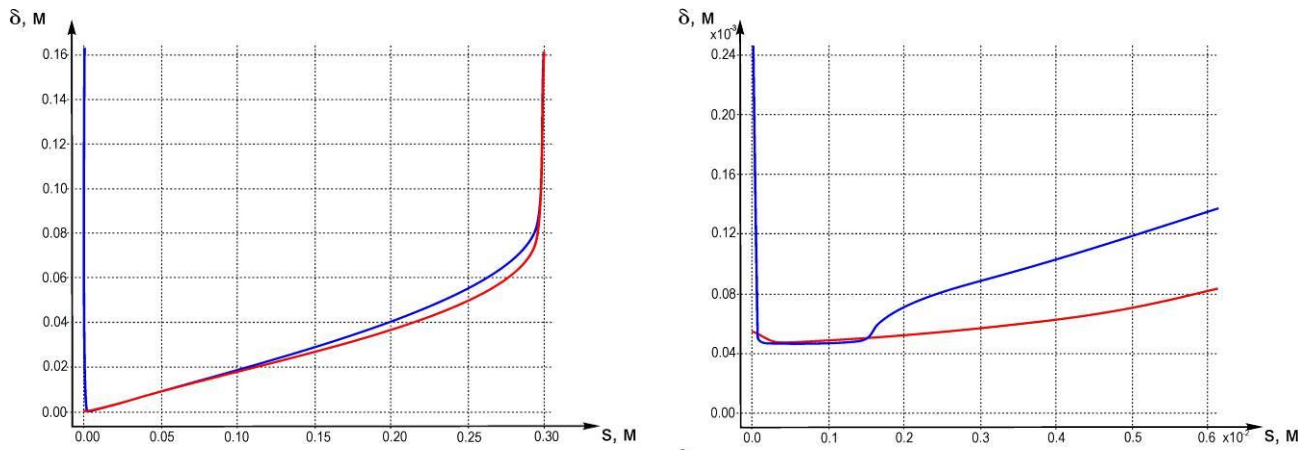
виконані для «гладкого» і «шорсткого» профілю, що має значення висот еквівалентної «пісочної» шорсткості $k_s = 0,00020$ і $0,00035$ м. Врахування шорсткості стінки призводить до значного збільшення товщини примежового шару (рис. 6.1) і збільшення ступеня його турбулентності (рис. 6.2).

Порівняння результатів розрахунків, отриманих за допомогою інтегральних одновимірних співвідношень (які, зокрема, використовуються в програмному коді LEWICE [97]) і за допомогою розробленої методики з використанням аналогії Рейнольдса наведено на рис. 6.1. Праворуч докладніше показано область ламінарно-турбулентного переходу: видно, що розроблена методика дає поступове збільшення товщини примежового шару без характерного для інтегрального підходу стрибка, при цьому результати добре узгоджуються (з відхиленням не більше 5%) в турбулентній області шару для «гладкої» поверхні (рис. 6.1 а). Однак необхідно відзначити, що, на відміну від розробленої методики, в інтегральні співвідношення не входить величина, що враховує шорсткість, і в цьому випадку (рис. 6.1 б, в) результати відрізняються.

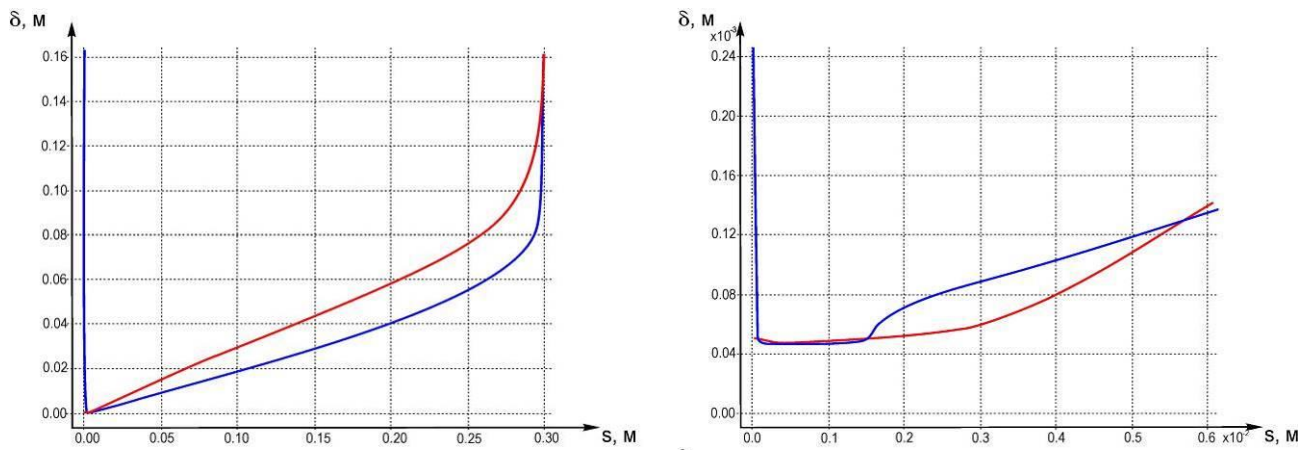
На рис. 6.2, 6.3 наведено розподіли значень ламінарної і турбулентної в'язкості навколо обтічної поверхні профілю *NACA 0012*, а також вздовж нормалі до обтічної поверхні для гладкої і шорсткої стінок в декількох положеннях вздовж обтічної поверхні. Показано, що значення турбулентної в'язкості на межі нульове, величина в'язкості в області примежового шару значно більше, ніж у випадку гладкої поверхні і товщина самого примежового шару більше.

На рис. 6.4 представлено розподіл температури повітряного потоку вздовж нормалі n до обтічної поверхні в точці гальмування і на деякій відстані від точки гальмування. Необхідно відзначити, що для отримання коректних результатів розрахунків, сітка повинна бути побудована таким чином, щоб в область в'язкого підшару, що характеризується лінійним розподілом швидкості і температури, потрапляла достатня кількість розрахункових точок; на практиці ця вимога може бути реалізована виконанням нерівності для нормованої відстані до стінки $y^+ < 0.4$. У представлених результатах видно, що принаймні

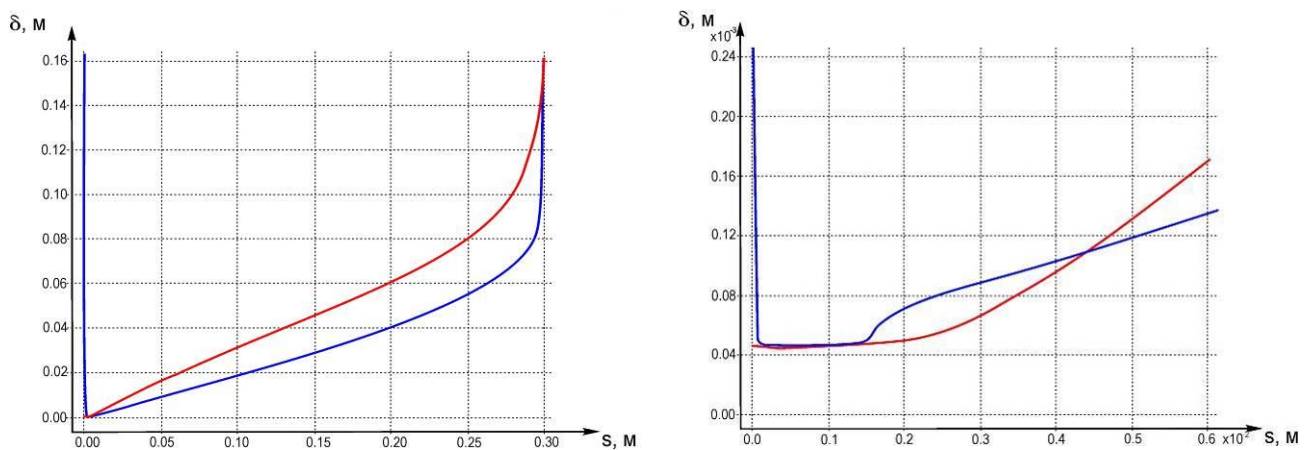
порядку десяти точок в області стінки задають лінійну залежність (рис. 6.4), що забезпечує отримання значень теплових потоків з достатньо високою точністю.



а) $k_s = 0.00000 \text{ м}$



б) $k_s = 0.00020 \text{ м}$



в) $k_s = 0.00035 \text{ м}$

— інтегральний метод, — з використанням аналогії Рейнольдса

Рис. 6.1 Вплив шорсткості поверхні на товщину прилежового шару

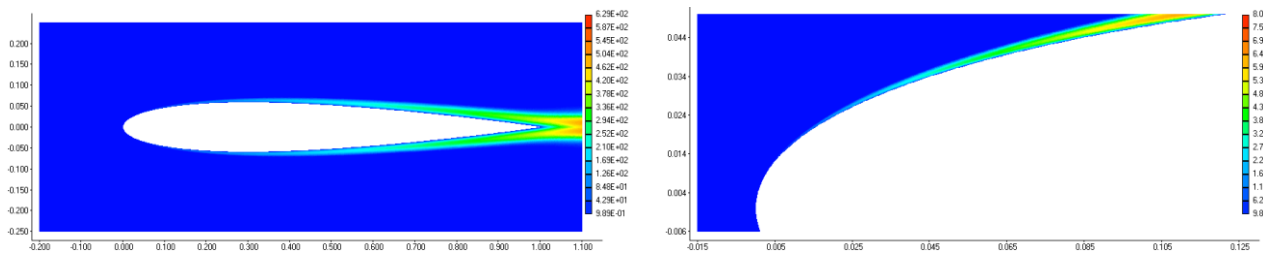


Рис. 6.2 Розподіл в'язкості навколо обтічної поверхні профілю *NACA 0012*

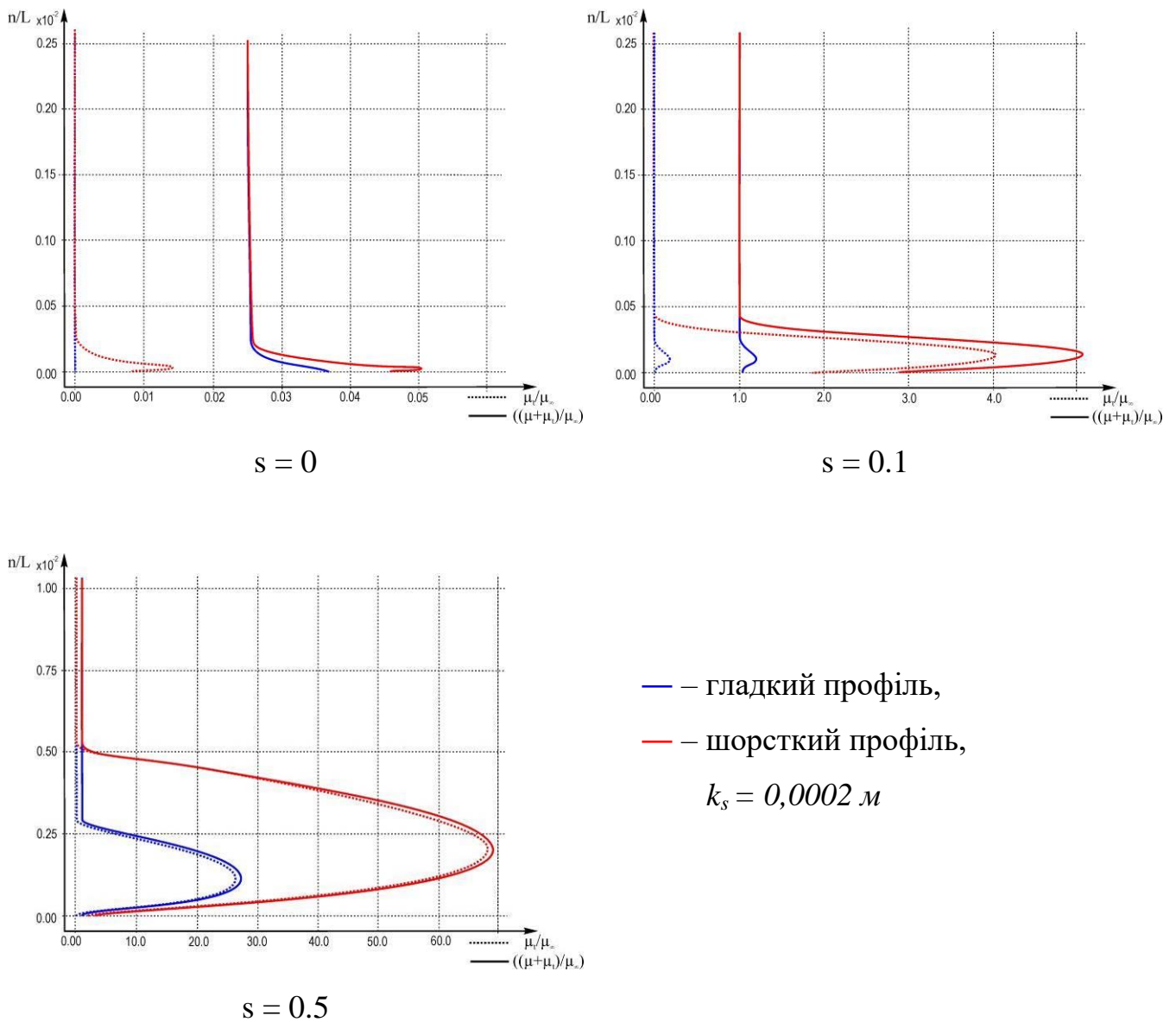


Рис. 6.3 Розподіл в'язкості вздовж нормалі до поверхні профілю *NACA 0012* у точці з поверхневою координатою s

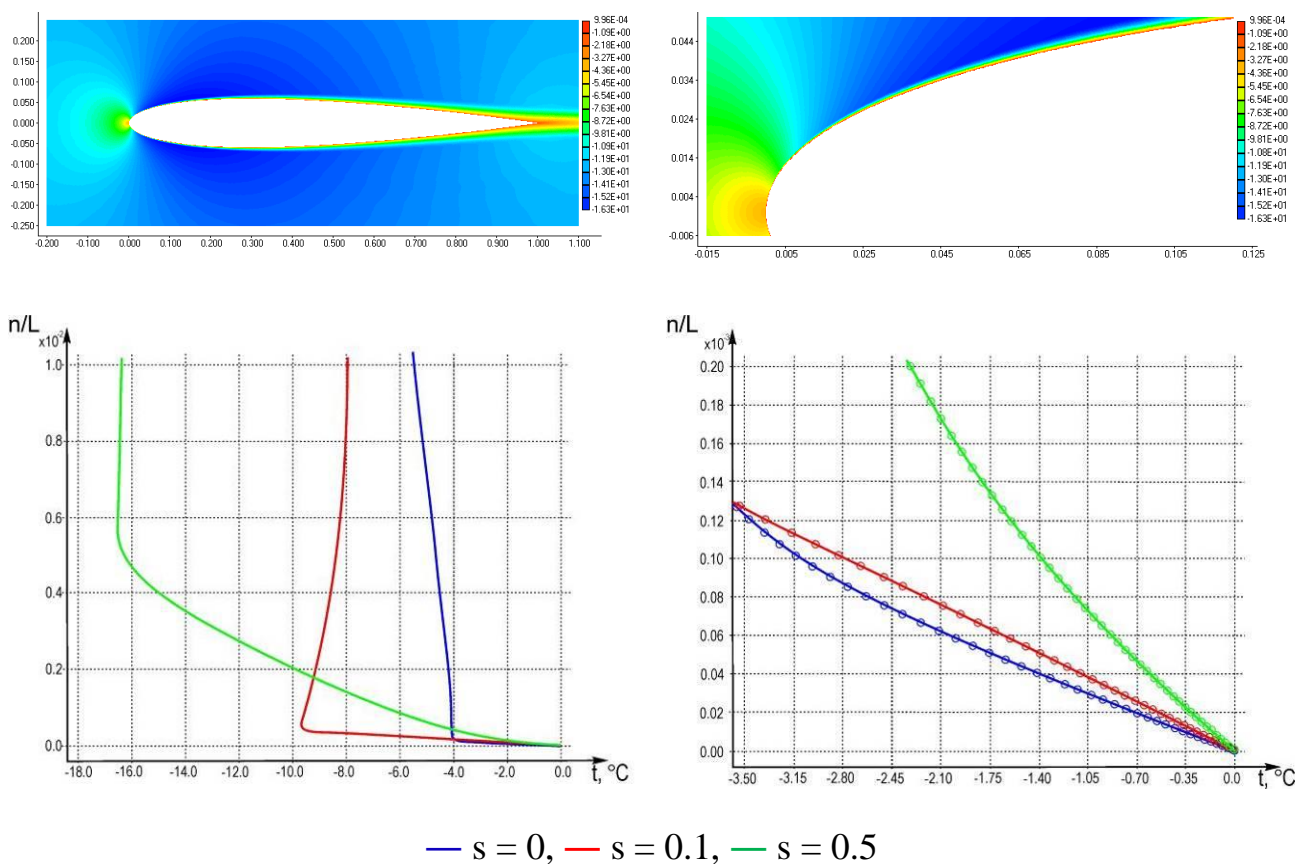
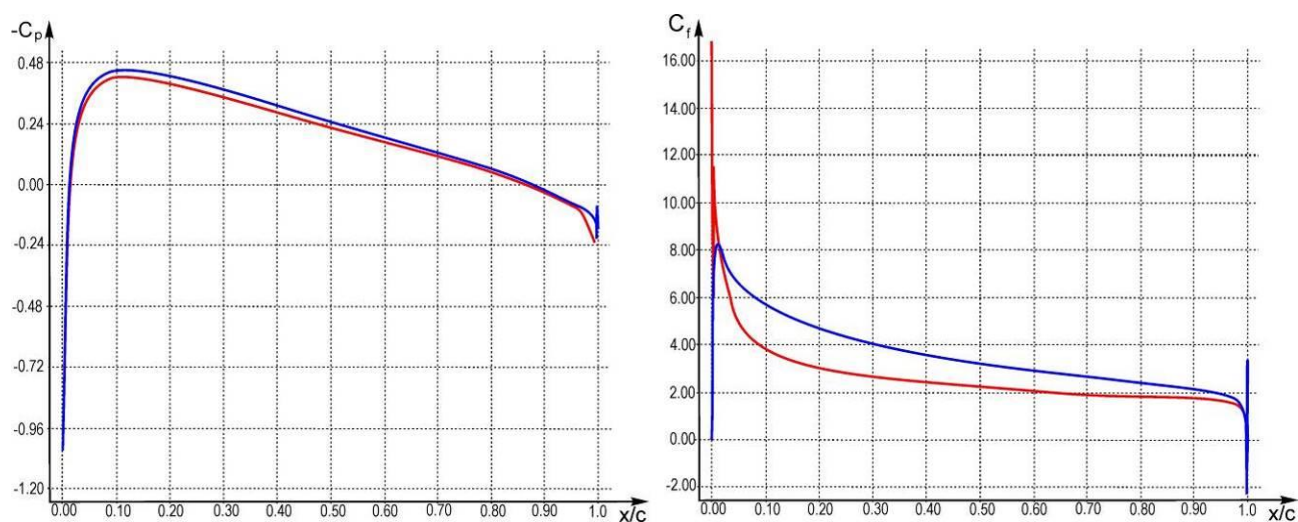


Рис. 6.4 Розподіл температури навколо шорсткої поверхні профілю *NACA 0012*,
 $k_s = 0,0002 \text{ м}$

Також виконано порівняння отриманих результатів розрахунків з результатами інтегрального рішення, яке, в свою чергу, було отримано в рамках обґрунтованих меж застосування і відповідно до експериментальних даних. Так, порівняння розподілу коефіцієнтів тиску C_p і тертя C_f вздовж поверхні профілю *NACA 0012* з шорсткістю $k_s = 0,0002 \text{ м}$, розрахованих за інтегральними співвідношеннями і за допомогою розробленої методики наведено на рис. 6.5. Спостерігається добре узгодження розподілу коефіцієнтів тиску C_p (із розходженням до $\sim 2\%$, за винятком задньої кромки), але при цьому – відмінність у розподілі значень коефіцієнтів тертя C_f : суттєва розбіжність в області точки гальмування і передбачуваного ламінарно-турбулентного переходу (оскільки інтегральні співвідношення отримані в наближенні плоскої пластини) і в цілому більш високі значення уздовж решти поверхні профілю.



— — інтегральне співвідношення, — — методика, що розроблена

Рис. 6.5 Розподіл коефіцієнтів тиску та тертя уздовж поверхні профілю *NACA 0012* з шорсткістю поверхні $k_s = 0,0002$ м

Розподіл коефіцієнта конвективного теплообміну вздовж поверхні зледеніння профілю *NACA 0012*, розрахованого за допомогою розробленої методики, для гладкої стінки і з шорсткістю $k_s = 0,00020$ і $k_s = 0,00035$ м наведено на рис. 6.6. Показано, що у випадку «гладкої» поверхні, коефіцієнт конвективного теплообміну є максимальним в області точки гальмування і зменшується в міру віддалення вздовж хорди крила.

Для шорсткої стінки з висотою нерівностей $k_s = 0,00020$ м наведено порівняння з результатами, отриманими за допомогою інтегральних співвідношень.

Спостерігається добра відповідність розрахованої за інтегральними співвідношеннями довжини ламінарної ділянки примежового шару, на якому коефіцієнт конвективного теплообміну дещо зменшується в міру віддалення від точки гальмування, і за результатами розробленої методики протяжності області, де турбулентна в'язкість виявляється незначною у порівнянні з ламінарною і, відповідно, коефіцієнт конвективного теплообміну залишається практично постійним. Потім за результатами обох методик відбувається різке збільшення значень коефіцієнта конвективного теплообміну до значень

$\sim 1200 \text{ Вт/м}^2/\text{К}$, внаслідок збільшення ступеня турбулентності примежового шару і далі поступове зменшення значень в міру зростання товщини примежового шару. При цьому в цілому обидві методики дають схожий розподіл коефіцієнта конвективного теплообміну вздовж обтічної поверхні профілю. При збільшенні висоти шорсткості до значення $k_s = 0,00035 \text{ м}$ характер залежності не змінюється, максимальне значення коефіцієнта конвективного теплообміну становить $\sim 1500 \text{ Вт/м}^2/\text{К}$.

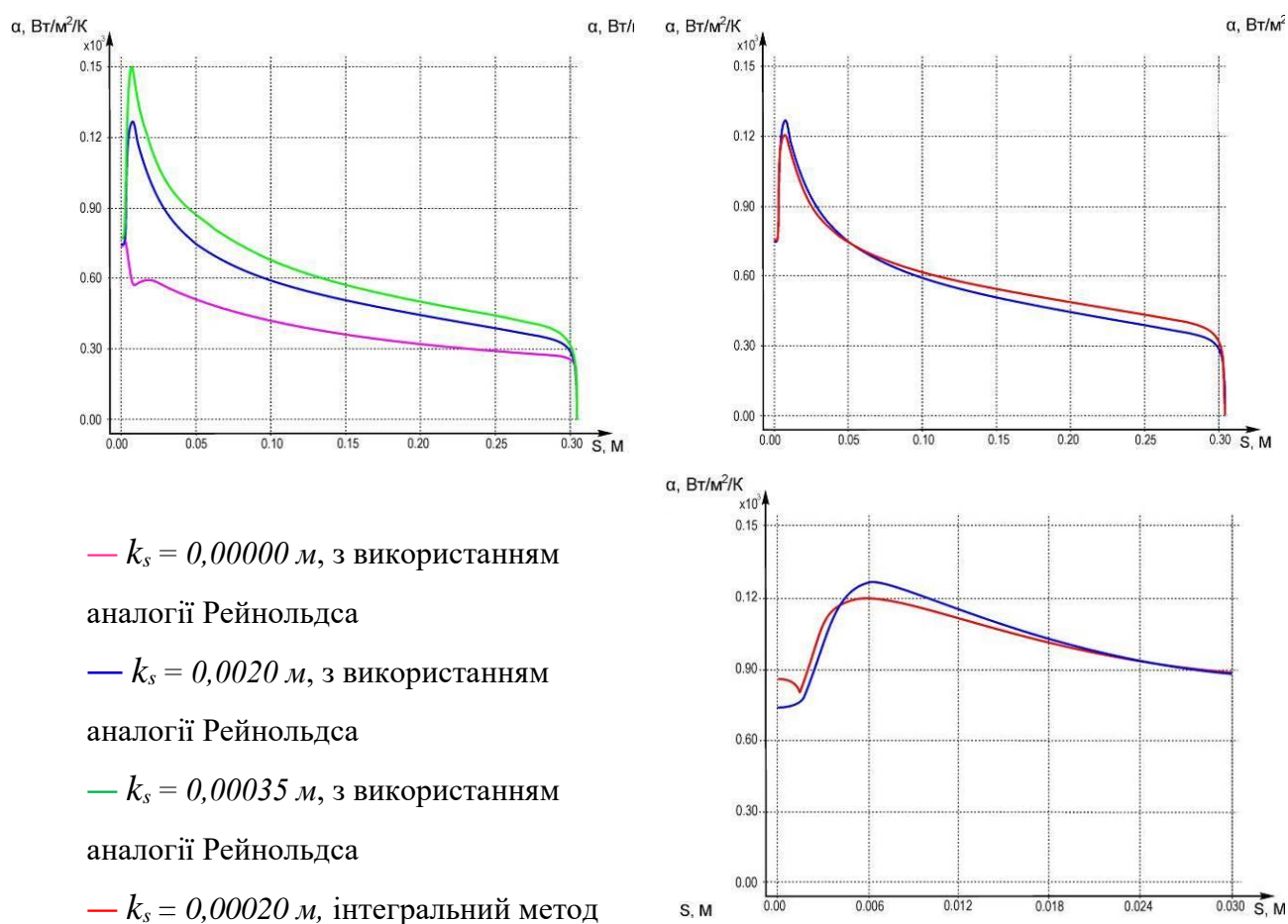


Рис. 6.6 Розподіл коефіцієнта конвективного теплообміну вздовж шорсткої поверхні зледеніння профілю *NACA 0012*, $LWC = 0,5 \text{ г/м}^3$, $MVD = 20 \text{ мкм}$

6.2.3 Вплив шорсткості поверхні на структуру течії

За допомогою розробленого програмно-методичного забезпечення з використанням, описаної в п. 4.3.3 модифікації моделі турбулентності *Spalart–Allmaras* на випадок шорсткуватих поверхонь, були проведені чисельні дослідження впливу шорсткості поверхні на структуру течії і аеродинамічні характеристики профілю.

На рис. 6.7 представлено ізомахи, лінії току і розподіл ефективної в'язкості навколо поверхні профілю крила *NACA 0012*, обтічного під кутом атаки 14° для різних значень еквівалентної пісочної шорсткості поверхні. Параметри розрахунків були прийняті наступні: довжина хорди крила $L = 0,2$ м, швидкість потоку $V_\infty = 53,6$ м/с, температура $T_\infty = -10$ °С, тиск $p_\infty = 9,982 \times 10^4$ Па. Так, при $k_s = 0,00010$ м в області задньої кромки утворюється відносно невелика зона відриву при збереженні загальної структури течії в порівнянні з «гладким» випадком. Із зростанням висоти шорсткості поверхні розмір протяжність зони відриву зростають і при значеннях $k_s = 0,00030 \dots 0,00050$ м зона відриву покриває вже практично всю верхню поверхню профілю.

6.2.4 Аеродинамічні характеристики шорсткого профілю

Результати розрахунків аеродинамічних характеристик представлено на прикладі обтікання профілю крила *NACA 0012* з довжиною хорди $L = 0,2$ м в умовах, що відповідають числам $Re = 0,67 \times 10^6$ і $M = 0,154$. Розрахунки було виконано для «гладкого» і «шорсткого» профілю, який мав 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. 6.8 та 6.9 представлено розподіл коефіцієнтів тиску та тертя вздовж обтічної поверхні та проілюстровано вплив шорсткості: значно змінюється коефіцієнт тиску в області передньої кромки крила (при

$k_s = 0,00050$ м майже в два рази), та коефіцієнт тертя вздовж всієї поверхні (але більшою мірою в передній частині профілю).

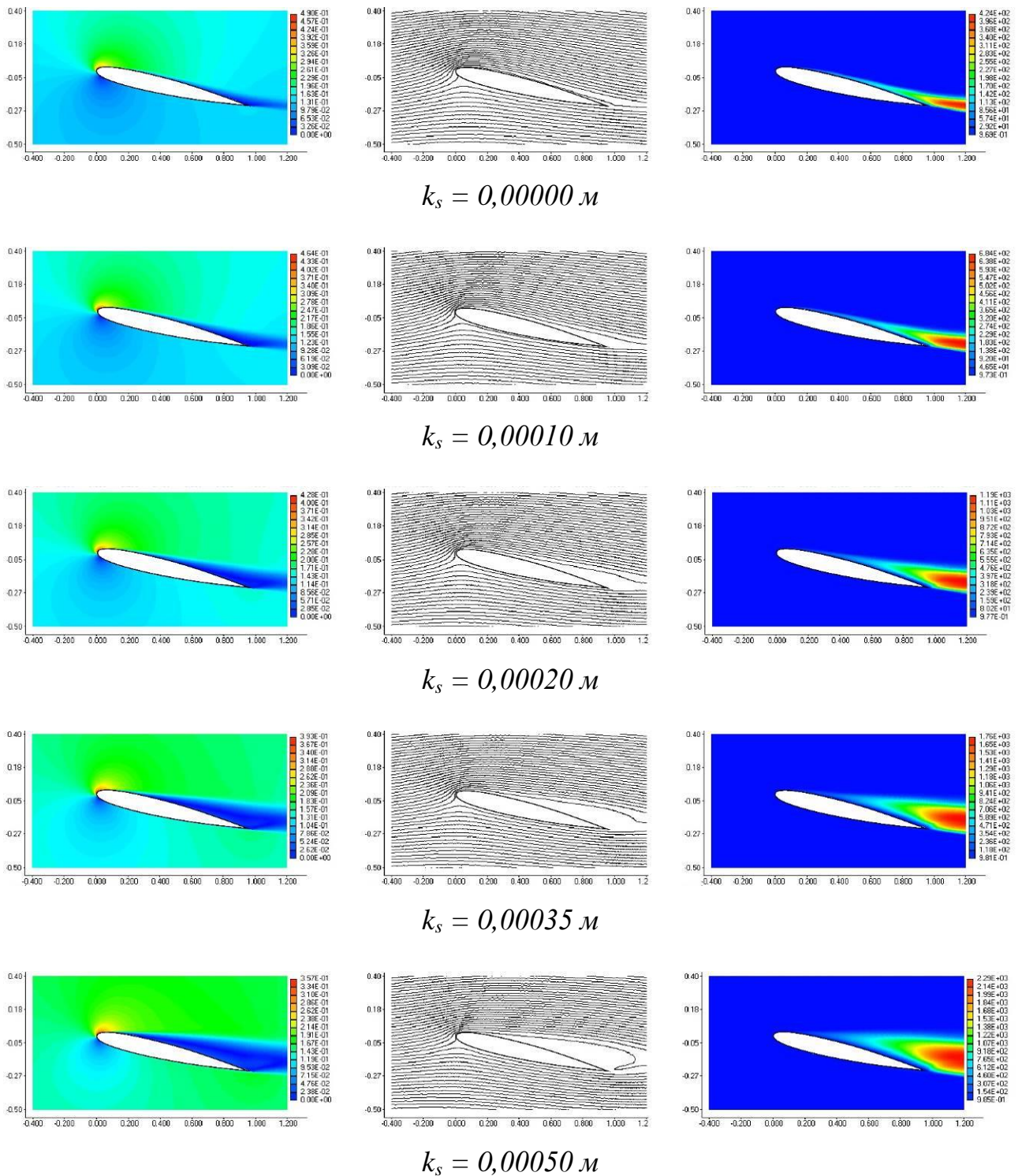
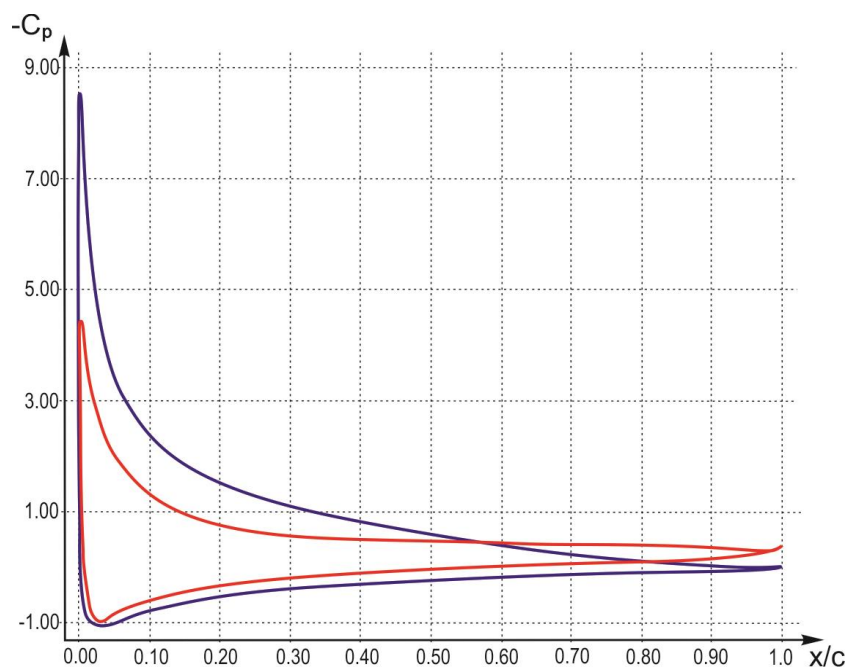
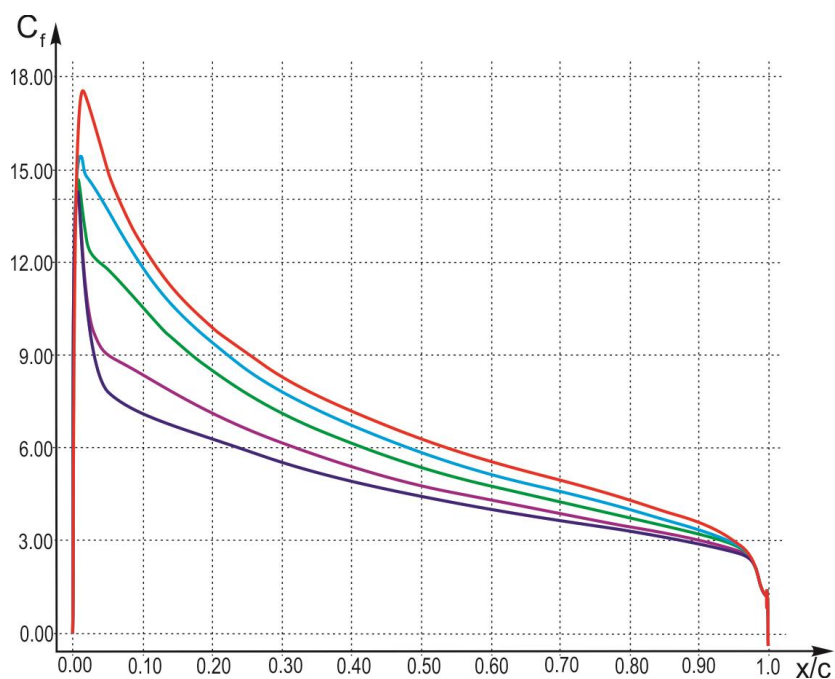


Рис. 6.7 Вплив шорсткості поверхні на картину течії: ізомахи, миттєві лінії току, ефективна в'язкість



— «гладкий» профіль, — «шорсткий» профіль ($k_s = 0,00050$ м)

Рис. 6.8 Розподіл коефіцієнту тиску вздовж поверхні профілю крила *NACA 0012*, обтічного під кутом атаки 14°

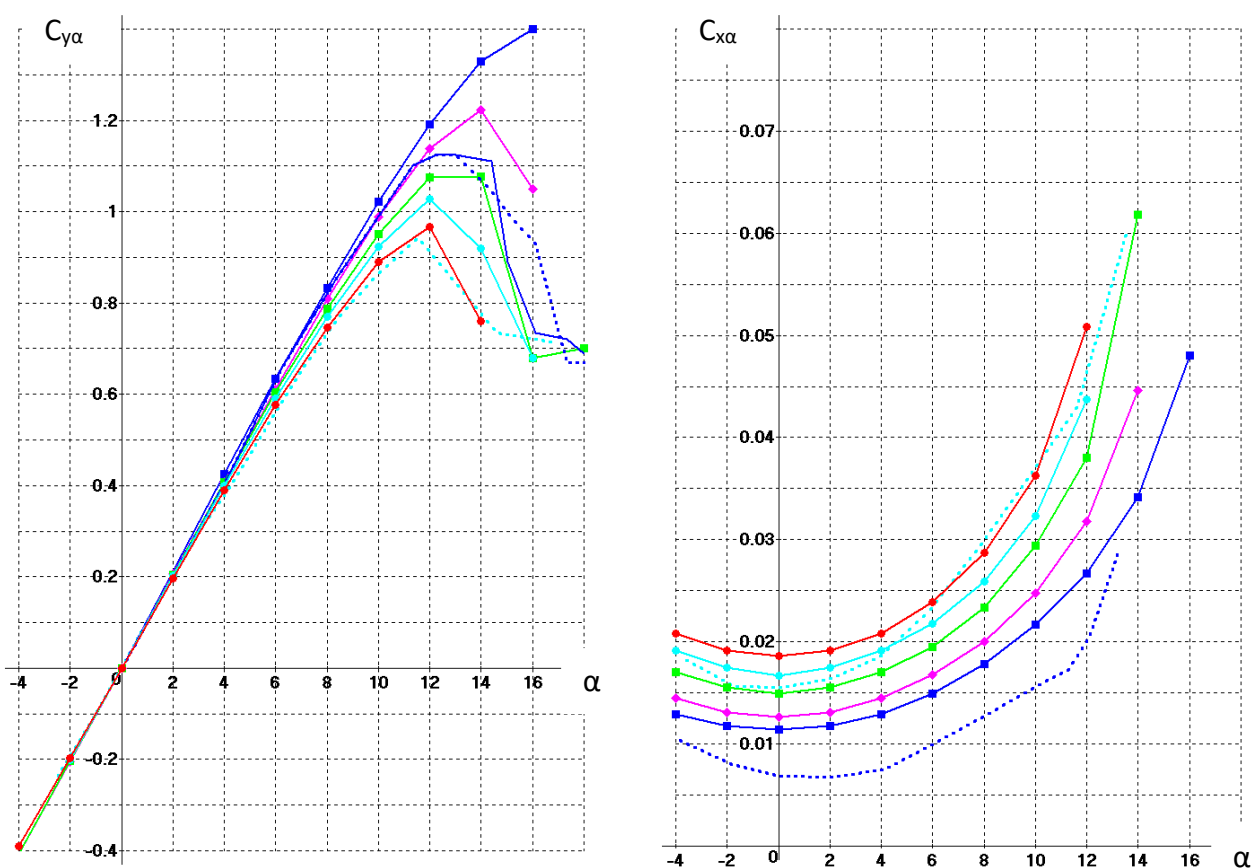


— «гладкий» профіль, «шорсткий» профіль: — $k_s = 0,00010$ м, — $k_s = 0,00020$ м, — $k_s = 0,00035$ м, — $k_s = 0,00050$ м

Рис. 6.9 Вплив шорсткості на розподіл коефіцієнту тертя вздовж поверхні профілю крила *NACA 0012* (кут атаки 0°)

На рис. 6.10 наведено залежності коефіцієнтів підйомної сили C_{ya} і лобового опору C_{xa} від кута атаки α . Також проведено порівняння з результатами експериментальних досліджень для чистого ($Re = 0,86 \times 10^6$, [197]) і шорсткого профілю ($k_s = 0,00030$ м, $Re = 0,67 \times 10^6$ [198]).

Із отриманих результатів видно, що в разі «гладкого» профілю розрахункове максимальне значення коефіцієнта підйомної сили $C_{ya \max}$ виявляється на $\sim 0,18$ вище і зрив потоку з крила відбувається на $\sim 2^\circ$ пізніше в порівнянні з експериментальними даними [197].



Розрахункові дані ($Re = 0,67 \times 10^6$, $M = 0,154$): —■— «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 ($Re = 0,86 \times 10^6$ [197]),

- - - «шорсткий» профіль ($k_s = 0,00030$ м, $Re = 0,67 \times 10^6$ [198])

Рис. 6.10 Вплив шорсткості поверхні на аеродинамічні характеристики профілю *NACA 0012*

Розрахунковий коефіцієнт лобового опору також виявляється завищеним до двох разів. Що, в цілому, відповідає тенденції, яка була виявлена під час тестування методики (п. 5.2).

Розрахункові і експериментальні результати для шорсткого профілю (для значення $k_s = 0,00030$ м) досить добре узгоджуються (відхилення кута зриву потоку з крила складає менше 1° , а коефіцієнтів підйомної сили і лобового опору – 10%). Що, також, в цілому збігається з експериментальними оцінками, наведеними на рис. 6.2, 6.3. Такий результат може бути пояснений тим фактом, що класична модель турбулентності *Spalart–Allmaras* розроблена без урахування ламінарно-турбулентного переходу в примежовому шарі, тобто передбачає межовий шар турбулентним по всій довжині профілю. Тому, в разі «гладкого» профілю при числах Маха $\sim 0,1 \dots 0,2$ (коли турбулентна в'язкість є відносно невеликою) $C_{xa\ max}$ буде вище експериментальних значень і зрив потоку з крила відбувається пізніше. Коефіцієнт лобового опору при цьому виявляється значно вищим. При наявності досить великих шорсткостей на поверхні профілю (відповідних нерівностям при зледенінні) в реальних течіях точка ламінарно-турбулентного переходу зміщується ближче до передньої кромки, і в цьому випадку модель *Spalart–Allmaras*, передбачає примежовий шар турбулентним по всій довжині профілю, який в більшій мірі відповідає картині реальної течії і, як наслідок, результати розрахунків добре узгоджуються з експериментальними даними.

Також необхідно зазначити, що коефіцієнт підйомної сили зі збільшенням розміру шорсткості зменшується для всіх значень кутів атаки, де зрив потоку з крила ще не відбувся.

Таким чином, можна зробити висновок про те, що розроблене програмно-методичне забезпечення дозволяє відтворити основні фізичні особливості обтікання профілів із шорсткістю, яка характерна поверхням зледеніння. Показано, що шорсткість поверхні впливає на процеси розвитку примежового шару, структуру течії і, як наслідок, на аеродинамічні характеристики профілю. При цьому, шорсткість безпосередньо призводить до збільшення поверхневого

тертя, ініціює більш ранній ламінарно-турбулентний перехід примежового шару, сприяє збільшенню його товщини і, відповідно, більш раннього зриву потоку з крила. Цей вплив проявляється головним чином у вигляді зміни розподілу тиску, збільшення лобового опору, зменшення кута зриву потоку і, в меншій мірі, зменшення підйомної сили. З точки зору впливу на структуру течії, шорсткість може привести до раннього відриву потоку на задній кромці крила, але сама по собі не викликає великих відривних пузирів, як ті, що виникають у випадках рогоподібних наростів криги і наростів «бар'єрної» криги. При цьому ступінь впливу шорсткості залежить від висоти нерівностей, щільності їх розташування і форми самих нерівностей.

Необхідно зазначити, що у разі утворення великих рогоподібних наростів питання впливу шорсткості поверхні на аеродинамічні характеристики не настільки актуальне, оскільки, відрив потоку відбувається, як правило, в одній точці на вершині «рогу» і положення цієї точки несуттєво залежить від шорсткості поверхні.

6.3 «Бар'єрна» крига

Особливо небезпечним, з точки зору імовірності виникнення зледеніння, інтенсивності процесу наростання криги, і впливу криги на літак слід вважати політ в умовах замерзаючої мжички і замерзаючого дощу (тобто при наявності в атмосфері великих переохолоджених крапель діаметром *50-500 мкм*, умови регламентуються Додатком О Норм льотної придатності Федерального управління цивільної авіації США, частиною 25 і Сертифікаційних специфікацій (SC-25) Європейського агентства з безпеки польотів), оскільки 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 за

зоною, що захищається, на поверхнях літака утворюються нарости криги у вигляді валика або окремих запливів, так звана «бар'ерна» крига.

Необхідно зазначити, що «бар'ерна» крига також може утворюватися при роботі теплової системи захисту від зледеніння неповного випаровування, коли волога стікає по поверхні крила і замерзає, потрапляючи на холодні ділянки поверхні поза зоною, що захищається.

Оскільки нещасні випадки при наявності великих переохолоджених крапель відбуваються навіть при активній системі протизледеніння, розуміння механізму впливу «бар'ерної» криги на аеродинамічні характеристики і керованість літальних апаратів є надзвичайно важливим для забезпечення безпеки польотів. З причини складності відтворення умов переохолодженого дощу і небезпеки при проведенні натурних випробувань, а також об'єктивних обмежень і високу вартість наземних експериментів, в сучасних умовах чисельне моделювання стає ефективним інструментом при вивченні умов зледеніння в умовах замерзаючої мжички і замерзаючого дощу.

6.3.1 Відомі експериментальні та теоретичні дослідження впливу «бар'ерної» криги на зовнішній потік

Нарости «бар'ерної» криги можуть з'являтися на обтічних поверхнях літальних апаратів при роботі теплових систем антизледеніння в режимі неповного випаровування (в загальному випадку, можуть виникати для всіх діапазонів розмірів крапель), а також, теплових та механічних систем протизледеніння при польоті в умовах великих переохолоджених крапель. Як правило, ці гребенеподібні нарости «бар'ерної» криги формуються нижче за ділянками аеродинамічних поверхонь, які захищаються системами проти- та антизледеніння. «Бар'ерна» крига утворюється, коли вода стікає за потоком по ділянці поверхні крила, що нагріта, і замерзає нижче за течією на холодній поверхні. Через механізм утворення гребенеподібні нарости можуть мати різну

форму та бути неоднорідними за розмахом крила, що робить їх вплив на аеродинаміку потоку відмінним від впливу великих рогоподібних наростів та форму і, відповідно, структуру більш тривимірними. При цьому крижаний гребінець може мати навіть більш сильні аеродинамічні ефекти, ніж нарости рогоподібної форми. Гребінь «бар'єрної» криги, як правило, розташований нижче за течією, ніж рогоподібні нарости, нарости, що мають обтічну форму або нарости у вигляді шорсткості. Ця відстань дозволяє розвиватися примежовому шарові, досягати перехідного режиму або перехідний режим може бути ініційований шорсткістю поверхні перед крижаним гребенем. Таким чином, на відміну від структури потоку при обтіканні рогоподібного наросту, яка має багато спільних ознак з класичним потоком за зворотнім уступом, структура потоку при обтіканні гребеня «бар'єрної» криги має характеристики течії при обтіканні перешкоди потоку [25].

В роботах [68,69] описані експериментальні дослідження, проведені в аеродинамічній трубі в умовах, що відповідають умовам зледеніння при наявності великих переохолоджених крапель на крилі, обладнаному пневматичною системою протизледеніння, та в яких утворювалися нарости «бар'єрної» криги. Відмічається, що характерною особливістю форми крижаних утворень є відносно «чиста» поверхня передньої кромки крила до наросту та нерівномірність форми наросту за розмахом крила.

Вплив наростів «бар'єрної» криги на аеродинамічні характеристики профілю крила було вивчено в експериментальних роботах [70,71,83,199]. В цих роботах в якості спрощеної форми, імітуючої крижані гребенці, було обрано чвертькруг з прямим, по відношенню до напрямку набігаючого потоку, уступом, а розміри і положення визначалися за попередніми результатами експериментальних досліджень, проведених в аеродинамічній трубі в умовах зледеніння. Перед чвертькруглим елементом на поверхні було встановлено турбулізатор, який мав ініціювати ламінарно-турбулентний перехід примежового шару, відтворюючи особливості течії при наявності остаточної

криги, характерної для пневматичних систем протизледеніння. Досліджена структура течії схематично представлена на рис. 6.11. Показано, що в т. А відбувається первинне відділення примежового шару. Далі, нижче за течією, рециркуляція основного потоку, що виникає перед елементом, імітуючим крижаний нарост, обумовлює вторинне відділення зворотного потоку в т. Б. Потім, за крижаним наростом, виникає відривний пазир, за яким течія повторно приєднується до обтічної поверхні в т. В [200]. Також наголошується, що досліджуване поле потоку має нестационарні характеристики, а наведені границі рециркуляційних зон представляють собою усереднений за часом вигляд. Таким чином, нестійкість у часі призводить до утворення зони повторного приєднання, яка охоплює значну довжину хорди, коли відривний пазир має значні розміри.

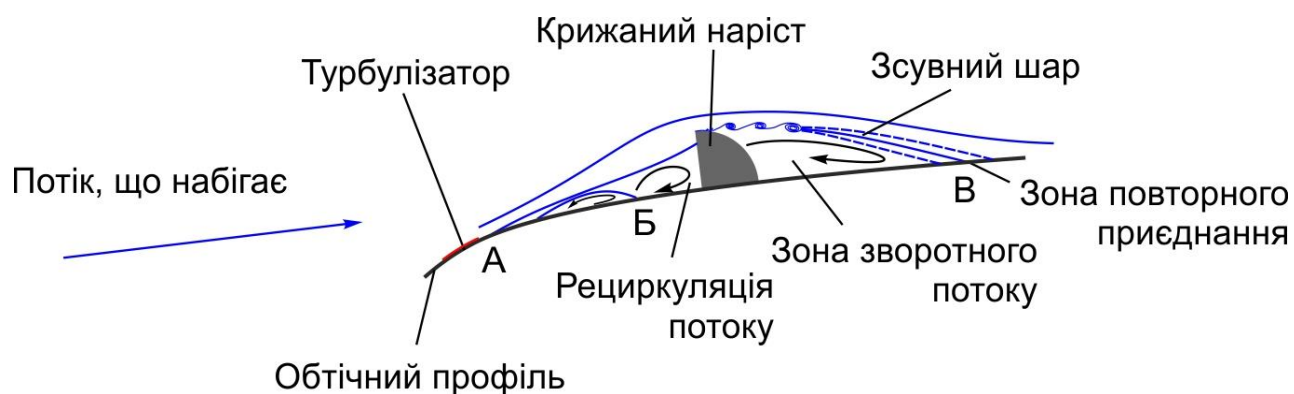


Рис. 6.11 Схематичне зображення поля течії навколо елемента, що імітує нарост «бар'єрної» криги у вигляді чвертькруга [200]

Експериментальні дані про стан примежового шару вздовж обтічної поверхні профілю *NACA 23012M* в залежності від кута атаки, які були отримані методом саже-масляної візуалізації потоку, показані на рис. 6.12 [200].

Зі збільшенням кута атаки зона повторного приєднання відривного пазиря переміщується нижче за течією, наближаючись до задньої кромки. Для кутів

атаки, що перевищують 3° , зона приєднання охоплює 15-20% хорди аеродинамічного профілю.

На рис. 6.13 наведено результати отриманих за допомогою методу вимірювання полів швидкості по зображеннях суспендованих в рідині частинок [201]. З цих результатів видно, що примежовий шар відділяється від елемента, що імітує крижаний наріст, генеруючи тонкий зсувний шар. Цей шар розвивається, його товщина зростає по мірі руху вниз за течією, і, на відстані близько п'яти висот перешкод нижче за потоком, стає важко розрізнити напрямок руху течії всередині відривної зони.

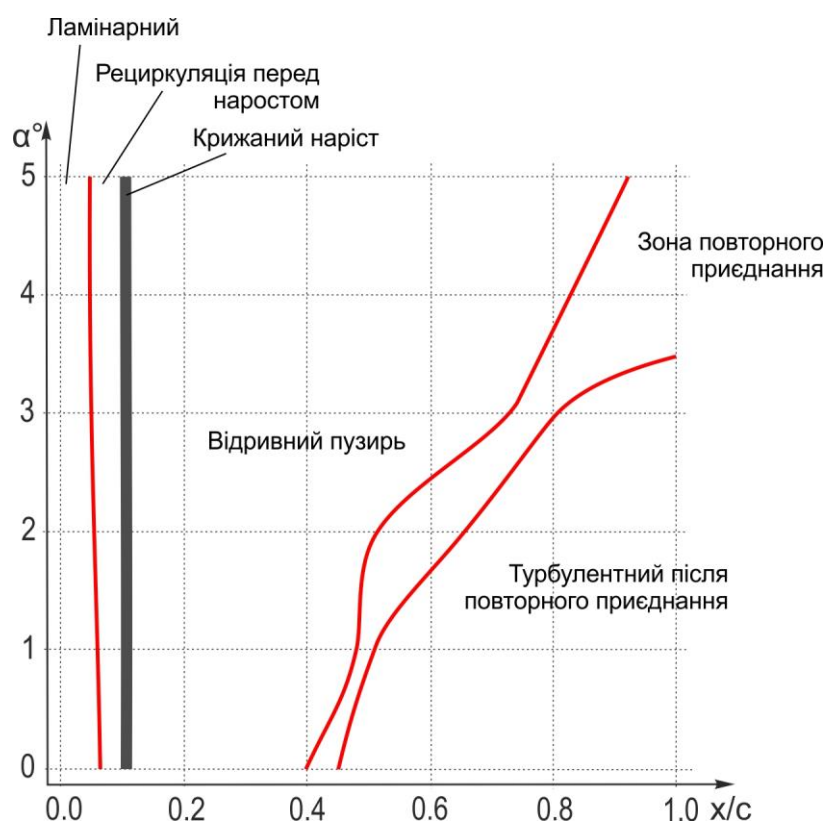


Рис. 6.12 Схематичне розташування зон примежового шару вздовж хорди в залежності від кута атаки для профілю *NACA 23012M*, елемент, що імітує наріст «бар'єрної» криги у вигляді чвертькруга розміром $k/c = 0.0139$ розташований на відстані $x/c = 0.10$, $Re = 1,8 \times 10^6$, $M = 0,18$ [200].

У зсувному шарі візуально помітні різні вихори, які збільшуються по мірі його розвитку. Нестабільність цього процесу призводить до взаємодії та з'єднання окремих вихорів, зростання товщини зсувного шару шляхом захоплення додаткової рідини із зовнішнього потоку. Структура цього зсувного шару з вихорами, що розвиваються, є аналогічною для відомих розділених потоків у зворотному напрямку, які утворюються при обтіканні зворотних уступів, плоских пластин, перешкод та інших геометрій, що генерують великі відривні області [25, 201].

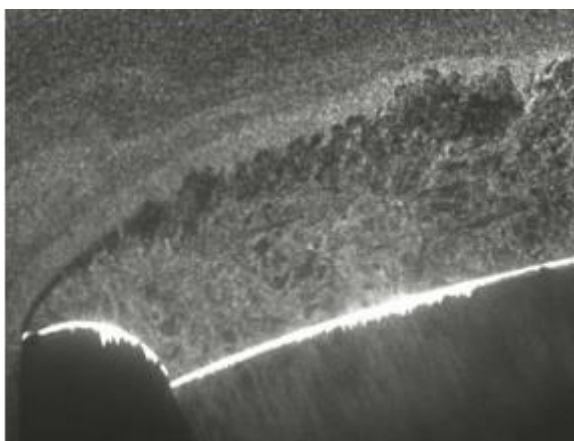


Рис. 6.13 Візуалізація поля течії навколо елемента, що імітує нарід «бар'єрної» криги у вигляді чвертькруга, $U_\infty = 38$ м/с, $Re = 0,65 \times 10^6$, $M = 0,112$ [201].

Також зазначається [25], що у випадку «бар'єрної» криги область гальмування потоку знаходиться досить далеко вище за потоком від гребня, а положення, форма та розмір пузиря розділення цілком залежать від таких факторів, як висота крижаного гребня, його місце розташування, геометрична форма та однорідність форми за розмахом крила. Ці фактори, відповідно, відіграють визначальний вплив на аеродинамічні характеристики профілю.

Висота. Відмічається [25], що вплив висоти наросту на аеродинаміку є однозначним, оскільки більші розміри гребеня обумовлюють більш протяжні

області відокремленого потоку вище і нижче за течією від крижаного гребеня, і, відповідно, більш суттєвий вплив на аеродинамічні характеристики.

Розташування. Ступінь впливу місця розташування крижаного хребта значною мірою залежить від типу профілю, і, відповідно, закону розподілу тиску вздовж обтічної поверхні. Наприклад [71], аеродинамічний профіль *NACA 23012M* має великий пік всмоктування в області $x/c \sim 0,10$ з подальшим виникненням сильного несприятливого градієнту тиску. Крижаний гребінь у цьому районі запобігає формуванню піку всмоктування, що значною мірою генерує підйомну силу крила. Крім того, відривний пазир, що утворюється нижче за гребнем, має велику протяжність вздовж хорди завдяки геометрії, яка обумовлює, у випадку «чистого» профілю, генерування сильного несприятливого градієнта тиску. У цьому випадку тип зриву потоку буде відповідати типу зриву, характерному для «тонкого» аеродинамічного профілю, оскільки положення повторного приєднання потоку за відривним пазиром переміщується нижче за потоком при збільшенні кута атаки, а передня точка відриву запобігає повному всмоктуванню в області переднього краю. Для гребенеподібного наросту, розташованого нижче за потоком, наприклад, в області $x/c \sim 0,50$, ситуація сильно відрізняється, оскільки пік всмоктування тепер встигає сформуватися, але просто не досягає такого ж значення всмоктування, як у «чистому» випадку. Несприятливі градієнти також дуже схожі. Тип зриву потоку з крила у цьому випадку є більш схожим на тип зриву «з задньої кромки», оскільки потік над відривним пазиром за крижаним наростом не встигає приєднатися до обтічної поверхні. Негативний вплив на аеродинамічні характеристики профілю тут виявляється не таким критичним, як при положенні наросту на відстані $x/c \sim 0,10$ від передньої кромки. Взагалі, в роботах [71, 202] зазначається, що по мірі того, як крижаний гребінь збільшується, найбільш критичне місце розташування знаходиться не на передній кромці, а далі, нижче за потоком. Для досить великих крижаних

наростів, де відділення потоку є значним, ключовим фактором, що впливає на характеристики профілю, є область відриву, і найбільш несприятливе розташування вздовж поверхні обумовлено здатністю потоку над відривною зоною до повторного приєднання. Що, в тому числі, залежить від величини несприятливого градієнту тиску. З іншого боку, при зменшенні висоти крижаного наросту до розмірів, що наближаються до висоти елементів шорсткості, механізм впливу на аеродинамічні характеристики стає дещо іншим. Погіршення характеристик відбувається в першу чергу через вилучення імпульсу з прикордонного шару, додаткового поверхневого тертя та відриву потоку з задньої кромки крила [25].

Форма наросту. Особливістю впливу наростів «бар'єрної» криги на аеродинамічні характеристики зледенілого профілю є важливість детальної тривимірної геометрії крижаних утворень. В роботі [71] було проведено ряд експериментальних досліджень по визначенню аеродинамічних характеристик профілю *NACA 23012M* з накладками: в якості спрощених форм, що імітують крижані гребінці, було обрано напівкруг, чвертькруг з прямим та зворотнім положенням плоскої грані по відношенню до набігаючого потоку та прямокутний трикутник з прямим положенням по відношенню до набігаючого потоку. Згідно з отриманими результатами найбільший негативний вплив мали форми з положенням плоскої грані навпроти потоку, а, відносно найменший – напівкругла форма. Зазначається, що напівкругла форма спричиняла меншу відривну область, ніж інші розглянуті форми. Механізм впливу геометрії форми наросту на аеродинаміку полягає у особливостях при формуванні відривної області до наросту вище за потоком, а також форми та розмірів відривного пузиря та положення повторного приєднання потоку до обтічної поверхні за наростом. Аналогічні результати були отримані в роботі [72]. Однак, з іншого боку в роботах [73, 212] було визначено, що геометрія крижаних гребнів відіграла незначну роль в аеродинаміці зледенілих профілів і кількість криги

у вигляді шорсткості вище та нижче за течією від гребенеподібного наросту також відіграє незначну роль у погіршенні аеродинамічних характеристик. Також у дослідженні [199] було дійдено до висновку, що шорсткість, розташована вище та нижче за течією від гребенеподібного наросту, призводить до збільшення максимальної підйомної сили, однак цей вплив є невеликим, порівняно із впливом геометрії гребня.

Однорідність форми за розмахом крила. Результати детальних експериментальних досліджень процесів утворення «бар'єрної» криги, проведених в аеродинамічній трубі з відтворенням умов зледеніння, які відповідають умовам великих переохолоджених крапель [68,69,84,199], показують, що гребенеподібні нарости мають значні варіації форми вздовж розмаху крила в залежності від умов зледеніння. Наприклад, гребінь може мати досить суттєві розриви або проміжки вздовж розмаху крила, і максимальний коефіцієнт підйомної сили може бути майже в два рази меншим по відношенню до гребеня з відсутніми або відносно невеликими проміжками. При цьому на графіку залежності підйомної сили від кута атаки відсутній пік, що характеризує зрив потоку з крила, а сам зрив потоку відбувається на декілька градусів пізніше ніж у випадку з відсутніми або відносно невеликими проміжками. Відмічається, що структура течії над аеродинамічним профілем або крилом зі зледенінням у вигляді гребнів з розривами є суттєво тривимірним і дуже складним. Проте, ймовірно, такі форми криги мають більш локалізовані відривні області, ніж існують у випадку суцільних двовимірних гребнів, які генерують переважно двовимірні відривні області. Детальна структура потоку для таких форм крижаних наростів вивчена ще недостатньо і доступні лише деякі інтегровані результати для порівняно простих моделей, описаних вище [25].

Таким чином, із результатів відомих експериментальних досліджень випливає, що «бар'єрна» крига здійснює вплив на аеродинаміку профілю

головним чином через пазир розділення, що формується за крижаним наростом. Однак примежовий шар має досить суттєву довжину перебігу, достатню для розвитку та, можливо, ламінарно-турбулентного переходу до точки відриву. Це призводить до того, що гребенеподібні нарости впливають на закон розподілу тиску вздовж обтічної поверхні та аеродинамічні характеристики інакше, ніж великі «рогоподібні». Відомі дослідження мають неоднозначну оцінку ступеню впливу геометрії крижаного гребню на аеродинаміку зледенілих профілів, однак однозначно вказується на суттєвий вплив висоти та місця розташування наросту, особливо для певних типів профілів. В залежності від умов зледеніння, «бар'ерна» крига може мати суттєво тривимірну та неоднорідну за розмахом крила структуру та, відповідно, інакший, і дуже складний вплив на аеродинаміку, на відміну від двовимірного наближення [25].

6.3.2 Основні результати теоретичних досліджень

Основні результати проведених чисельних досліджень представлені на прикладі профілю крила *NACA 0012* довжиною $L = 0,3$ м, який обтікається під кутом атаки $\alpha = 4^\circ$, 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. 6.14 представлені картина течії та розподіл коефіцієнта тиску уздовж профілю *NACA 0012* з наростом «бар'ерної» 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 до і за наростом відбувається відрив потоку (так званий пазир розділення) з подальшим його приєднанням. Також на

рис. 6.15 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° досягає довжини профілю), а послідовного зриву вихорів не відбувається, як у випадку з обтіканням чистого профілю.

Результати обтікання профілю з таким же наростом, отримані із застосуванням моделі турбулентності *DES* наведені на рис. 6.14 б. Очевидно, що за наростом відбувається відрив потоку, який в подальшому не приєднується до профілю, а генерує зрив потоку з крила навіть при куті атаки 2° . Однак результати експериментальних досліджень [203] показують, що «бар'єрний» нарост утворює саме пазир розділення з подальшим приєднанням потоку. Очевидно, що модель турбулентності *DES* в даному випадку дає нефізичну картину течії, тому подальші розрахунки були виконані із застосуванням моделі турбулентності *Spalart-Allmaras*.

Із графіків розподілу коефіцієнта тиску по довжині профілю крила видно, що за наростом, як у випадку з моделлю турбулентності *Spalart-Allmaras*, пазир розділення, що утворюється, так і з моделлю *DES*, великі вихори, що сходять, утворюють локальні зони зниженого тиску, так звані зони «аеродинамічного всмоктування». Необхідно зазначити, що ці зони, перебуваючи в області розташування елеронів, можуть стати причиною самовільного відхилення останніх. Це явище, що характеризується нерівномірністю і поздовжньою несиметрією в реальних умовах, надзвичайно небезпечне, оскільки окрім різкого зменшення підйомної сили і зменшенні кута зриву потоку призводить ще й до поздовжньої нестійкості літака.

Також, за характером розподілу коефіцієнта тиску уздовж поверхні профілю (рис. 6.14 а), можна зробити висновок, що підйомна сила буде зменшуватися через турбулізацію примежового шару за областю повторного

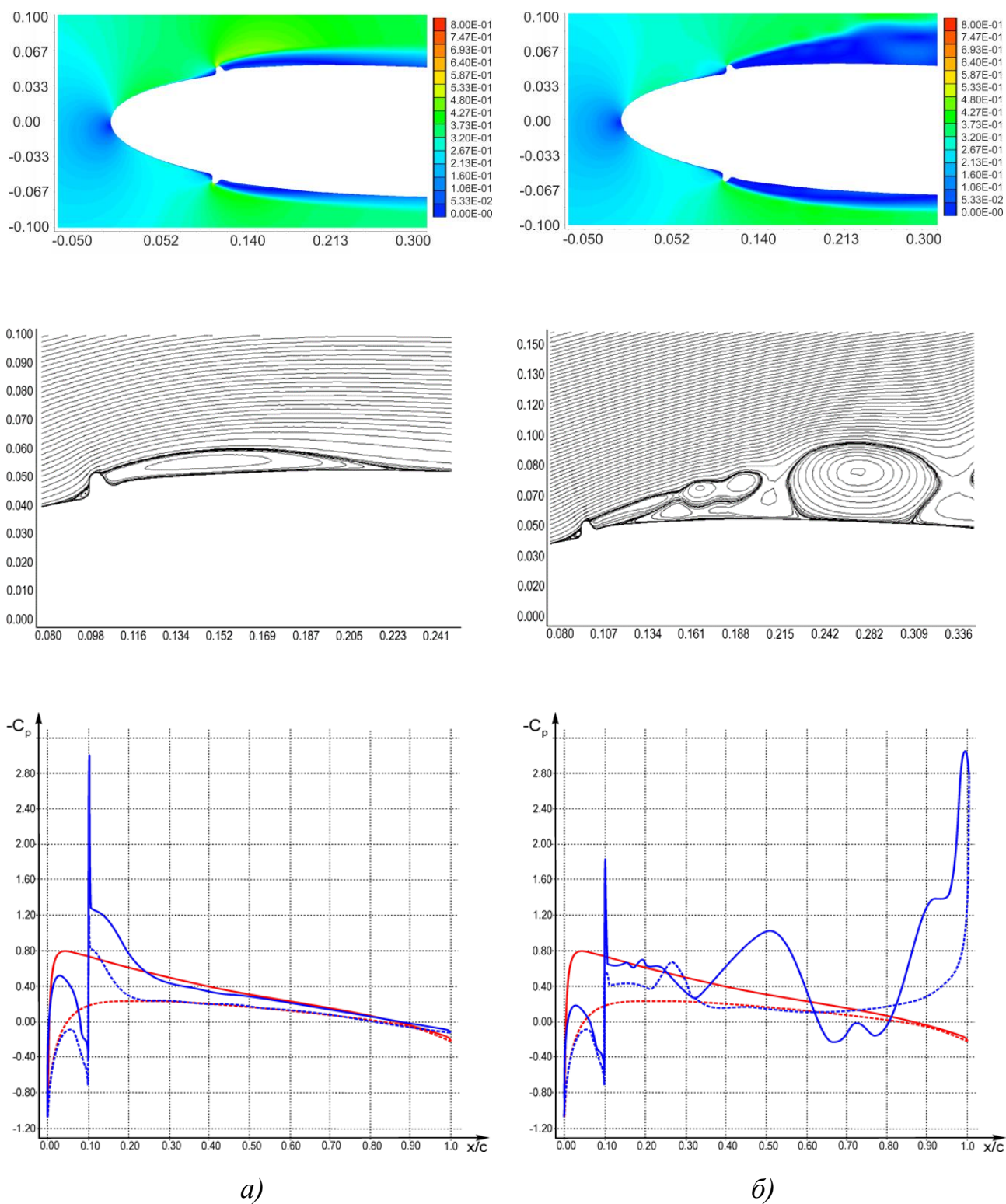
приєднання потоку на верхній поверхні профілю, зменшення тиску в області відривного пузиря на нижній поверхні, і, в тому числі за рахунок істотного збільшення тиску на верхній частині профілю внаслідок утворення відривної зони до наросту. Слід зазначити, що на різних типах профілів нарости «бар'єрної» криги будуть по-різному впливати на аеродинамічні характеристики, в залежності від протяжності зони, що захищається, і це необхідно враховувати при проектуванні систем захисту від зледеніння.

6.3.3 Вплив висоти наростів «бар'єрної» криги на структуру потоку

Аналіз впливу висоти наростів «бар'єрної» криги на структуру потоку (рис. 6.16, 6.17) і аеродинамічні характеристики профілю (рис. 6.18) показує, що в разі більших наростів, пузир 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 $6-8^\circ$ при висоті наростів $k/s = 0,010$ і до $8^\circ-10^\circ$ при $k/s = 0,005$, істотно зменшуючи підйомну силу (до -60%), і також суттєво збільшують коефіцієнт лобового опору.

6.3.4 Вплив положення наростів «бар'єрної» криги на структуру потоку

На рис. 6.19, 6.20 проілюстровано вплив зміни положення наростів бар'єрної криги за довжиною профілю на його аеродинамічні характеристики. У разі, коли відривний пузир формується далі по крилу і, як наслідок, потік безвідривно обтікає більшу частину профілю, зменшення підйомної сили і збільшення лобового опору відбуваються в меншій мірі.



— чистий профіль, — профіль з наростами

а) – модель турбулентності *Spalart-Allmaras*, б) – модель турбулентності *DES*

Рис. 6.14 Розподіл ізолій чисел Маха, лінії току і коефіцієнта тиску ($\alpha = 4^\circ$)

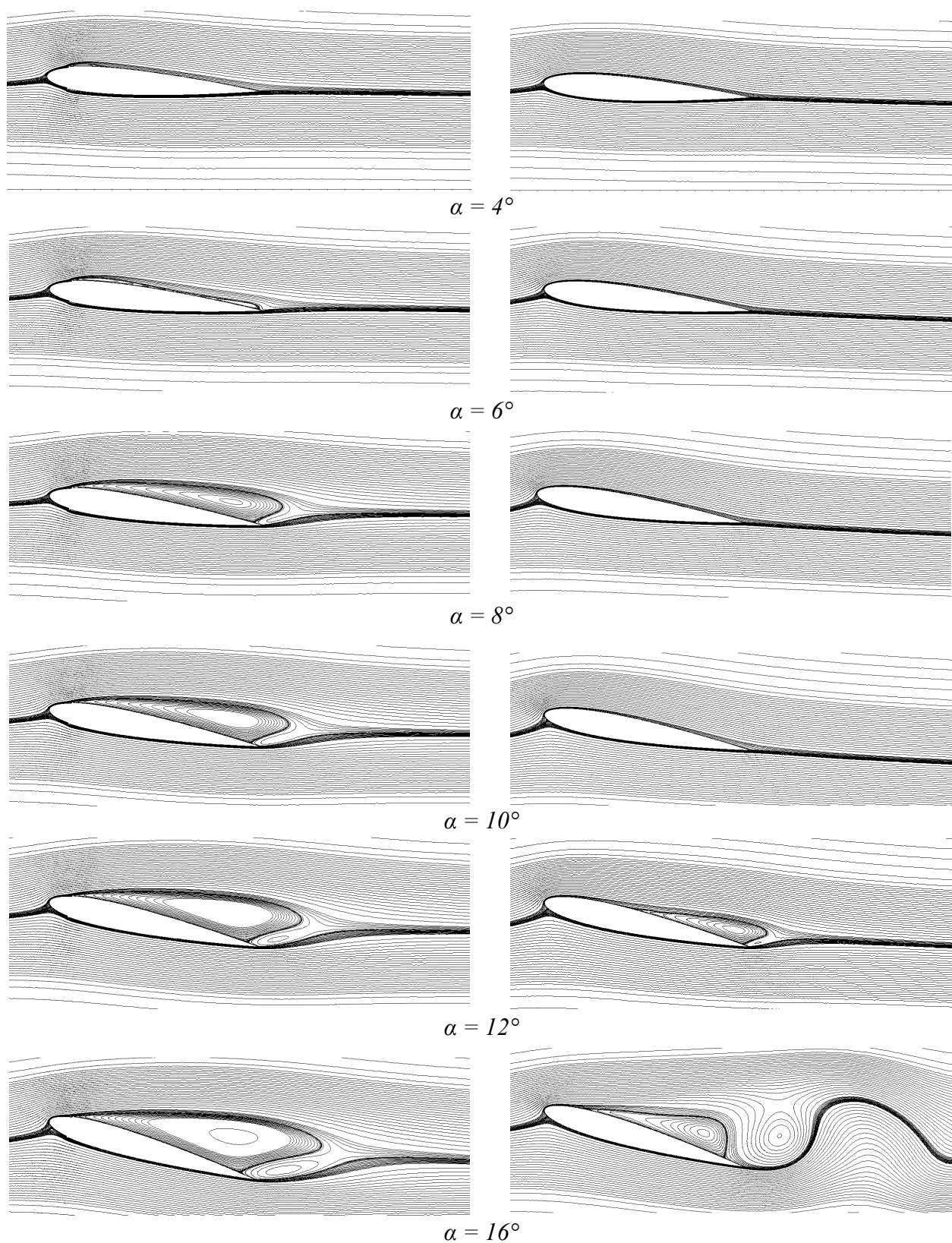
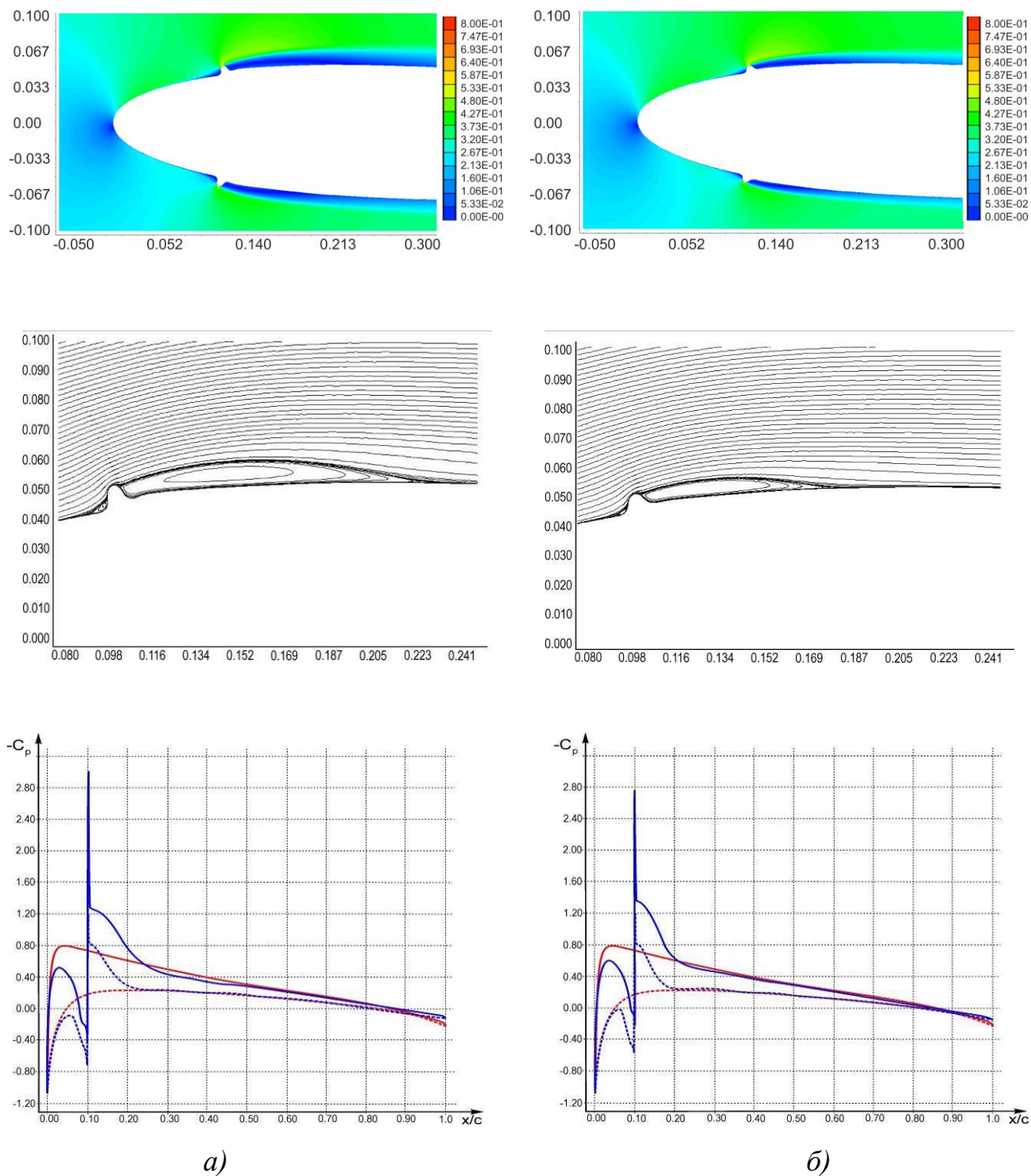


Рис. 6.15 Розподіл ліній току при обтіканні профілю *NACA 0012* з крижаним наростом (ліворуч, $k/s = 0,010$, $x/c = 0,1$) і чистого профілю (праворуч) під різними кутами атаки, з використанням моделі турбулентності *Spalart-Allmaras*



— чистий профіль, — профіль з наростами

а) – профіль з наростами $k/s = 0,010$, б) – профіль з наростами $k/s = 0,005$

Рис. 6.16 Розподіл ізолій чисел Маха, лінії струму і коефіцієнта тиску (Spalart-Allmaras) ($\alpha = 4^\circ$, $x/c = 0,1$)

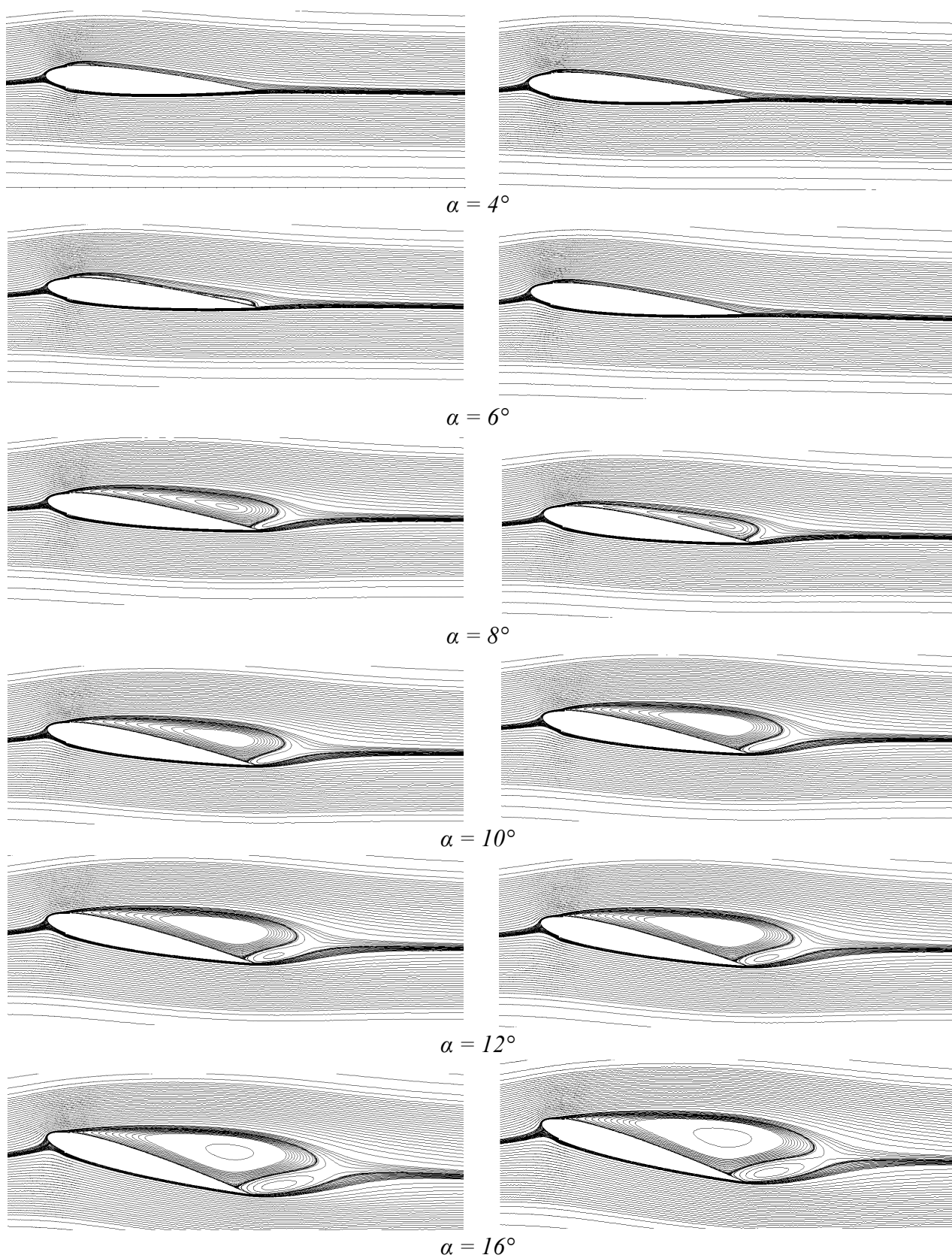


Рис. 6.17 Розподіл ліній струму при обтіканні профілю *NACA 0012* з крижаним наростом $k/s = 0,010$ (ліворуч) і наростом $k/s = 0,005$ (праворуч) під різними кутами атаки, з використанням моделі турбулентності *Spalart-Allmaras* ($x/c = 0,1$)

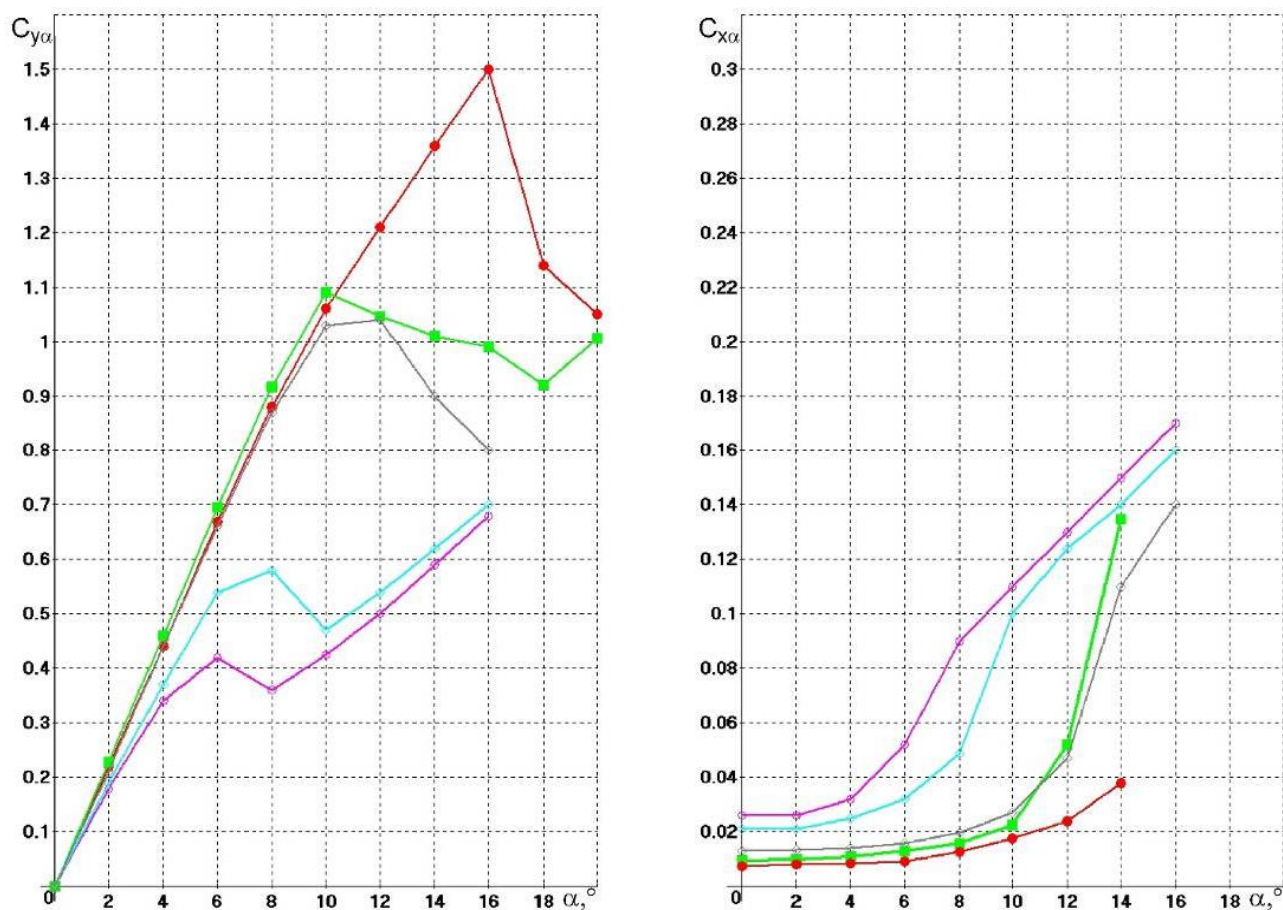
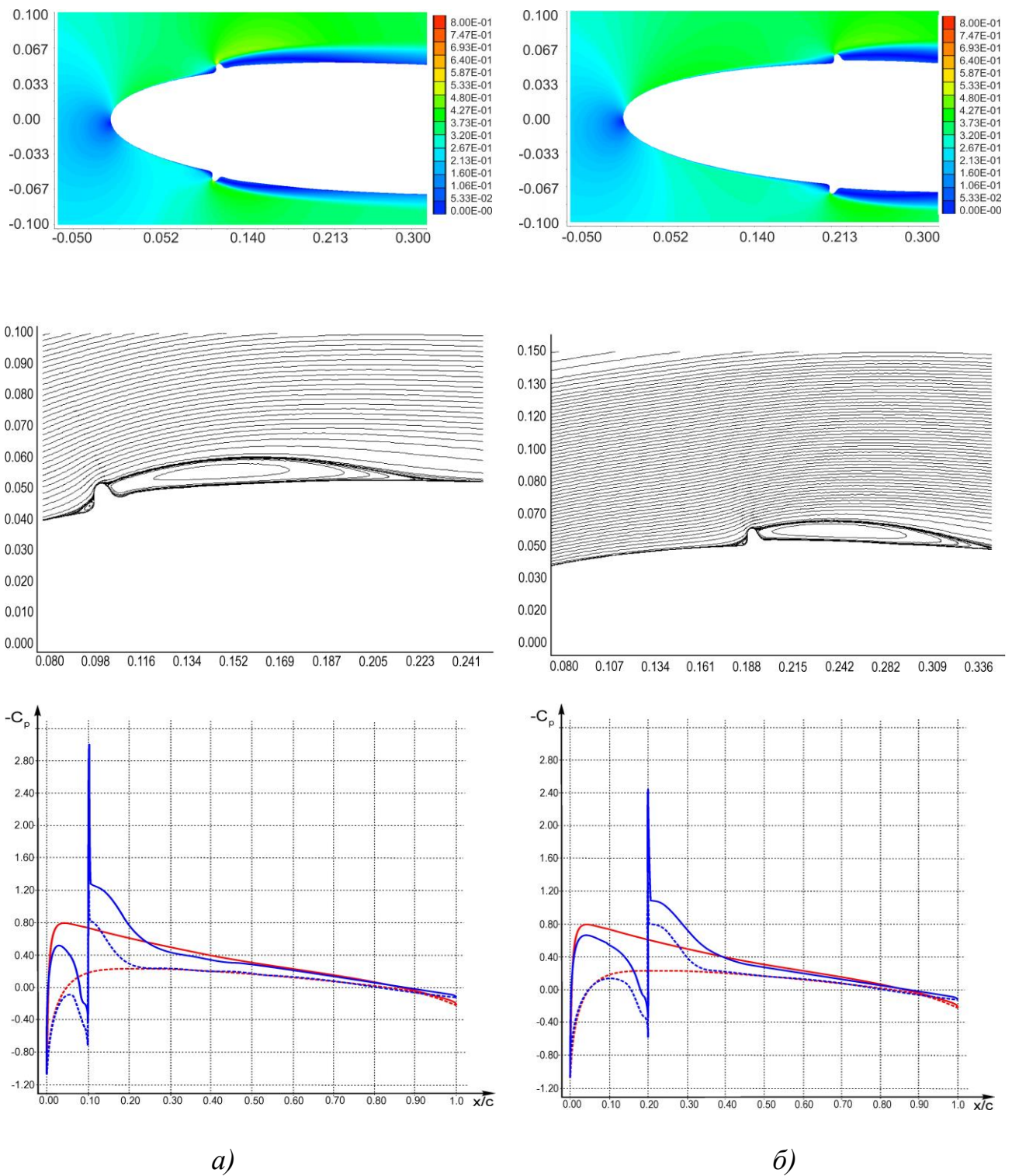


Рис. 6.18 Зміна аеродинамічних характеристик профілю зі збільшенням кута атаки в залежності від висоти наростів k/s :

■ — чистий профіль ($Re = 3,1 \times 10^6$), ◇ — $k/s = 0,002$ ($Re = 2,8 \times 10^6$),
◇ — $k/s = 0,005$ ($Re = 2,8 \times 10^6$), ◇ — $k/s = 0,010$ ($Re = 2,8 \times 10^6$)

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° : дуже сильно, на величину до $\sim 60\%$, зменшується підйомна сила, в тому числі за рахунок істотного збільшення тиску на верхній частині профілю до наросту, і значно збільшується лобовий опір. При цьому відносно невеликі нарости «бар'єрної» криги можуть надавати навіть більш істотний вплив, ніж «небезпечні» «рогоподібні».



— чистий профіль, — профіль з наростами

а) – профіль з наростами $x/c = 0,1$, б) – профіль з наростами $x/c = 0,2$

Рис. 6.19 Розподіл ізолій чисел Маха, лінії току і коефіцієнта тиску (Spalart-Allmaras) ($\alpha = 4^\circ$, $k/s = 0,010$)

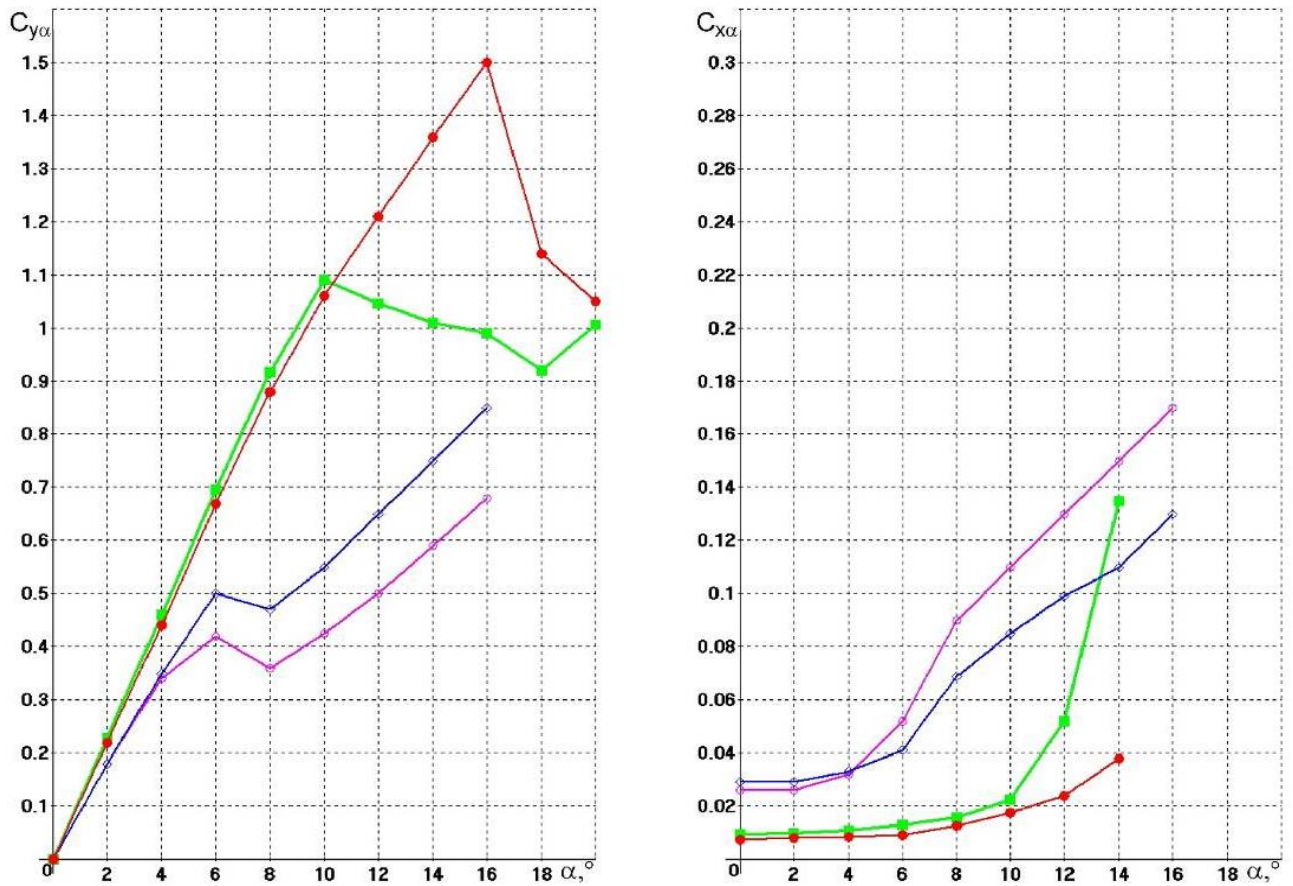


Рис. 6.20 Зміна аеродинамічних характеристик профілю зі збільшенням кута атаки в залежності від положення наростів по довжині хорди x/c :

—■— чистий профіль ($Re = 3,1 \times 10^6$), —○— $x/c = 0,1$ ($Re = 2,8 \times 10^6$),
—◇— $x/c = 0,2$ ($Re = 2,8 \times 10^6$)

Необхідно зазначити, що отримані результати, в цілому, відповідають фізичній картині та структурі течії, що була описана в п.6.3.1. Однак особливості, пов'язані із нестационарними характеристиками поля течії за крижаним гребнем, а також, пов'язані із розривами крижаних утворень вздовж розмаху крила та, відповідно, тривимірністю течії, не можуть бути відтворені за допомогою розробленого програмно-методичного забезпечення.

6.4 Великі нарости криги

Великі крижані нарости утворюються на аеродинамічних поверхнях літальних апаратів при неактивній системі захисту від зледеніння, або при її відсутності. Найбільш чутливими до зледеніння, з точки зору впливу на літальний апарат, є передні края крил, керуючі поверхні, елементи хвостового оперення.

Залежно від параметрів повітряно-крапельного потоку, що набігає, може утворитися пухка, склоподібна або змішана крига. Пухка крига, як правило формує відносно гладкі нарости добре обтічної форми, які мають не настільки значний негативний вплив на аеродинамічні характеристики. Склоподібній кризі зазвичай властива рогоподібна форма наростів, з шорсткістю у вигляді плавних «бугорків», з можливим утворенням «пір'яних» утворень за виступами нижче за потоком. При цьому форма рогу може бути охарактеризована його висотою, кутом, який він утворює з лінією хорди, і місцем розташування уздовж поверхні профілю. Рогоподібні нарости можуть формуватися як на верхній, так і на нижній частині профілю, значно змінюючи структуру течії, аж до критично негативного впливу на аеродинаміку крил.

У розділі проаналізовано вплив крижаних наростів, в залежності від їх форми, на структуру течії та аеродинамічні характеристики крила. Верифікація методики проведена шляхом порівняння результатів розрахунків з відомими даними про розподіл масових і теплових потоків, експериментальними і розрахунковими формами наростів криги, а також результатами проведених власних експериментальних досліджень впливу наростів криги на аеродинамічні характеристики крила.

6.4.1 Відомі експериментальні та теоретичні дослідження впливу «рогоподібних» крижаних наростів на зовнішній потік

Як було зазначено, форму «рога» крижаного наросту зазвичай характеризують його висотою, кутом, який він утворює по відношенню до лінії

хорди, та його розташуванням. При цьому в значній частині відомих параметричних досліджень рогоподібних крижаних наростів, проведених до теперішнього часу, форма наросту спрощувалася, та розглядалася лише як один ріг [25].

Головною особливістю потоку, що визначає аеродинаміку обтічного профілю з рогоподібною формою криги, є пузир розділення, який утворюється за рогом нижче за потоком [204]. Цей пузир схожий на довгий міхур, і має визначальний вплив на розподіл тиску вздовж аеродинамічного профілю. Ламінарні пузири розділення, які утворюються на «чистих» аеродинамічних профілях, а також їхні характеристики до теперішнього часу досить широко вивчені. При цьому існують кілька подібностей ламінарних пазирів з тими, що виникають через наявність рогоподібної криги на обтічних поверхнях. На «чистих» аеродинамічних профілях пузир утворюється, коли ламінарний примежовий шар стикається з несприятливим градієнтом тиску достатньої сили, щоб викликати відрив. На зледенілих крилах примежовий шар відокремлюється на верхівці «рогу» через негативний градієнт тиску, викликаний різкою зміною геометрії поверхні. В обох випадках відділення потоку призводить до утворення зсувного шару над пазирем і характерної зворотної течії поблизу поверхні [205]. Над пазирем на деякій відстані зсувний шар переходить у турбулентний потік. Статичний тиск є досить постійним над пазирем до точки переходу. Після переходу величина зворотного потоку збільшується, і всередині пазиря утворюється потік вихрового типу. Оскільки турбулентний зсувний шар захоплює частину енергії зовнішнього потоку, стає можливим відновлення тиску нижче за потоком, і потік повторно приєднується до обтічної поверхні. Хоча у випадку обтікання зледенілого аеродинамічного профілю процес ламінарно-турбулентного переходу зсувного шару є менш енергійним, процеси виникнення відривних пазирів, індукованих наростами криги, багато в чому подібні. Розуміння структури течії при появі пазирів розділення має вирішальне значення для розуміння впливу рогоподібних крижаних наростів на характеристики аеродинамічного профілю. Майже всі виникаючі ефекти можна інтерпретувати з точки зору поведінки відривних

пузирів. При цьому більшість досліджень течій з утворенням пузирів розділення зосереджені на усереднених за часом характеристиках. Однак відомо, що течії пузирів розділення мають сильні нестационарні характеристики, які також відіграють певну роль в аеродинаміці профілів із зледенінням [14].

В роботі [206] було проведено експериментальні дослідження усереднених за часом полів течії за змодельованою формою рогоподібного крижаного наросту на профілі *NACA 0012* (при $Re = 1,5 \times 10^6$, $M = 0,12$) з використанням спліт-плівкової анемометрії. За результатами дослідження було показано, що ця форма наростів викликала формування пузирів як на верхній, так і на нижній частині поверхні. Розрахунковим шляхом за вимірним полем розподілу швидкості було встановлено та вивчено усереднене за часом положення розподільчої лінії потоку, яка розділяє потік, що рециркулює, від потоку, що обтікає пузир розділення, і повторно прикріплюється нижче за потоком. Виявилось, що верхній пузир розділення, спричинений крижаним «рогом», збільшується в розмірах із збільшенням кута атаки до тих пір, поки пузир не сягає всієї довжини профілю. При цьому точка відриву примежового шару була зафіксована поблизу верхівки імітованого крижаного рогу практично в одному місці для всіх кутів атаки. Збільшення розміру пузиря призводило до збільшення опору, а зрив потоку з профілю відбувався, коли повторне приєднання потоку за пузирем ставало неможливим. Аналіз розподілу тиску по обтічній поверхні показував, що при наявності крижаного наросту тиск на верхній частині в області передньої кромки був відносно постійним на довжині $\sim 10\%$ довжини хорди профілю (при куті атаки $\sim 4^\circ$), що є свідченням утворення пузиря розділення над цією ділянкою поверхні. В роботі [206] було зазначено, що точка повторного приєднання потоку відбувається поблизу місця, де перетинаються криві розподілу тиску по поверхні «чистого» та зледенілого профілів. Аналогічна картина розподілу спостерігалася також і в області нижнього крижаного наросту. Також поле течії в області розділення було досліджено за вимірюваннями профілів швидкості. Було встановлено, що біля верхівки крижаного «рога» потік відокремлюється і утворюється тонка область

зсувного шару та зворотного потоку. Далі область зворотного потоку починає швидко зростати, причому спочатку швидкість зворотної області дуже повільна, але далі вниз за течією, швидкість зворотного потоку збільшується. У цьому регіоні починається процес повторного приєднання потоку: далі, нижче за потоком, товщина зсувного шару збільшується а інтенсивність зворотного потоку зменшуються до тих пір, поки примежовий шар не приєднається повторно до обтічної поверхні. Аналогічні дані також було отримано в роботі [207], де досліджувалося поле течії при обтіканні профілю *GLC 305* з великим рогоподібним наростом. Відмічається, що при куті атаки $\sim 6^\circ$, $Re = 3,5 \times 10^6$, $M = 0,12$ швидкість зворотного потоку досягала 30-40% від значення швидкості потоку, що набігає, а максимальне значення інтенсивності турбулентності спостерігалось всередині відділеного зсувного шару [14].

З іншого боку, значні нестационарні особливості пузиря, індукованого крижаним наростом, обумовлюють значно більш складну фізику, ніж ту, що виникає на «чистих» аеродинамічних профілях. Ці течії мають основні нестационарні риси і є одними з найбільш складних течій для аналізу, вимірювання та моделювання. Поле потоку має багато подібностей з течіями, що утворюються при обтіканні зворотних уступів, поперечному обтіканні плоских пластин, плоских перешкод і т.д. На рис. 6.21 схематично зображена структура течії, що утворюється за крижаним наростом та була досліджена в роботах [89, 208].

Через різку зміну геометрії та, відповідно, від'ємний градієнт тиску потік відокремлюється від верхівки «рога». Примежовий шар відділяється від «рога» і формує вільний зсувний шар, який розділяє область відриву від зовнішнього потоку. У зсувному шарі починають формуватися флуктуації, які зливаються, розвиваються та утворюють великі вихори, що рухаються вниз за течією. Ці вихори, іноді у поєднанні з процесом ламінарно-турбулентного переходу зсувного шару, посилюють змішування з зовнішнім потоком і підживлюють зсувний шар, дозволяючи йому долати від'ємний градієнт тиску та повторно приєднуватися до обтічної поверхні. Цей процес є нестационарним, оскільки великі вихори, які формуються, рухаються, впливають на довжину і висоту

відривного пузиря, що призводить до змін розподілу тиску в часі а, отже, діючих сил і моментів. На основі даних, отриманих за допомогою методу вимірювання полів швидкості по зображеннях суспендованих в рідині частинок [208] може бути зроблено висновок, що пузир розділення постійно розширюється та скорочується, при цьому «місце повторного приєднання» насправді є «зоною повторного приєднання» потоку, а сам пузир має внутрішню вихорову структуру [14].

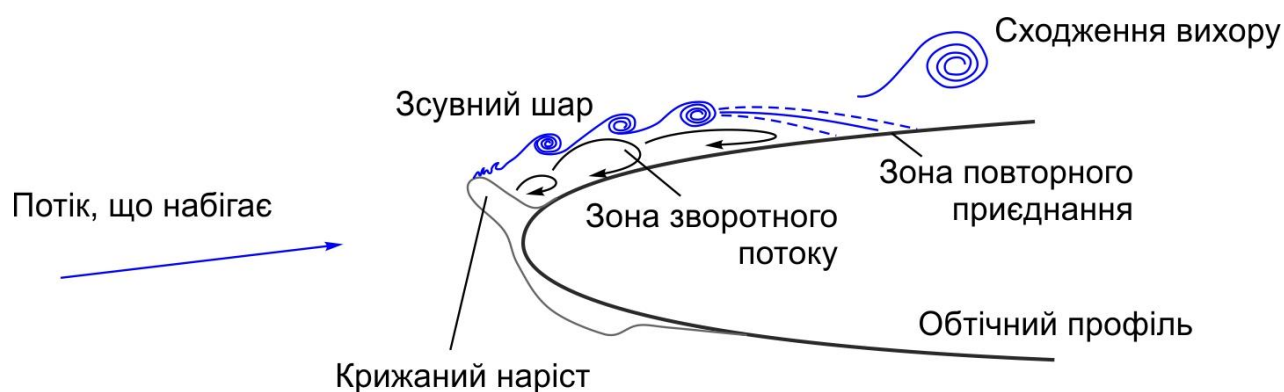


Рис. 6.21 Якісна структура течії при обтіканні рогоподібного крижаного наросту [89, 208]

Оскільки нестационарні характеристики потоку є великими за масштабом, вплив на сили і моменти може бути досить значним. В роботах [209, 210] було досліджено коливання підйомної сили декількох аеродинамічних профілів, класифікованих за типом зриву потоку. Було встановлено, що при обтіканні тонких аеродинамічних профілів, для яких зі збільшенням кута атаки відривний пузир росте в напрямі від передньої кромки (механізм, аналогічний утворенню відривних пузирів при зледенінні), виникали значні коливання підйомної сили, що відбувалися при низькій частоті. Ця низькочастотна нестійкість пояснювалася нестационарністю відривного пузиря. Було виявлено, що ці частоти є на порядок нижче, ніж частоти зриву вихорів при обтіканні погано обтічних тіл, а коливання підйомної сили мали більшу величину [14].

В практичному сенсі нестационарний характер відривного пузиря та поля течії, при обтіканні зледенілого профілю, має значення при збільшенні кутів атаки, близьких до зриву потоку. У цьому режимі зона повторного приєднання потоку до обтічної поверхні переміщується нижче вздовж хорди крила, збільшується середній розмір пузиря, і нестійкість вже призводить до значних коливань сил. При цьому в роботі [208] визначено два нестационарних частотних режиму, що генеруються полем течії. Перший режим пов'язаний із формуванням та розвитком вихорів у відокремленому зсувному шарі, а другий – з низькочастотними коливаннями самого пузиря з випадковим сходженням вихорів у зовнішній потік. Піки частот сходження вихорів у зсувному шарі є широкими і мають відносно низьку амплітуду. Це означає, що енергія, пов'язана із цим нестационарним компонентом, є низькою, та відповідно, вплив на сили та моменти є незначним. Низькі ж частоти досить виразно виявлялися в спектрах коливань залежності підйомної сили від часу, особливо для значень кутів атаки, близьких до кута зриву потоку. Ці спектри показували ясні низькочастотні піки в діапазоні від 4,9 до 9,3 Гц [208], і, в практичному сенсі, можуть викликати вібрації конструктивних елементів літального апарату [14].

Додатковими складнощами при вивченні нестационарних характеристик пузирів розділення, що викликані крижаними наростами, є тривимірний характер течії. Але, позитивним є те, що, відносно проста, двовимірна, осереднена за часом модель пузирів розділення, індукованих великими рогоподібними наростами криги, виявляється цілком придатною для інтерпретації більшості даних про вплив таких наростів на аеродинамічні характеристики профілю. Крім того, експериментальні дані [73] свідчать про те, що детальна геометрія крижаного наросту не є критичною при формуванні поля течії і, відповідно, на результуючий аеродинамічний ефект. Більше того, в експериментальних дослідженнях, проведених Papadakis та ін. [74,75,91, 92,211,212] рогоподібні нарости склоподібної криги було замінено на пластини-інтерцептори (тобто їх товщина була зменшена до, практично, лінії) та показано, що вплив на аеродинамічні характеристики основною мірою залежить від висоти інтерцептора, кута його нахилу та положення вздовж хорди

профіля. При цьому збільшення висоти, зімітованого таким чином, «рогу», як і кута нахилу до обтічної поверхні до значення 90° , призводило до зменшення максимальної підйомної сили $C_{l,max}$ та кута зриву потоку з крила. Переміщення «рогу» від «носику» профіля вздовж обтічної поверхні призводило до поступового зменшення впливу на $C_{l,max}$. Цікавим результатом було те, що значення $C_{l,max}$ практично не змінювалось при положенні інтерцептора на віддаленні від «носіка» в діапазоні від 0 до 0,4% довжини хорди, при цьому розділення не обов'язково відбувалося на верхівці «рогу», а область відділення була менш протяжною внаслідок меншого негативного градієнту тиску.

У багатьох випадках крижані нарости мають як верхній, так і нижній рогоподібні виступи. В роботі [213] було вивчено додатковий вплив нижнього наросту. Відмічається, що нижній рогоподібний нарост, у порівнянні в верхнім має невеликий, але вимірний негативний вплив на $C_{l,max}$. Як верхній так і нижній нарости значно впливають на лобовий опір, причому верхній нарост має більший вплив при високих кутах атаки, а нижній – при невеликих та від'ємних кутах атаки

При цьому, шорсткість поверхні криги, як відмічається в роботі [63], не відіграє значної ролі в аеродинаміці профілів з рогоподібними крижаними наростами. Поясненням є те, що шорсткість незначно впливає на положення точки відриву потоку на верхівці крижаного «рогу», а також на положення, розмір та розвиток відривних пазирів.

Підсумовуючи відомі експериментальні дослідження щодо впливу великих рогоподібних наростів на аеродинаміку зледенілих профілів, можна стверджувати, що основний вплив відбувається через утворення великих зворотних течій у вигляді відривних пазирів. Ці пазирі зазвичай є нестабільними, частково через утворення вихорової структури в зсувному шарі та через випадкові сходження вихорів з самого пазиря. Сходження вихорів відображається в низькочастотній нестійкості величини підйомної сили. Аеродинамічні характеристики відносно нечутливі до детальної форми «рогу», та, навпроти, головним чином залежать від висоти «рогу», кута його нахилу до набігаючого потоку та місця розташування вздовж обтічної поверхні, оскільки

це впливає на область відриву потоку. При цьому найбільші відривні пазури і, відповідно, найбільший негативний вплив на аеродинамічні характеристики профілю генерують великі рогоподібні крижані нарости, розташовані на верхній поверхні профілю за передньою кромкою. Оскільки положення точки відриву потоку є відносно фіксованим на верхівці «рогу», шорсткість поверхні відіграє лише незначну роль в аеродинаміці профілів з великими рогоподібними крижаними наростами [14].

6.4.2 Відомі експериментальні та теоретичні дослідження впливу «гладких» крижаних наростів на зовнішній потік

Гладкі крижані утворення на обтічних поверхнях літальних апаратів зазвичай мають незначну шорсткість поверхні та здійснюють найменший, серед основних типів крижаних наростів, вплив на аеродинаміку, отримали найменшу увагу в літературі, тому, відповідно, розуміння особливостей процесів обтікання таких наростів не так розвинене, як у випадках «рогоподібних» чи «гребенеподібних» форм наростів [14]. Гладкі нарости зазвичай утворюються в результаті умов зледеніння при комбінаціях низьких температур, невеликих значень водності, розмірів переохолоджених крапель, коли ці краплі замерзають на поверхні зледеніння практично одразу після зіткнення, створюючи пухку кригу. Виходячи з цього, початкове формування криги відбувається за контуром профілю, практично не змінюючи його. Але під час тривалого польоту в умовах зледеніння можуть виникати форми гладкої криги, які не настільки конформні до вихідної аеродинамічної поверхні, і формувати виступи назустріч потоку, що набігає. Як і у випадку з «рогоподібною» кригою, ключовою особливістю поля течії буде формування відривної зони через зміну геометрії обтічної поверхні. Однак ці пазури розділення набагато менші і, таким чином, мають менший вплив на структуру потоку та аеродинамічні характеристики зледенілого аеродинамічного профілю. Це означає, що інші особливості потоку, такі як зрив потоку с задньої кромки профілю, відіграють щонайменше таку ж роль в аеродинаміці профілю. Для гладкої криги, специфічна геометрія і шорсткість

поверхні можуть бути важливими факторами в аеродинаміці. Для гладкої криги при помірних коефіцієнтах підйомної сили точка гальмування буде розташована на крижаному нарості, причому примежовий шар буде залишається прикріпленим, як в області передньої кромки так і нижче за течією на верхній частині поверхні обтікання. Форма гладкої криги працює як своєрідне продовження переднього краю. Однак, оскільки перехід крига-профіль не є гладким, в цій зоні може існувати несприятливий градієнт тиску, і в цій області може відбутися відділення потоку (рис. 6.22). Положення точки відриву не буде фіксованим в якійсь конкретній точці на поверхні криги, як це відбувається на верхівці «рога» рогоподібної криги, а може рухатися вище або нижче за течією в залежності від кута атаки або стану вхідного примежового шару, який залежить від шорсткості поверхні, числа Рейнольдса та ін. [214].

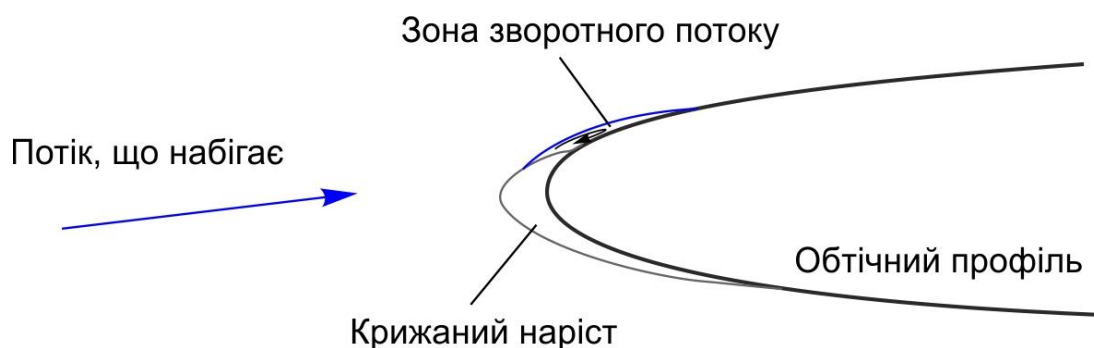


Рис. 6.22 Якісна структура течії при обтіканні гладкого крижаного наросту [214]

Оскільки аеродинамічний вплив гладкої криги як правило менший, ніж вплив наростів «рогоподібної» або «бар'єрної» криги, для з'ясування фізичної картини обтікання, знадобилися детальні вимірювання в потоці [214]. Ці результати в подальшому були також підтвержені на профілі з імітацією крижаних наростів [215]. Були протестовані аеродинамічний профіль НАСА 65A413, з «чистою» поверхнею, шорсткою передньою кромкою та з накладками, що імітують нарости гладкої криги, які мали «чисту» та шорстку поверхню. Додавання симульованого наросту криги, в порівнянні з «чистим» профілем, призвело до зменшення значення максимальної підйомної сили,

збільшення лобового опору та зміни типу зриву потоку зі зриву з передньої кромки крила, у випадку «чистого» профілю, на зрив із задньої кромки, у випадку крила зі зледенінням. Додавання шорсткості до форми криги призвело до додаткового збільшення лобового опору без значних змін значення максимальної підйомної сили. Вочевидь, область відділення потоку на крижаному нарості була невеликою, а додавання шорсткості поверхні істотно не змінювало розміри відривного пузиря. Шорсткість впливала на примежовий шар, потовщуючи його, збільшуючи поверхневе тертя і кут атаки аеродинамічного профілю, відповідний нульовій підйомній силі [214].

З іншого боку, в роботах [73, 213] зазначається, що для гладкої криги, де відділення потоку відбувається не від верхівки крижаного наросту, поле течії і аеродинамічні характеристики не так сильно залежать від «висоти» крижаного утворення.

Іншою цікавою особливістю гладкої криги є те, що нарости такої криги можуть призводити до збільшення значення максимальної підйомної сили. В роботі [216] представлені результати експериментальних досліджень впливу гладкої криги, отриманої в аеродинамічній трубі, що моделює умови зледеніння, на аеродинамічні характеристики профілю. Наріст було отримано на профілі НАСА 63A415, що обтікався під кутом атаки $6,6^\circ$. Аеродинамічні вимірювання на моделі з симульованим наростом криги показали збільшення максимального значення коефіцієнта підйомної сили понад 10%, однак, при цьому спостерігалось значне збільшення лобового опору. Автори пояснили цей ефект, зауваживши, що форма криги в даному випадку відігравала роль своєрідного передкрилка. В роботі [72] також було зафіксовано подібний ефект під час параметричних досліджень геометрій рогів на передній кромці аеродинамічного профілю NLF0414.

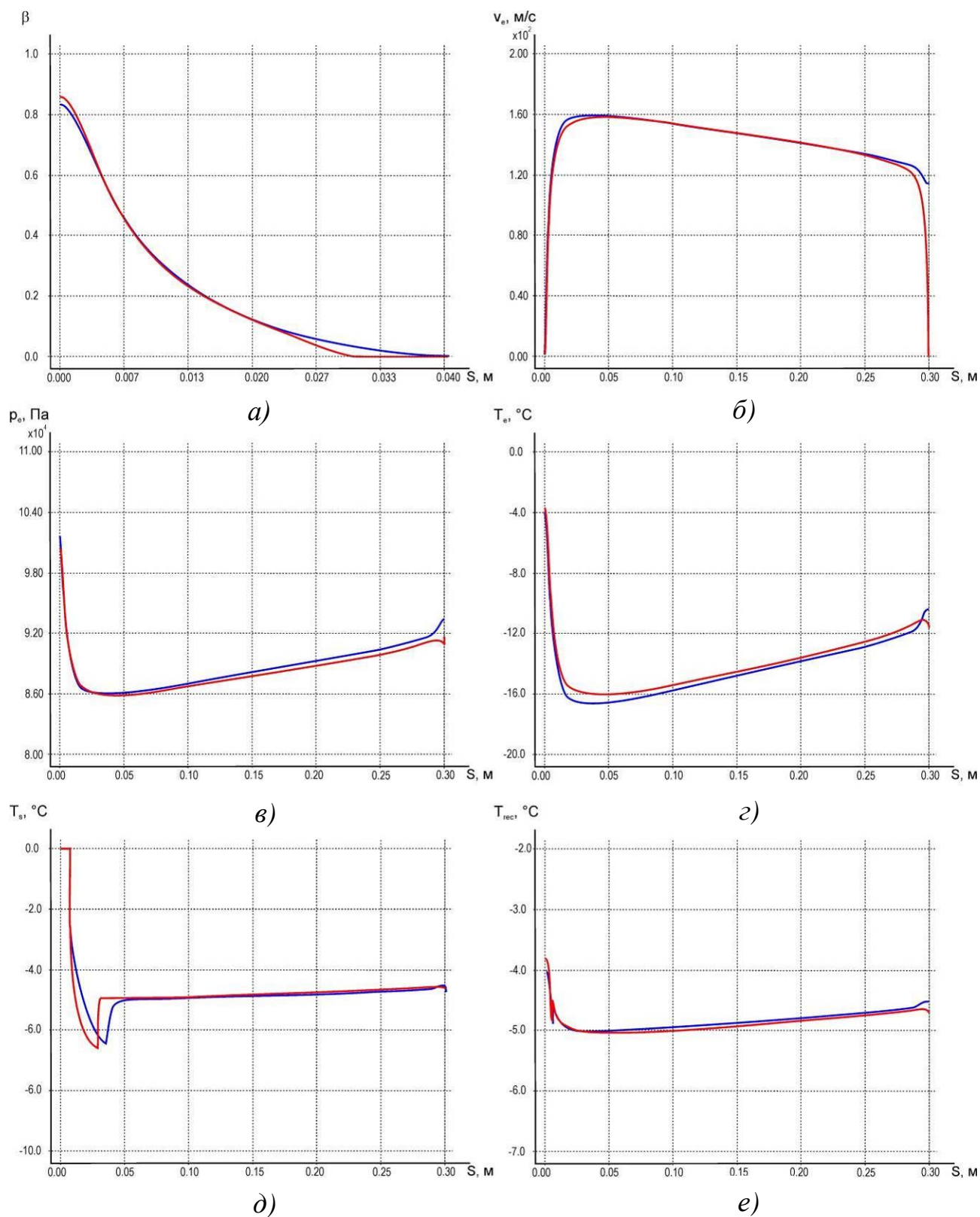
Підсумовуючи результати відомих експериментальних досліджень щодо впливу крижаних наростів на структуру течії необхідно зазначити, що відносно гладкі крижані нарости мають невелику область розділення, при цьому точка відриву потоку не обов'язково є закріпленою на певній ділянці крижаного утворення, і тому розташування області розділення може змінюватися в

залежності від кута атаки та, потенційно, інших параметрів потоку. Це робить структуру течії менш чутливою до висоти «гладкого» наросту і більш чутливою до шорсткості поверхні. Тому в цьому випадку можливо виникнення таких явищ, як зрив потоку з задньої кромки. Однак в цілому, при значно менших розмірах можливих областей відриву потоку, негативний вплив на аеродинамічні характеристики є суттєво меншим, ніж для рогоподібної криги [14].

6.4.3 Розподіл масових та теплових потоків вздовж поверхні зледеніння

Результати розрахунків представлені на прикладі випадку обтікання профілю крила *NACA 0012* з довжиною хорди $L = 0,3$ м під нульовим кутом атаки повітряно-крапельним потоком, який має швидкість $V_\infty = 129,46$ м/с, температуру $T_\infty = -12,6$ °С, тиск $p_\infty = 9,075 \cdot 10^4$ Па, $LWC = 0,0005$ кг/м³, діаметр переохолоджених крапельок $d_k = 20$ мкм. За допомогою розробленої методики були виконані розрахунки для «шорсткого» профілю, що має середнє значення висоти еквівалентної «пісочної» шорсткості $k_s = 0,00020$ м. Також наведено їх порівняння з результатами, отриманими за допомогою інтегральних співвідношень при описі процесу наростання криги, з використанням траєкторної моделі при описі руху переохолоджених крапель і рівнянь потенціалу при описі повітряного потоку.

На рис. 6.23 наведено розподіл коефіцієнту випадання крапель β вздовж поверхні профілю, а також значення швидкості V_e , тиску p_e і температури T_e на границі примежового шару, температура обтічної поверхні T_s і температура відновлення T_{rec} для початкового моменту процесу зледеніння. Оскільки в розглянутому розрахунковому випадку розмір крапель в потоці, що набігає, був прийнятий постійним і рівним середньому об'ємному діаметру, область випадання крапель є меншою на ~25% в порівнянні з результатами, отриманими за допомогою траєкторної моделі і з використанням закону розподілу *Langmuir* (рис. 6.23 а).



— з використанням інтегральних співвідношень, — за допомогою розробленої методики

Рис. 6.23 Параметри повітряно-крапельного потоку, відповідно початковій стадії процесу зледеніння

При цьому спостерігається повний збіг результатів в іншій частині профілю за винятком області гальмування, де спостерігається перевищення β на $\sim 3\%$ в порівнянні з траєкторною моделлю.

Значення швидкості, тиску та температури на границі примежового шару практично повністю збігаються з результатами, отриманими за допомогою інтегральних співвідношень (з максимальною розбіжністю даних не більше 3%), за винятком задньої кромки профілю, де в'язкі ефекти мають значний вплив на картину течії (рис. 6.23 б,в,г).

У «волоному» режимі, коли частина рідини переміщується вздовж поверхні наростаючої криги, температура поверхні T_s дорівнює температурі фазового переходу води. Потім, у міру віддалення від точки гальмування, відбувається ламінарно-турбулентний перехід в примежовому шарі. Значно збільшується конвективний теплообмін, замерзає вся рідина, що входить в поверхневий контрольний об'єм, температура криги, що утворюється, виявляється нижчою за температуру фазового переходу, але вище температури відновлення. В області, де крига утворилася на попередніх кроках за часом, але куди крапельки із зовнішнього потоку вже не випадають, відбувається охолодження через сублімацію криги і температура поверхні виявляється нижче температури відновлення. Відмінності в розподілах температури вздовж обтічної поверхні, в порівнянні з траєкторною моделлю, обумовлені зменшенням протяжності області випадання крапель (рис. 6.23 д,е).

На рис. 6.24 а і рис. 6.25 а наведено розподіли вздовж поверхні зледеніння частки рідини n , що повністю замерзла, і коефіцієнту конвективного теплообміну α . Можна побачити, що відбувається різке збільшення значення коефіцієнту конвективного теплообміну від значень $\sim 0,75 \cdot 10^3 \text{ Вт/м}^2/\text{К}$ в області ламінарного примежового шару до значень $\sim 1,25 \cdot 10^3 \text{ Вт/м}^2/\text{К}$ в області ламінарно-турбулентного переходу. І, потім, подальше поступове зменшення значення коефіцієнту конвективного теплообміну внаслідок зростання товщини примежового шару. Відповідно, частка рідини, що замерзла, n в області ламінарного примежового шару, що характеризується відносно невеликим значенням коефіцієнту конвективного теплообміну з одного боку і

максимальною температурою зовнішнього потоку внаслідок його гальмування з іншого боку, виявляється невеликою і зростає в міру турбулізації примежового шару до l .

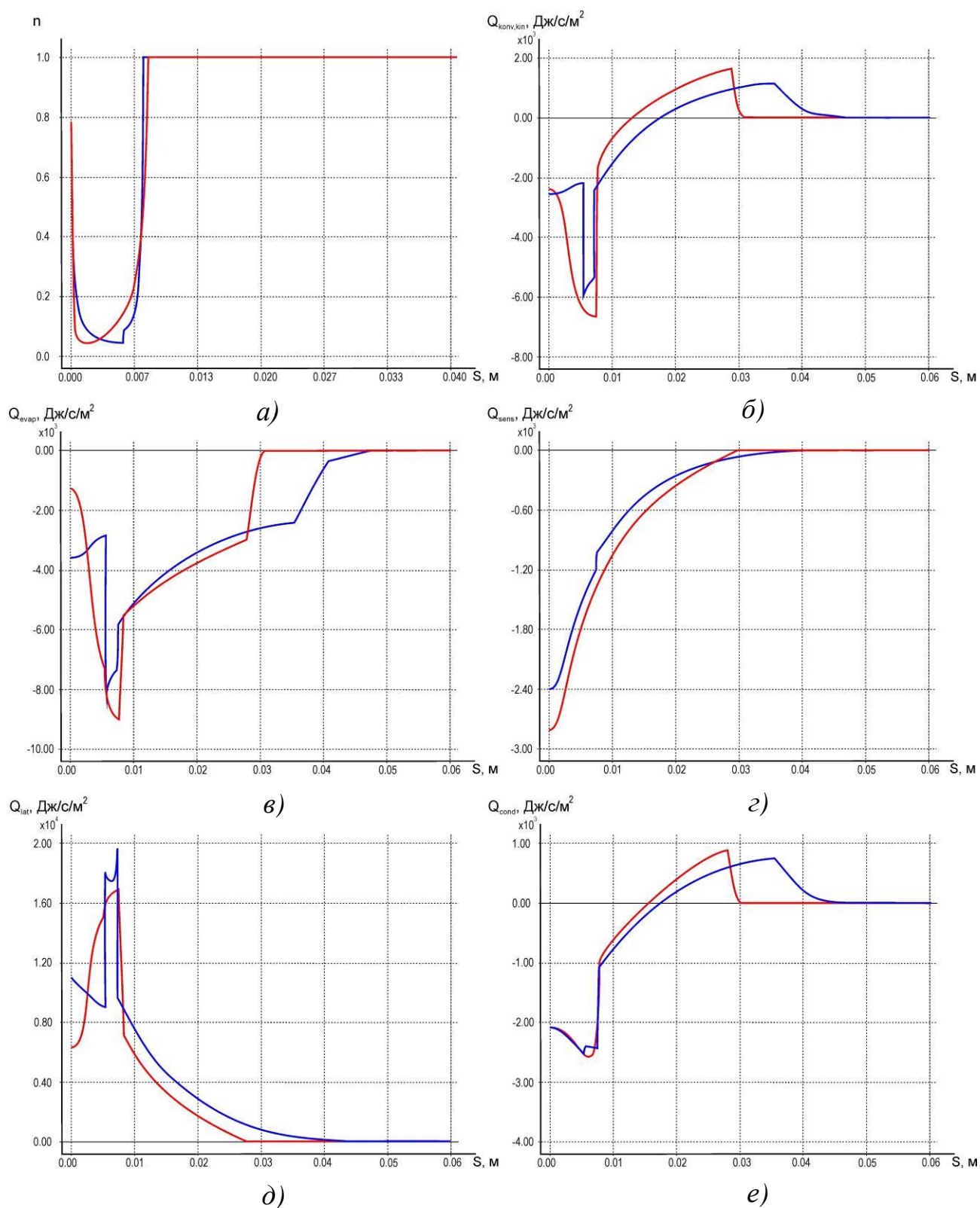
На рис. 6.24 б-е також наведено розподіли теплових потоків уздовж поверхні зледеніння: Q_{lat} – прихована теплота фазового переходу вода-крига, Q_{evap} – прихована теплота випаровування води, Q_{sens} – внутрішня теплота води, $Q_{conv} - Q_{kin}$ – теплообмін конвекцією за вирахуванням теплоти кінетичного нагріву, Q_{cond} – теплообмін провідністю. Видно, що розроблена методика дає більш плавну зміну, у порівнянні з результатами, отриманими за допомогою інтегральних співвідношень, теплових потоків на ділянці від точки гальмування до області переходу ламінарного потоку в турбулентний режим та істотно менші значення конвективного теплового потоку і прихованої теплоти фазового переходу (на 40-50%) в області точки гальмування. В результаті маса криги, що утворюється в області ламінарного примежового шару виявляється менше (рис. 6.25 б), в порівнянні з інтегральною методикою, однак форма крижаного наросту, що утворюється, виявляється значно ближче до експериментальної (рис. 6.28). Також на рис. 6.25 наведено розподілення інших складових масового балансу: маси води, що влітає із зовнішнього потоку у вигляді переохолоджених крапельок m_{imp} , маси рідини, що переходить в сусідні контрольні об'єми m_{out} , маси вхідної рідини із сусідніх контрольних об'ємів за винятком частини крижаної маси і маси рідкої води, які випаровуються в повітря під впливом перепаду температур в примежовому шарі $m_{in-evap}$, частини маси рідкої води, яка замерзає m_{freez} . З метою забезпечення можливості порівняння складових масового та теплового балансів, отриманих за допомогою методики, що була розроблена, з результатами, отриманими за допомогою інтегральних співвідношень, складові балансів було приведено до вигляду, який був прийнятий в методиці LEWICE [88].

На рис. 6.26 і 6.27 на одному графіку зведено складово теплового та масового балансів, отримані з використанням інтегральних співвідношень (рис. 6.26 а, 6.27 а) і за допомогою розробленої методики (рис. 6.26 б, 6.27 б).

Продемонстровано, що основний внесок в тепловий баланс вносить нагрівання за рахунок прихованої теплоти фазового переходу, що виділяється, і охолодження внаслідок конвекції і випаровування. Значне збільшення маси води, що замерзла, відбувається при переході примежового шару в турбулентний режим, який супроводжується значним (в декілька разів) збільшенням теплового потоку за рахунок конвекції і випаровування. В результаті, в області ламінарно-турбулентного переходу, крига накопичується більш інтенсивно, починають формуватися нарости, які, в свою чергу, починають захоплювати більшу кількість переохолоджених крапель води із зовнішнього потоку і, завдяки цьому механізму, з плином часу, ці нарости перетворюються у великі «рогоподібні».

На рис. 6.28 наведено розподіл ізоліній чисел Маха поблизу обтічного профілю, а також форми наростів, що створилися протягом 120 с в умовах зледеніння, отримані за допомогою розробленої методики та методики LEWICE 1.6 [97] та виконано порівняння з експериментальною формою [97].

Розглянутий розрахунковий випадок відповідає вологому режиму зледеніння – в області точки гальмування утворюється гладка крига, на поверхні і над поверхнею якої знаходиться велика кількість рідини, що знаходиться в рідкому стані та переміщується вниз за потоком за допомогою розбрикування і «перестрибувань». Як було зазначено раніше, в міру віддалення від області гальмування примежовий шар стає турбулентним, коефіцієнт конвективного теплообміну і замерзла частка, що входить в контрольний об'єм води, збільшуються. На крижаній поверхні утворюються виступи, на яких потім формуються характерні крижані «роги». В області цих виступів потік, що набігає, прискорюється, виникає відрив потоку, з подальшим його приєднанням (рис. 6.28). Спостерігається добре узгодження експериментальної і розрахункових форм наросту в районі точки гальмування і на деякій відстані вздовж потоку (в області великих «рогів»), проте в дальній нижній області крижаного утворення, де, згідно з експериментальними даними, переважають відносно невеликі локальні виступи, у вигляді т.зв. «хвосту лобстера», відзначається значне розходження результатів.



— з використанням інтегральних співвідношень, — за допомогою розробленої методики

Рис. 6.24 Розподіл часток, що замерзли і теплових потоків уздовж поверхні зледеніння

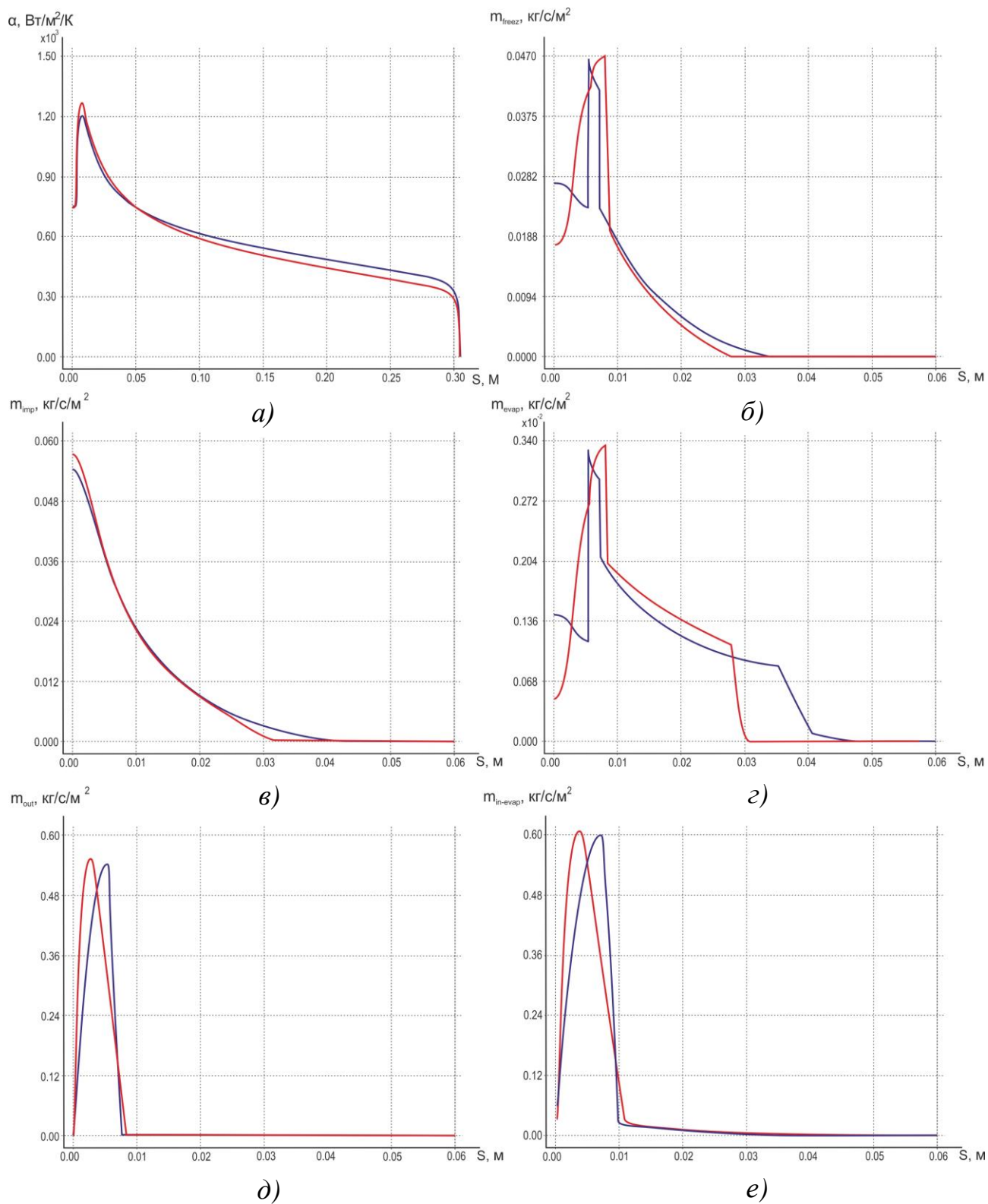
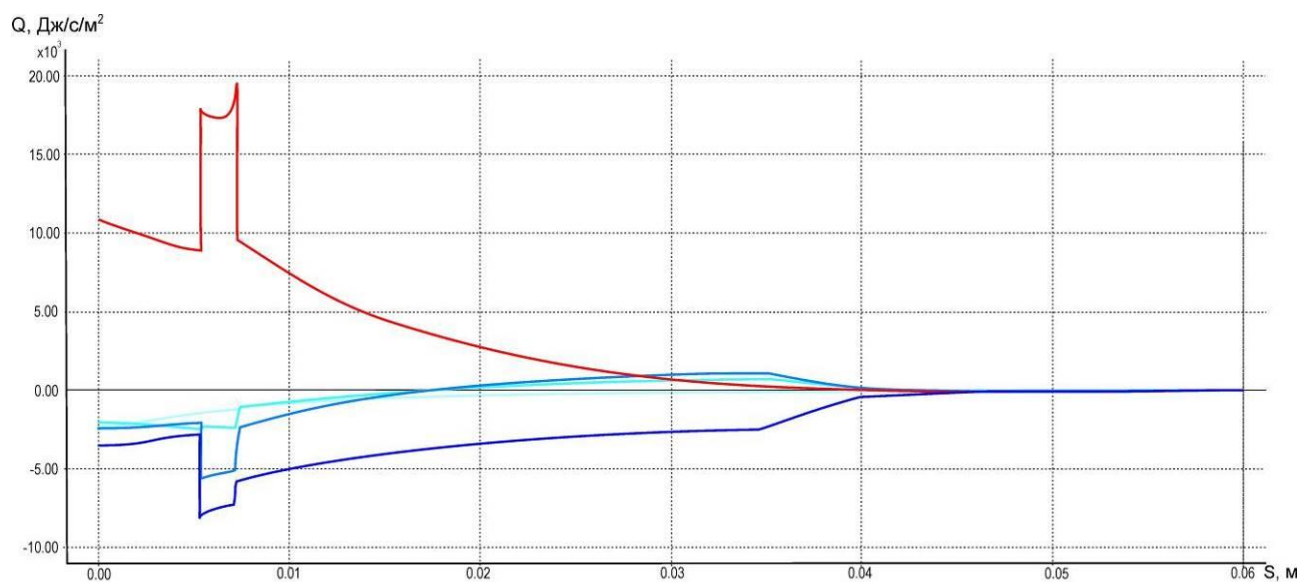
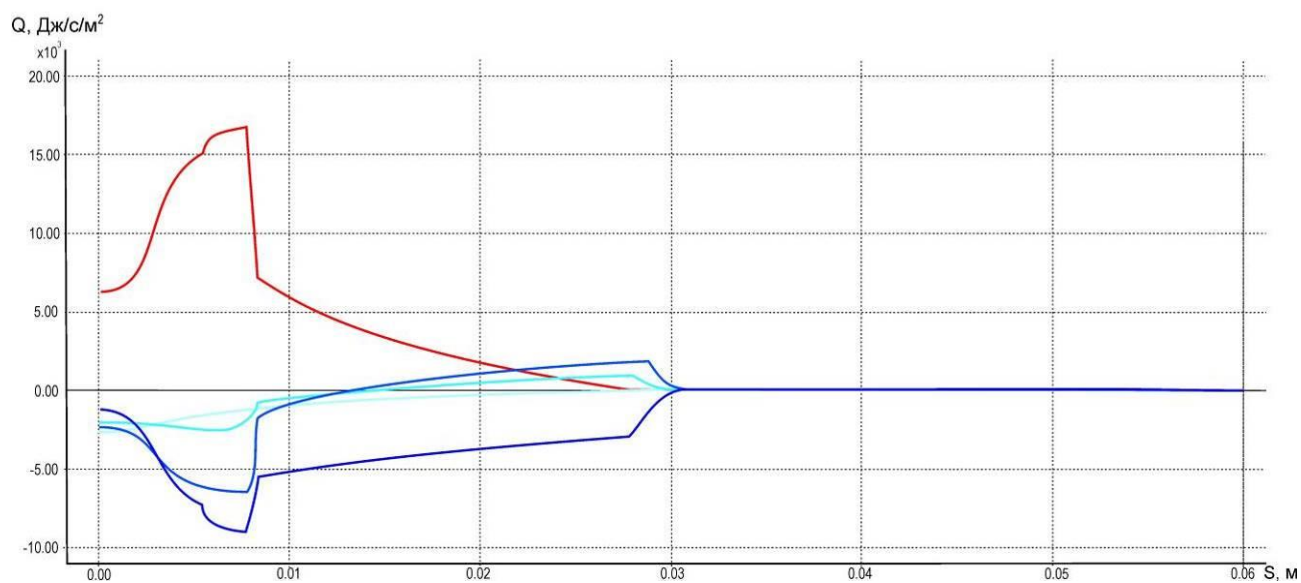


Рис. 6. 25 Розподіл коефіцієнта конвективного теплообміну і масових потоків уздовж поверхні зледеніння



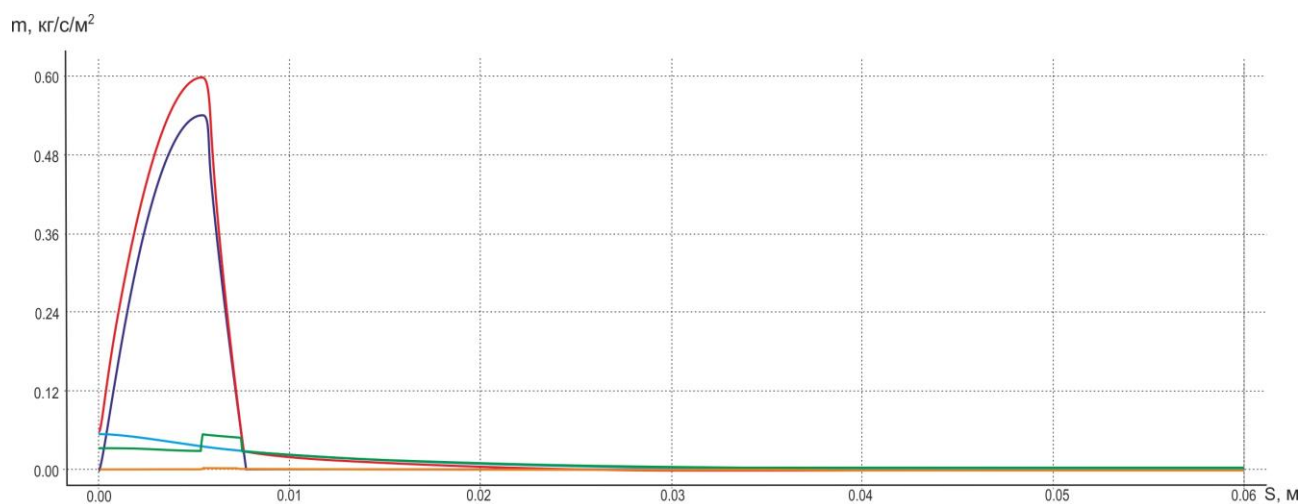
а)



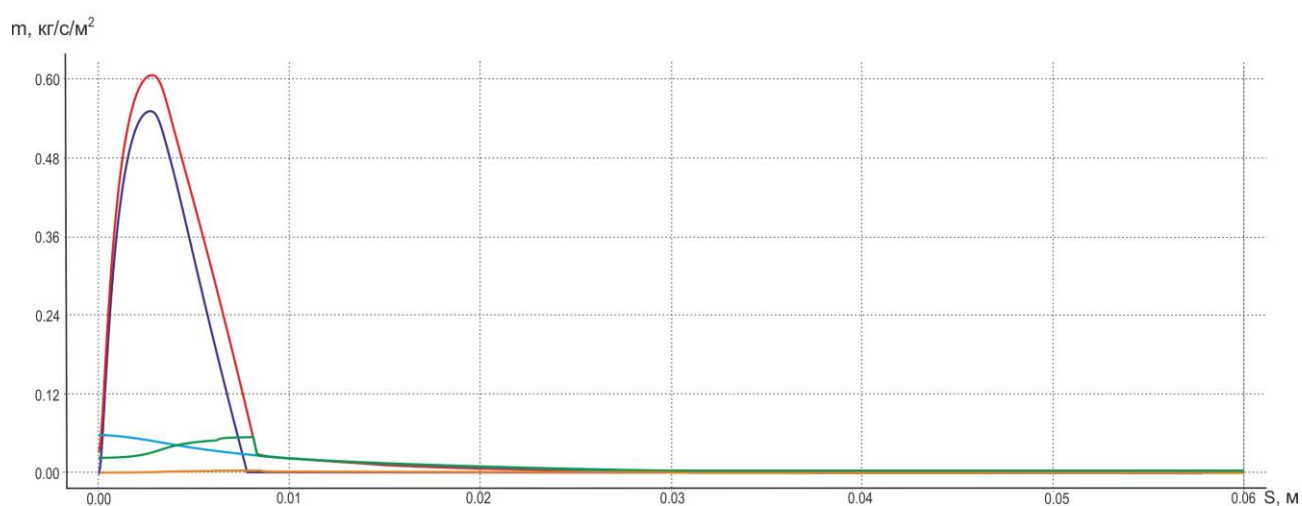
б)

— — прихована теплота випаровування, — — конвективний теплообмін за
 вирахуванням теплоти кінетичного нагріву і теплоти аеродинамічного нагріву,
 — — теплообмін за допомогою теплопроводності, — — внутрішня теплота,
 — — прихована теплота затвердіння

Рис. 6. 26 Складові теплового балансу, а) — з використанням інтегральних співвідношень, б) — за допомогою розробленої методики



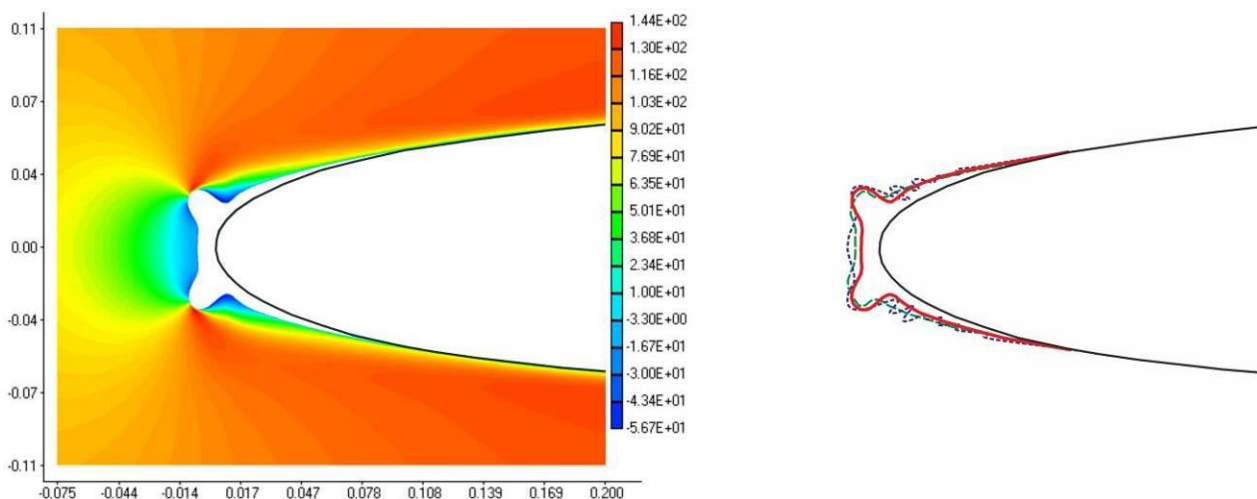
а)



б)

— масова витрата переохолодженої води, що влітає із зовнішнього потоку, —
 — масова витрата рідини, що входить з попереднього КО за вирахуванням води,
 що випаровується, — масова витрата рідини, яка витікає в наступний КО,
 — масова витрата води, що замерзає, — масова витрата води, що
 випаровується

Рис. 6.27 Складові масового балансу, а) – з використанням інтегральних співвідношень, б) – за допомогою розробленої методики



— — - розрахунок даної роботи, - - - - розрахунок за LEWICE 1.6 [97],
 — — - експериментальні дані [97]

Рис. 6.28 Форма наросту, розподіл ізольованих чисел Маха поблизу профілю *NACA 0012* ($\alpha = 0^\circ$)

6.4.4 Вплив параметрів повітряно-крапельного потоку на форму крижаних наростів

Нижче наведено результати розрахунків, що охоплюють три режими зледеніння профілю *NACA 0012* (рис. 6.29-6.31) з довжиною хорди $L = 0,53$ м, обтічного під кутом атаки $\alpha = 3,5^\circ$ повітряно-крапельним потоком. 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 крапельок $d_k = 20$ мкм, час зледеніння $t = 265$ сек.

На рис. 6.29 представлено результати чисельного моделювання та проведено порівняння з відомими розрахунковими і експериментальними даними [88] при температурі потоку, що набігає $T_\infty = -7.78$ °С. Такий розрахунковий випадок відповідає вологому режиму зледеніння. На рис. 6.29 а, праворуч, наведені форми наросту криги на профілі *NACA 0012*, отримані експериментально, в результаті моделювання з використанням програмного

коду LEWICE [88] і з використанням розробленого програмно-методичного забезпечення. Спостерігається добре узгодження експериментальної і розрахункових форм наросту в районі точки гальмування і на деякій відстані вздовж потоку (в області великих «рогів»), проте в дальній нижній області крижаного утворення, де переважають відносно невеликі локальні виступи, відзначається значне розходження результатів.

Зі зменшенням температури потоку, що набігає (рис. 6.29 б, в), область «гладкої» криги зменшується, висота і розміри «рогів» також зменшуються, при цьому в дальній області наросту переважає пухка крига. Такі умови відповідають змішаному режиму зледеніння.

При температурі набігаючого потоку $T_{\infty} = -22,78 \text{ }^{\circ}\text{C}$ (рис. 6.29 г) по всій області випадання вологи на поверхню профілю утворюється пухка крига (весь волога, що випадає, практично відразу замерзає), наріст має гладку обтічну форму без великих виступів і мікронерівностей характерну для сухого режиму зледеніння.

Зі зменшенням швидкості потоку закономірність зміни форм наростів з пониженням температури зберігається, проте рогоподібні виступи будуть не настільки вираженими. На рис. 6.30 наведені форми наростів, отримані для швидкості $v = 67,1 \text{ м/с}$ і відповідають температурам: $-4,75 \text{ }^{\circ}\text{C}$; $-6,41 \text{ }^{\circ}\text{C}$; $-13,64 \text{ }^{\circ}\text{C}$; $-28,64 \text{ }^{\circ}\text{C}$.

При збільшенні водності форма наросту зберігається, проте товщина наростів стає більшою, наріст покриває більшу область профілю (рис. 6.32).

Збільшення розмірів крапель означає їх велику інертність, краплі захоплюються більшою частиною поверхні профілю і в більшій кількості, рогоподібні виступи будуть ставати великими, більш вираженими, на більшій протяжності профілю (рис. 6.33).

На рис. 6.34-6.35 наведено форми великих наростів криги на профілі *GLC 305* для різних умов і виконано порівняння з відомими розрахунковими і експериментальними даними.

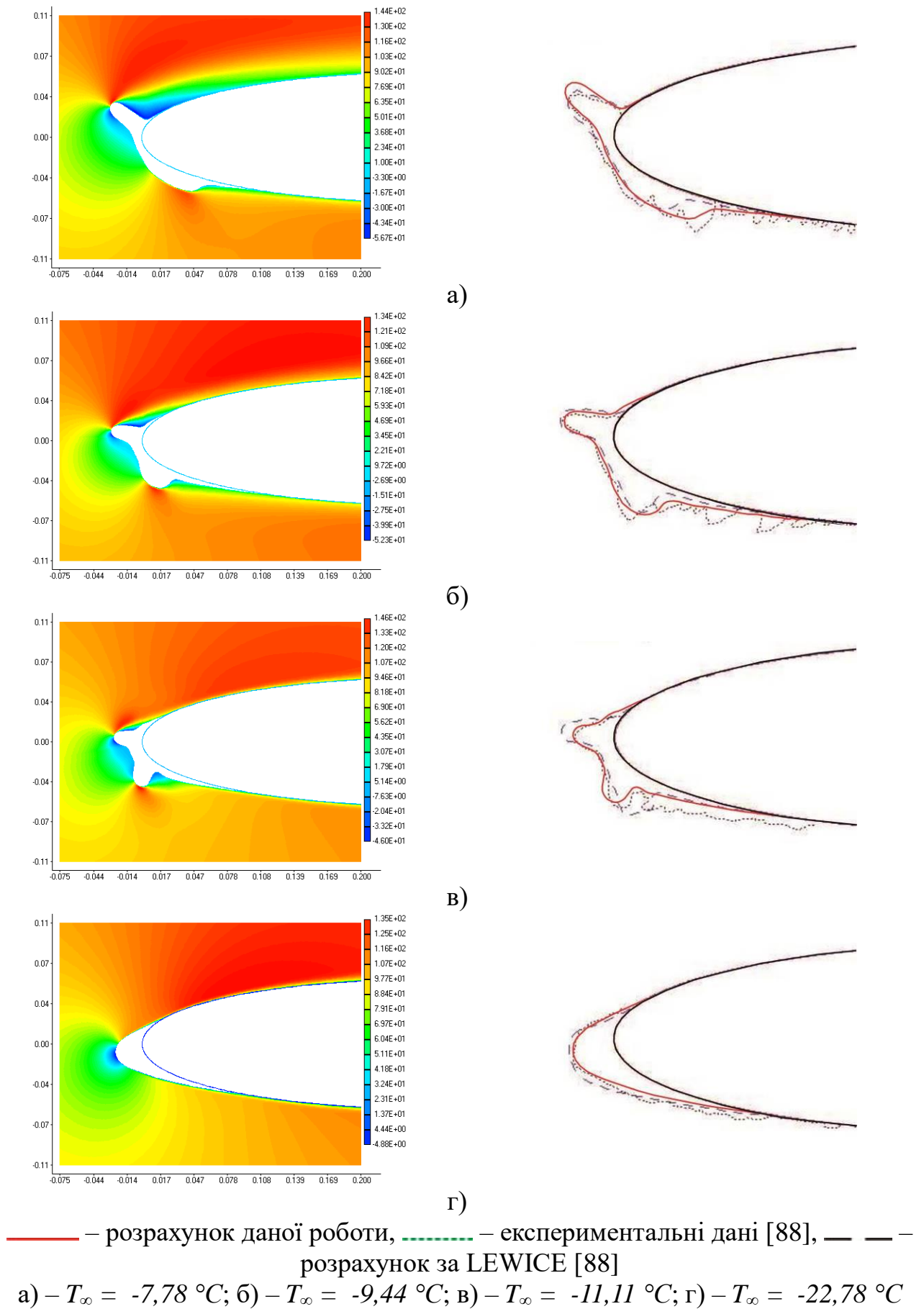


Рис. 6.29 Залежність форм наростів криги на профілі *NACA 0012* від температури потоку, що набігає при $v = 102,8 \text{ м/с}$

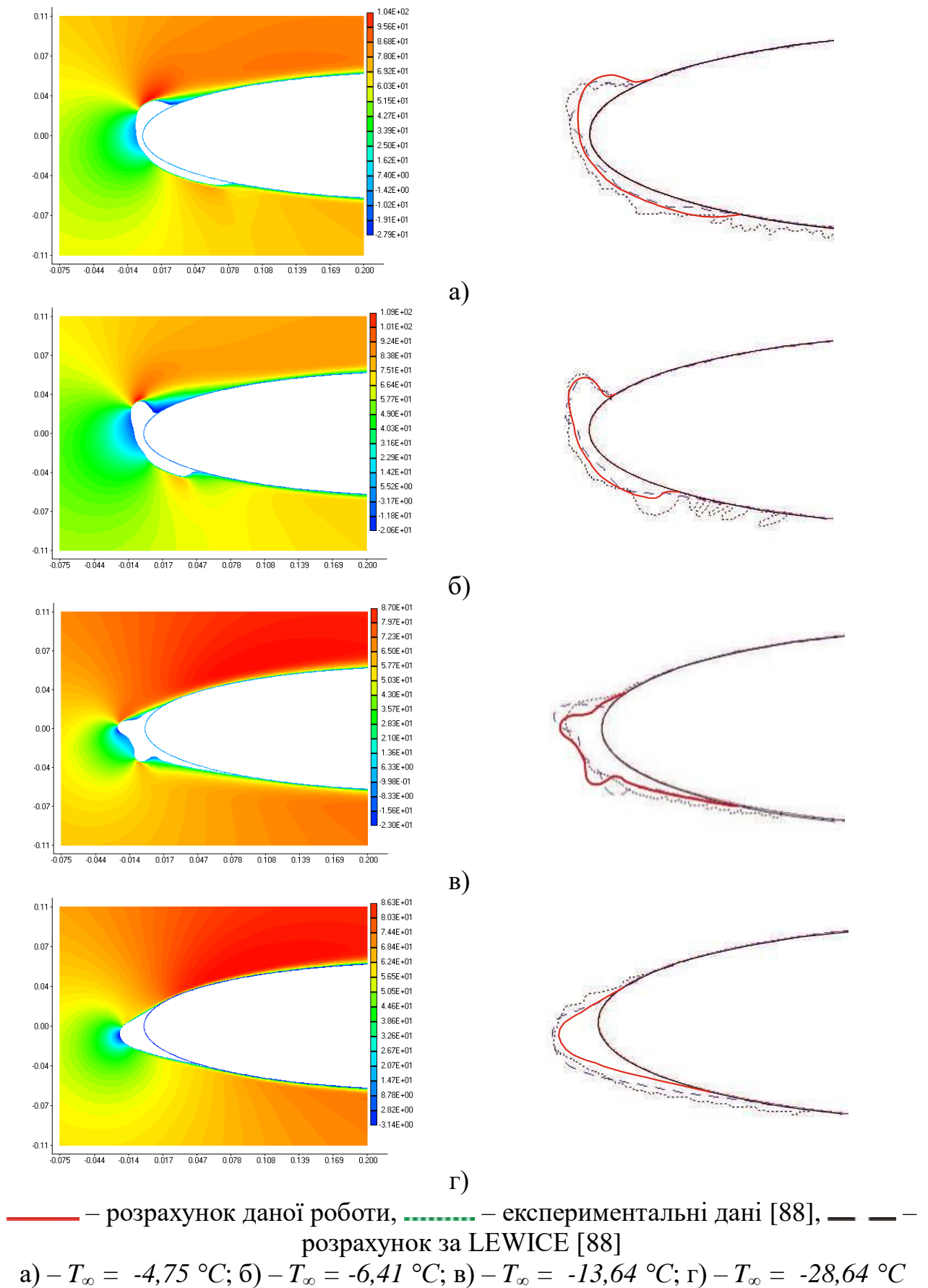


Рис. 6.30 Залежність форм наростів криги на профілі *NACA 0012* від температури потоку, що набігає, при $v = 67,1 \text{ м/с}$

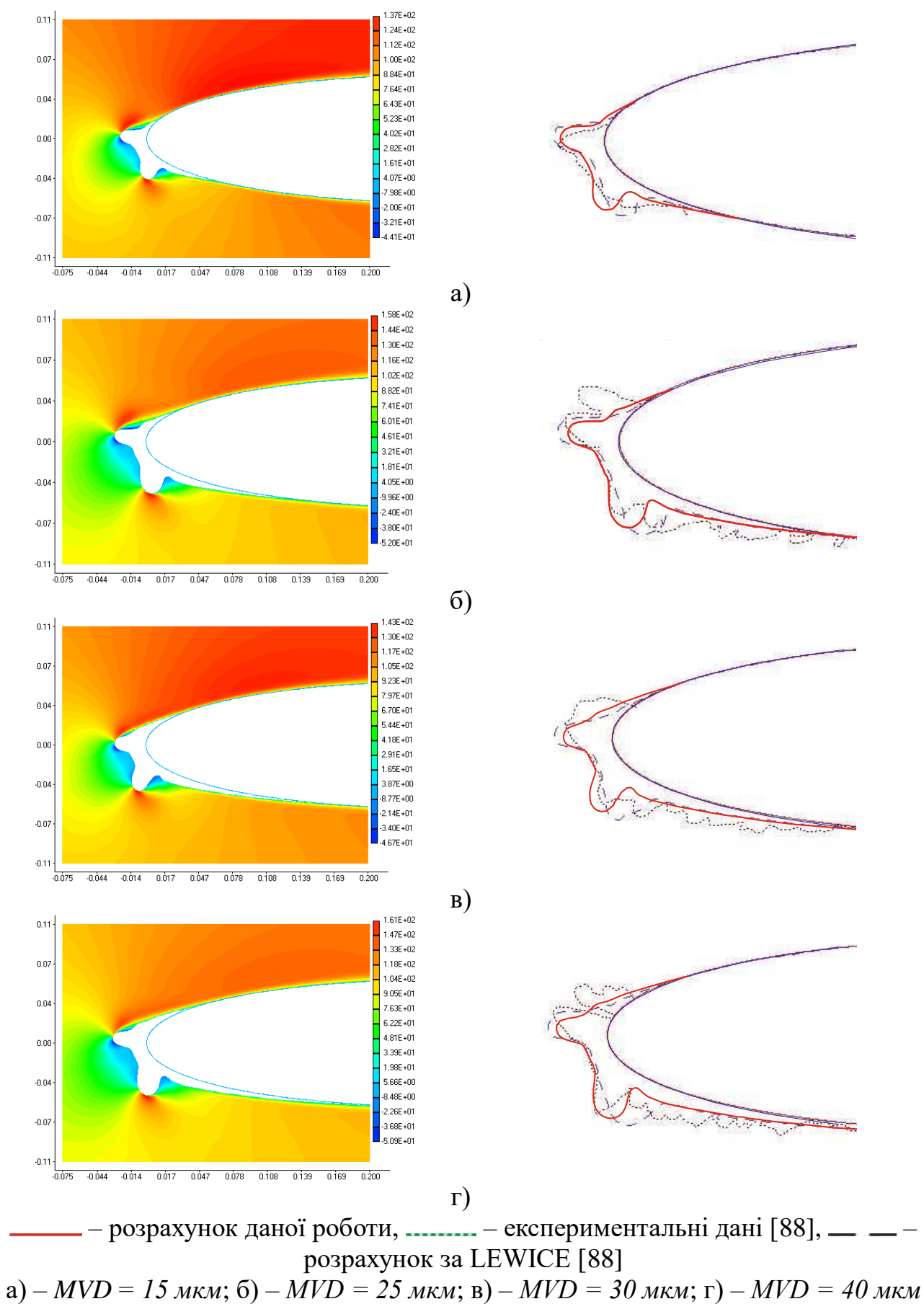
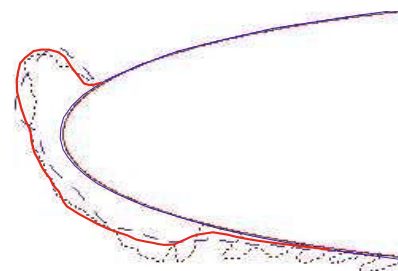
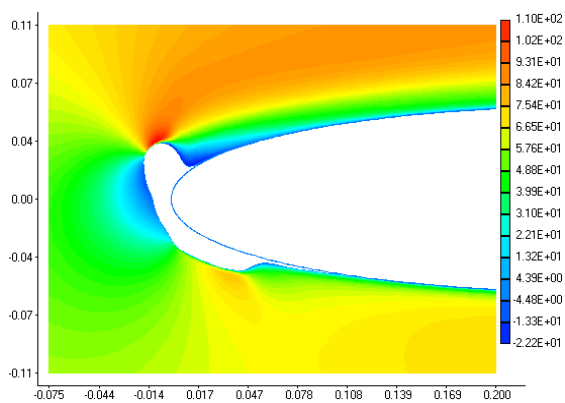
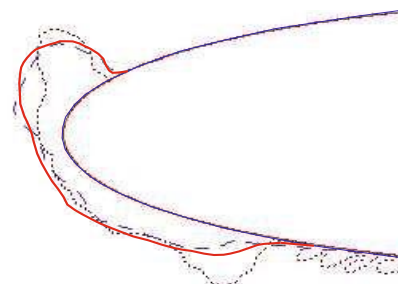
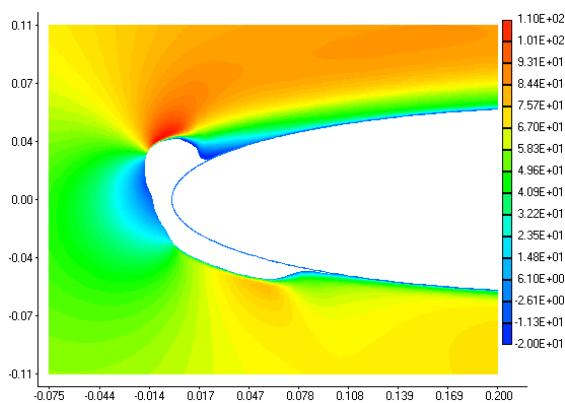


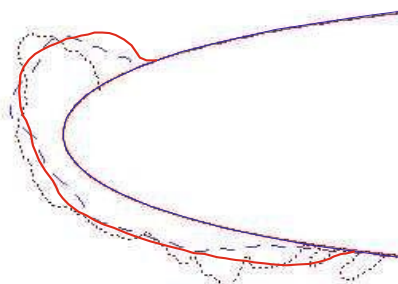
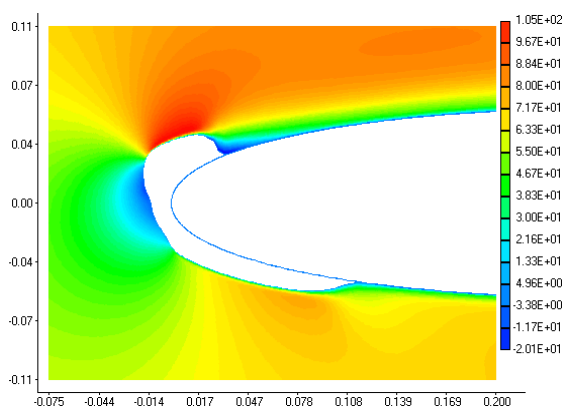
Рис. 6.31 Залежність форм наростів криги на профілі *NACA 0012* від діаметру переохолоджених крапель



a)



б)

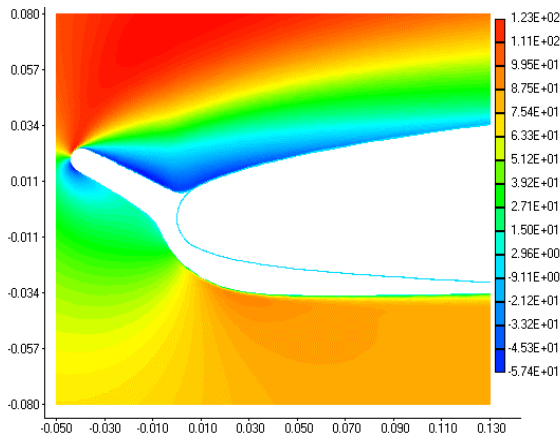


в)

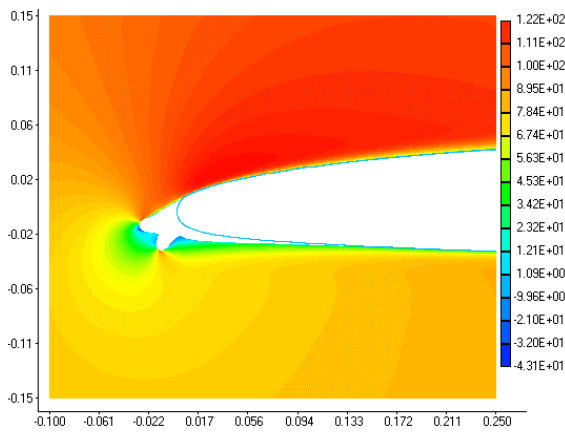
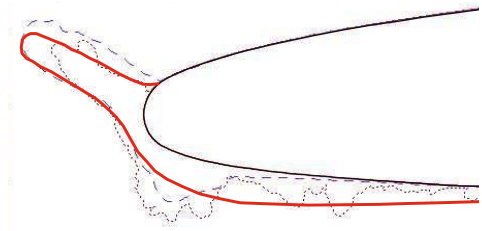
— — — — — розрахунок даної роботи, - - - - - експериментальні дані [88], — — — — — розрахунок за LEWICE [88]

а) – $LWC = 1,06 \text{ г/м}^3$; б) – $LWC = 1,3 \text{ г/м}^3$; в) – $LWC = 1,6 \text{ г/м}^3$

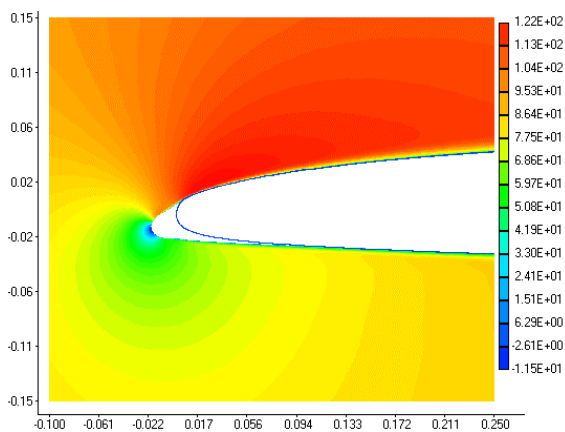
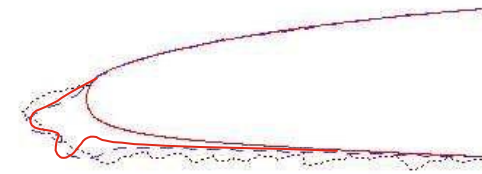
Рис. 6.32 Залежність форм наростів криги на профілі *NACA 0012* від водності потоку, що набігає зі швидкістю $v = 67,1 \text{ м/с}$



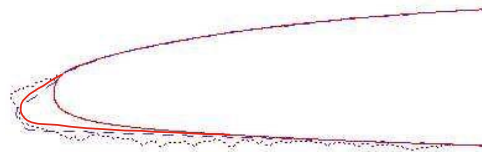
а)



б)



в)



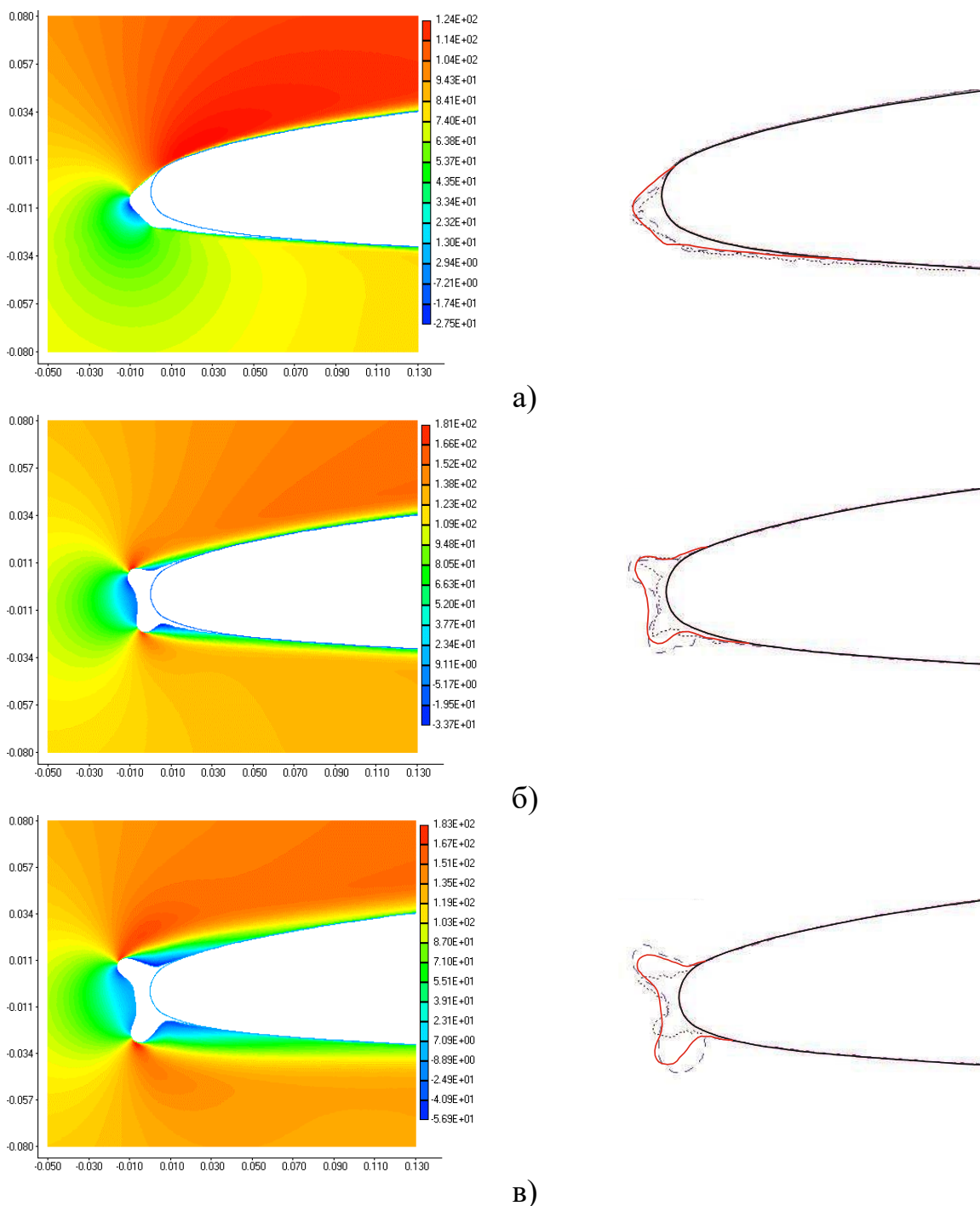
— — — — — розрахунок даної роботи, - - - - - експериментальні дані [88], — — — — — розрахунок за LEWICE [88]

а) $v = 90$ м/с, $\alpha = 4,5^0$, $LWC = 0,54$ г/м³; $L = 0,91$ м, $MVD = 20$ мкм,
 $t = -5,1$ °С, $time = 22,5$ хв;

б) $v = 90$ м/с, $\alpha = 4,5^0$, $LWC = 0,43$ г/м³; $L = 0,91$ м, $MVD = 20$ мкм,
 $t = -10,21$ °С, $time = 22,5$ хв;

в) $v = 90$ м/с, $\alpha = 4,5^0$, $LWC = 0,405$ г/м³; $L = 0,91$ м, $MVD = 20$ мкм,
 $t = -15,27$ °С, $time = 16,7$ хв

Рис. 6.34 Форми наростів криги на профілі GLC 305



— — — — — розрахунок даної роботи, - - - - - експериментальні дані [88], — — — — — розрахунок за LEWICE [88]

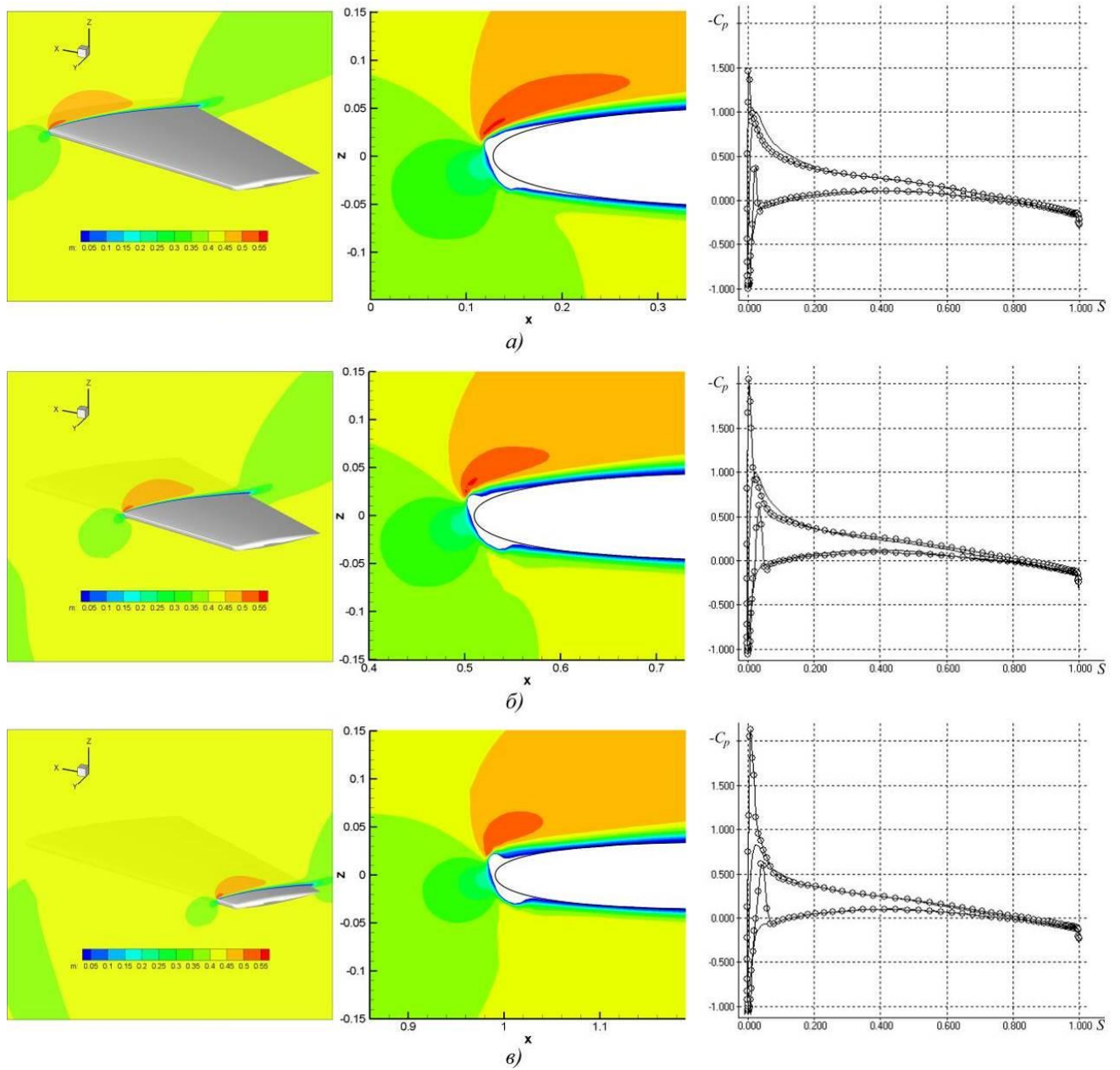
- а) $v = 90 \text{ м/с}$, $\alpha = 4,5^\circ$, $LWC = 0,6 \text{ г/м}^3$; $L = 0,91 \text{ м}$, $MVD = 15 \text{ мкм}$,
 $t = -10,54^\circ\text{C}$, $time = 6 \text{ хв}$;
 б) $v = 128,6 \text{ м/с}$, $\alpha = 1,5^\circ$, $LWC = 0,43 \text{ г/м}^3$; $L = 0,91 \text{ м}$, $MVD = 20 \text{ мкм}$,
 $t = -10,65^\circ\text{C}$, $time = 6 \text{ хв}$;
 в) $v = 128,6 \text{ м/с}$, $\alpha = 1,5^\circ$, $LWC = 0,6 \text{ г/м}^3$; $L = 0,91 \text{ м}$, $MVD = 15 \text{ мкм}$,
 $t = -10,55^\circ\text{C}$, $time = 7,2 \text{ хв}$

Рис. 6.35 Форми наростів криги на профілі *GLC 305*

6.5 Зледеніння крила зі скосом потоку

На рис. 6.36 наведено результати чисельного моделювання процесу зледеніння крила *ONERA M6* при обтіканні повітряно-крапельним потоком, що має параметри: $V_\infty = 131 \text{ м/с}$, $\alpha = 3,5^\circ$, $p_\infty = 90750 \text{ Па}$, $LWC = 0,0005 \text{ кг/м}^3$, $d_k = 20 \text{ мкм}$. Представлено розподілення чисел Маха в перетинах, розташованих на відстані 20%, 50%, 80% довжини розмаху крила і коефіцієнтів тиску уздовж обтічної поверхні в цих перетинах.

На відміну від двовимірного наближення при тривимірному обтіканні крила кінцевого розмаху із стрілоподібністю виникає ряд особливостей картини течії: відбувається викривлення (вздовж осі Y) ліній струму в області передньої кромки, потім викривлення в протилежну сторону вздовж 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. 6.37). При розгляді процесу обмерзання за рахунок ефектів тривимірності відбувається переміщення рідини, що повністю не замерзла як уздовж перетину, так і за розмахом крила. В міру віддалення за розмахом крила, з одного боку, збільшується обсяг рідини, яка переміщується вздовж розмаху крила, з іншого боку, зменшується довжина хорди перетинів, і, в результаті, «рогоподібні» нарости стають більш виразними (рис. 6.36). Аналіз отриманих результатів дозволяє зробити висновок, що основними негативними ефектами, які впливають на аеродинамічні характеристики крила є: зменшення тиску на нижній поверхні крила за крижаним наростом; збільшення тиску вздовж верхньої поверхні за місцем повторного приєднання потоку за пухирцем розділення (який виникає за рогоподібним наростом) внаслідок значної турбулізації примежового шару; більш ранній зрив потоку з крила; потенційна можливість виникнення несиметричного навантаження на крила літака.



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

Рис. 6.36 Розподіл ізолій 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) поздовж крила

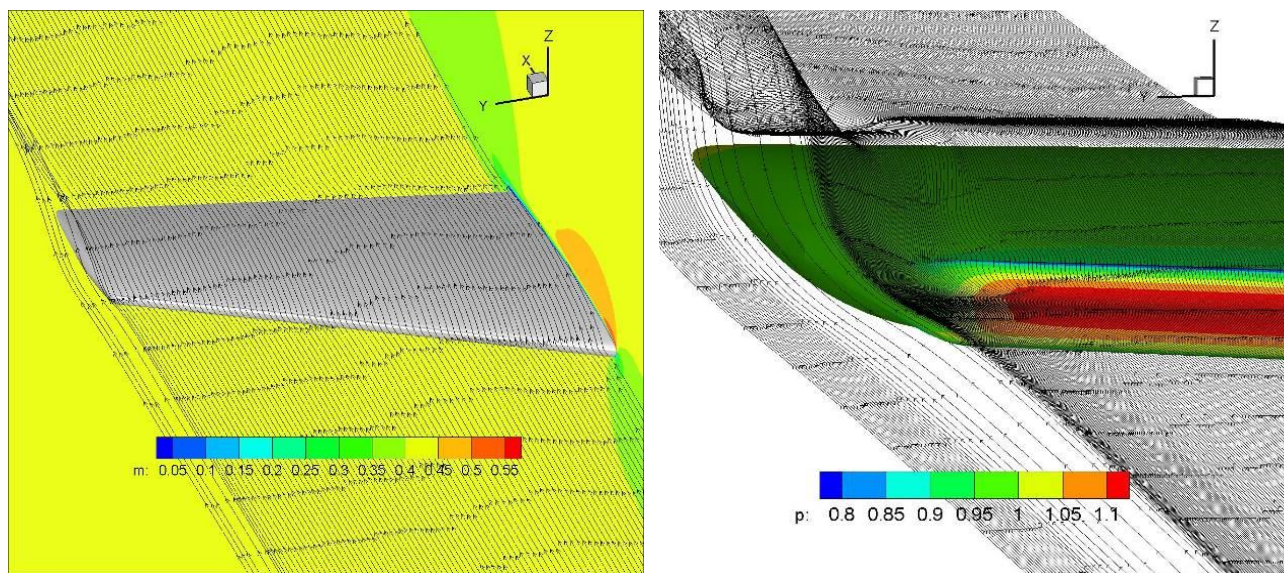


Рис. 6.37 Розподіл ліній струму при обтіканні крила *ONERA M6* під кутом атаки $\alpha = 3,5^\circ$

Причому ці ефекти в значно більшій мірі проявляються для перетинів по мірі віддалення за розмахом крила. Тобто найбільш небезпечними, з точки зору зледеніння та його впливу на літак, можна вважати віддалені ділянки передньої кромки крила, що необхідно враховувати при проектуванні систем захисту від зледеніння.

6.6 Вплив наростів на аеродинамічні характеристики профілю крила

З метою верифікації розробленої чисельної методики в частині визначення аеродинамічних характеристик профілів з кригою у вигляді великих рогоподібних наростів, а також аналізу виникаючих особливостей поля течії, було проведено ряд експериментальних і чисельних досліджень на крилі з профілем *NACA 0012*. У якості форм наростів було обрано чотири, найбільш показові з точки зору аеродинаміки, характерні рогоподібні форми, що відповідають умовам зледеніння з утворенням найбільш небезпечної склоподібної криги, з різними розмірами і кутами нахилу рогоподібного виступу до хорди профілю.

6.6.1 Експериментальні дослідження

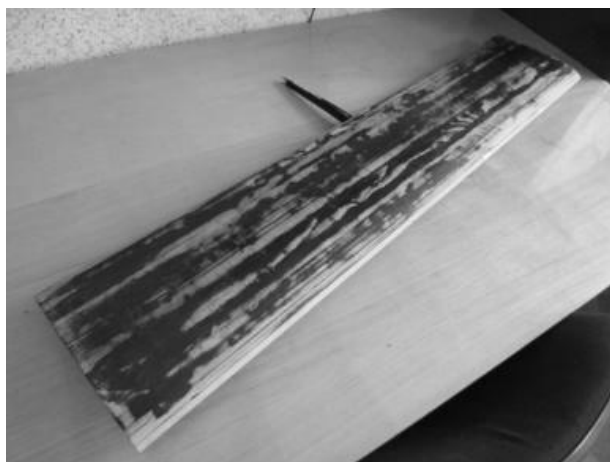
В аеродинамічній трубі малих швидкостей *AT-4 «ХАІ»* було виконано експериментальні дослідження крила з профілем *NACA 0012* за методом вагових вимірів на аеродинамічних вагах (метрологічні сертифікати експериментального обладнання наведено у Додатку А). У поздовжньому каналі за методом полярних вимірювань визначено вплив кутів атаки на аеродинамічні характеристики крила з профілем *NACA 0012* з різними формами зледеніння передньої кромки (протоколи випробувань наведено у Додатку Б).

Модель крила з профілем *NACA 0012* було виготовлено з дерев'яної переклейки. Крило мало прямокутну форму в плані (розмах $l = 1$ м, хорда $b = 0,2$ м). Конструктивно на передню кромку крила встановлювалися з'ємні елементи, що імітували різні форми крижаних наростів на передній кромці, які було виготовлено з ABS пластику методом пошарового наплавлення і які мали шорсткість поверхні $k_s \sim 0,0002$ м (рис. 6.38).

В якості форм наростів були обрані: оригінальна кромка крилового профілю *NACA 0012* з шорсткою поверхнею і чотири форми наростів, з різним положенням і розмірами рогоподібного виступу, відповідні експериментам, проведеним в дослідницькому центрі імені Джона Гленна в трубі, що моделює умови зледеніння (IRT), з номерами 401, 402, 403 і 426 [88] і отримані за допомогою розробленої методики та програмного забезпечення, рис. 6.40 (а) – оригінальний профіль *NACA 0012* з шорсткою накладкою, б), в), г), д) – профілі з накладками на передній кромці, що мають форми крижаних наростів і відповідають експериментам 401, 402, 403 і 426 [88]).

Аеродинамічна труба малих швидкостей *AT-4 «ХАІ»* є трубою замкнутого типу з відкритою робочою частиною, з діаметром вихідного перетину сопла $D_c = 1,5$ м і максимальною швидкістю потоку в робочій частині $V_{max} = 60$ м/с. Випробування виконувалися за методом полярних вимірювань при початковому ступені турбулентності потоку в робочій частині рівній 0,78%.

Вимірювання сил, що діють на досліджувану модель при обтіканні повітряним потоком, здійснювалося на шестикомпонентних аеродинамічних вагах *АВТ-4* з системою важеля підвісу.



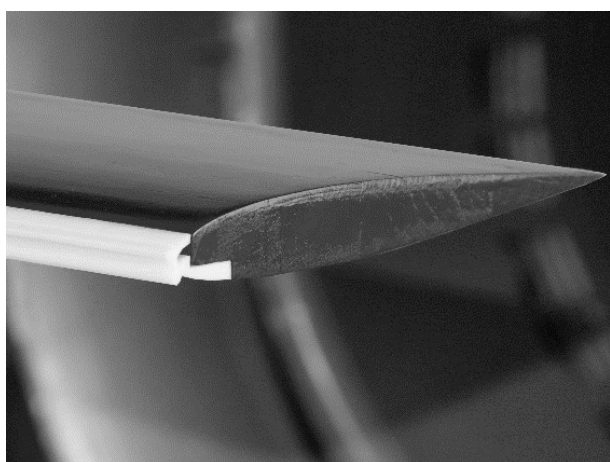
а)



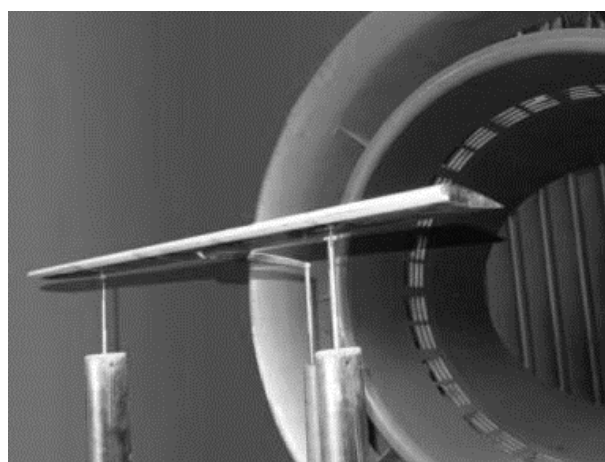
б)

Рис. 6.38 Модель крила з профілем *NACA 0012*

Установка крила з профілем *NACA 0012* в робочій частині аеродинамічної труби малих швидкостей *АТ-4 «ХАІ»* на аеродинамічних вагах показана на рис. 6.39.



а)



б)

Рис. 6.39 Модель крила з профілем *NACA 0012* в робочій частині аеродинамічної труби малих швидкостей *АТ-4 «ХАІ»*

Якість потоку в робочій частині, згідно зі свідоцтвом №88/02-362 про метрологічну атестацію аеродинамічної труби *AT-4* і свідоцтвом №02/3501 про повірку вимірювальної техніки (Додаток А), визначалося Харківським центром стандартизації, сертифікації та метрології і характеризувалося наступними метрологічними характеристиками :

- коефіцієнт нестабільності швидкості збуреного потоку – $0,096$;
- зміна статичного тиску вздовж осі потоку, віднесене до швидкісного напору – $0,0105 \dots 0,069$;
- коефіцієнт поля зони рівних швидкостей – $1,012 \dots 1,021$;
- радіус зони рівних швидкостей на відстані $X = 750$ мм від зрізу конфузора – 730 мм;
- довірна відносна похибка зміни швидкості повітряного потоку – $\delta = \pm (0,01 \dots 0,02 V_\infty)$ м/с.

Вимірювання швидкості потоку в робочій частині аеродинамічної труби *AT-4* було виконано відповідно до РТМ провідного підприємства *п/я А-7844* за усередненим статичним тиском в перерізі заспокійливої зони аеродинамічної труби за допомогою стандартного мікроманометра ММН-250 №2686 з класом точності 1,0, який пройшов Держповірку в 2010 році.

Вплив захарашення потоку масштабної моделлю було враховано при обробці результатів досліджень у вигляді поправок до швидкості потоку, яку було виміряно в робочій частині аеродинамічної труби без моделі [217]. Коефіцієнти сил і моментів визначалися з умови рівноваги сил, що діють на масштабну модель у відповідних координатних площинах.

Для уточнення поправок до швидкості повітряного потоку попереду і вище масштабної моделі було встановлено зразковий приймач повітряного тиску в зоні незбуреного потоку, по якому і проводилися додаткові контрольні вимірювання швидкості незбуреного потоку.

При випробуванні крила з профілем *NACA 0012* в аеродинамічній трубі малих швидкостей *AT-4* коефіцієнти сил і моментів визначалися з умови рівноваги сил, що діють на масштабну модель у відповідних координатних площинах [217].

Для переходу від значень сил і моментів до аеродинамічних коефіцієнтів, отримані сили ставилися до швидкісного напору q_∞ і до площі крила в плані $S_{кр}$, а значення поздовжнього моменту відносно передньої кромки крила до швидкісного напору q_∞ , площі крила в плані $S_{кр}$ і характерного розміру крила b_a з профілем *NACA 0012*, тобто

$$C_{xa} = \frac{X_a}{q_\infty S_{кр}}, \quad C_{ya} = \frac{Y_a}{q_\infty S_{кр}}, \quad m_{za} = \frac{M_{za}}{q_\infty S_{кр} b_a}. \quad (6.1)$$

Число Рейнольдса визначалося за формулою для середньої аеродинамічної хорди

$$Re = \frac{V_\infty b_a}{\nu}. \quad (6.2)$$

У розрахунки аеродинамічних коефіцієнтів внесено поправки на індукцію аеродинамічної труби, скос потоку і градієнт статичного тиску відповідно до методики, прийнятої на кафедрі аерогідродинаміки «ХАІ» [217, 218].

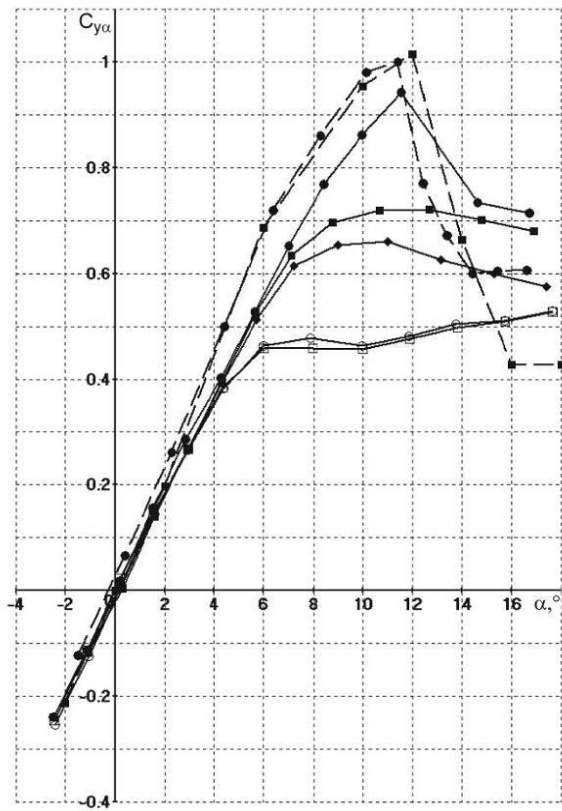
Умови експерименту відповідали числам $Re = 0,67 \times 10^6$ і $M = 0,154$, які можуть бути прийняті відповідними режиму автотельності. Кут атаки змінювався в діапазоні $\alpha = -4^\circ \dots 18^\circ$. На графіках (рис. 6.41 *a*), *b*), *в*)) також наведено результати відомих експериментальних досліджень гладкого профілю *NACA 0012* [219, 220] з числами $Re = 0,7 \times 10^6$ і $0,5 \times 10^6$ відповідно.

Крива, що описує залежність коефіцієнта підйомної сили C_{ya} від кута атаки α для «чистого» профілю (але з шорсткою передньою кромкою) має дещо менший кут нахилу в порівнянні з відомими даними експериментів, проведених для схожих умов [219, 220], але для гладкого профілю. Також значення $C_{ya, max}$

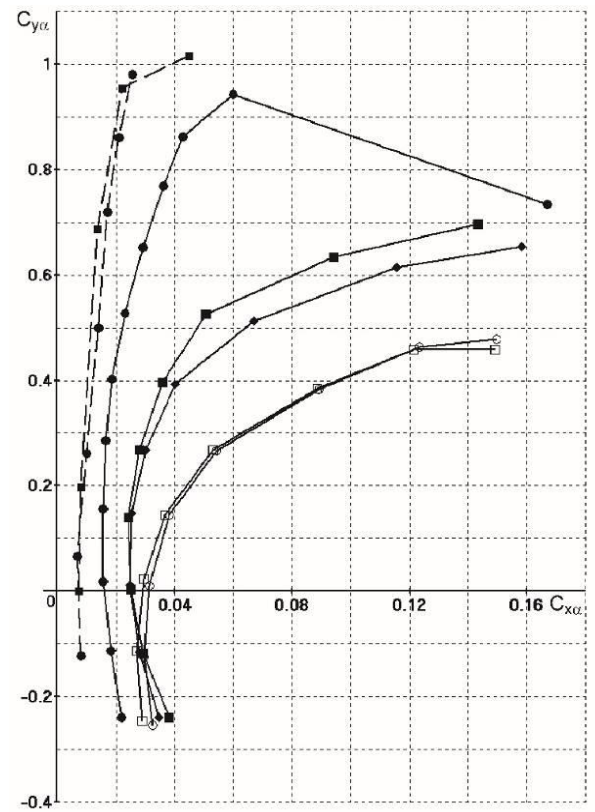
виявилось меншим на величину $\sim 7\%$. Кут зриву потоку у всіх експериментах для «чистого» профілю має величину $\sim 12^\circ$, проте для великих кутів атаки (за зривом потоку) результати значно відрізняються. Криві коефіцієнта лобового опору C_{xa} в області до зриву потоку еквідистантні, але значення коефіцієнта опору «шорсткого» профілю вище на величину $\sim 0,008$.

Найбільші аеродинамічні втрати викликали нарости з конфігураціями, що мають великий рогоподібний виступ з найбільшим кутом нахилу до хорди профілю (випадки 401, 426). Причому результати виявилися дуже близькими, хоча в першому випадку висота рогу була більше, але кут нахилу до хорди профілю дещо меншим, а в другому випадку ріг був товщим. При цьому падіння $C_{ya, max}$ склало $\sim 50\%$ до значення 0,46, кут зриву потоку – до $\sim 6^\circ$. Збільшення коефіцієнта лобового опору для цих форм наростів також виявилось найбільшим – в 2 рази (в порівнянні з «чистим» та «шорстким» профілем, до значення $\sim 0,032$) при нульовому куті атаки і до 4 разів при кутах атаки $10-12^\circ$. Мінімальний лобовий опір спостерігається при від'ємному куті атаки $\sim -2^\circ$.

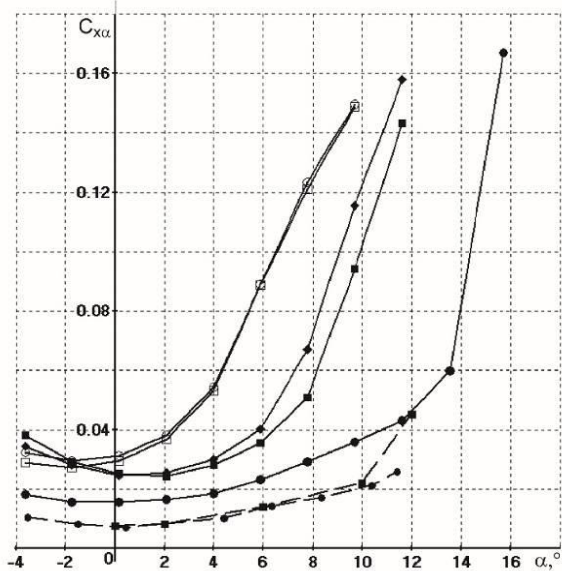
Нарости, відповідні розрахунковим випадкам 402 і 403, в меншій мірі вплинули на структуру течії, і на аеродинамічні характеристики: у випадку 403, коли рогоподібний нарост спрямований назустріч потоку, зменшення $C_{ya, max}$ склало $\sim 24\%$ до значення 0,73; у випадку 402 нарост спрямований під відносно невеликим кутом до хорди профілю та зменшення $C_{ya, max}$ склало $\sim 32\%$ до значення 0,65. В обох випадках кут зриву потоку становив $\sim 9-11^\circ$. При невеликих кутах атаки збільшення коефіцієнта лобового опору було практично таким же, як і у випадках з великими рогоподібними виступами, спрямованими майже перпендикулярно потоку – до 2 разів, в діапазоні значень кута атаки $2...8^\circ$ також до 2 разів, і для кутів атаки $10...16^\circ$ – до 4 разів.



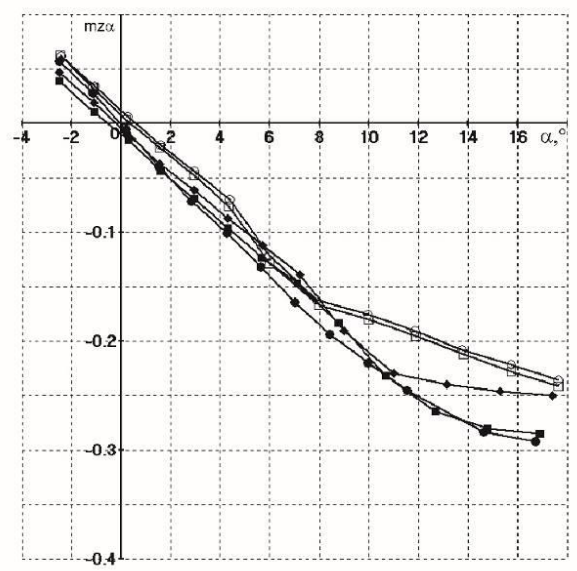
а)



б)



в)



г)

—●— - оригінальний профіль з шорсткою насадкою, —○—, —◆—, —■—, —□— -
 профілі з наростами, що відповідають експериментам 401, 402, 403, 426 [88],
 -●-- - експеримент [219] -■-- - експеримент [220]

Рис. 6.41 Експериментальні аеродинамічні характеристики профілю крила
NACA 0012 з наростами криги

6.6.2 Чисельні розрахунки

За допомогою розробленого програмно-методичного забезпечення було також чисельно змодельовано форми крижаних наростів, що утворюються в умовах, що відповідають експериментам, проведеним в дослідницькому центрі імені Джона Гленна в трубі, що моделює умови зледеніння (IRT) з номерами 401, 402, 403 і 426 [88] і був розглянутий розрахунковий випадок утворення криги на початковій стадії процесу зледеніння (рис. 6.40). Шорсткість поверхні була прийнята відповідною еквівалентній пісочній шорсткості, що має висоту $k_s = 0,0002$ м, що також відповідало значенню висоти пісочної шорсткості, що приймається в розрахунках LEWICE 2D [88] для розглянутих випадків. Було проведено порівняння змодельованих форм наростів з експериментальними. Спостерігається досить гарне узгодження розрахункових форм (як отриманих за допомогою LEWICE 2D так і розробленої методики) з експериментальними, за винятком нерівностей в дальній області у вигляді так званого «хвоста лобстера» (рис. 6.40).

На рис. 2.42 наведено залежності коефіцієнтів підйомної сили $C_{y\alpha}$ і лобового опору $C_{x\alpha}$ від кута атаки α для профілів із заданими формами наростів, які отримані в результаті чисельних і експериментальних досліджень. Найбільші аеродинамічні втрати викликали нарости з конфігураціями, що мають великий рогоподібний виступ з найбільшим кутом нахилу до хорди профілю (випадки 401, 426). Спостерігається добре узгодження розрахункових і експериментальних значень $C_{y\alpha}$ (практично повний збіг для конфігурації наросту 426 і трохи нижчі розрахункові значення при кутах атаки $6-10^\circ$ для конфігурації 401). Розрахункові значення коефіцієнтів лобового опору у всіх розрахункових випадках з рогоподібними наростами виявилися нижче експериментальних значень (на величину $\sim 0,006$ для нульового кута атаки), і гарний збіг для «чистого» профілю з шорсткою передньою кромкою. При цьому падіння $C_{y\alpha, \max}$ склало $\sim 50\%$ до значення 0,46, кут зриву потоку – до значення $\sim 6^\circ$.

Аналіз отриманих чисельних даних дозволяє зробити висновок, що основною причиною значного погіршення аеродинамічних характеристик є утворення відривного пузиря за рогоподібним наростом на верхній поверхні профілю.

На рис. 6.43 представлені картина перебігу і розподіл коефіцієнта тиску уздовж профілю *NACA 0012*, обтічного під кутом атаки 4° , з «рогоподібним» наростом криги, що утворилася: за наростом (як на верхній поверхні профілю – більший, так і на нижній – дрібніший) утворюються відривні пузирі. 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. 2.43, в). При цьому невелика зона відривної течії за рогоподібним наростом і відповідне аеродинамічне розрідження, при невеликому куті атаки, призводять до значного зменшення місцевого коефіцієнта тиску в цій області. Тому в цілому, до кутів атаки 4° значного зниження коефіцієнта підйомної сили не відбувається (рис. 2.42).

На рис. 2.44 проілюстровано картину течії в області наросту і розподіл коефіцієнта тиску уздовж поверхні профілю, а також їх зміна зі збільшенням кута атаки. При кутах атаки до $\sim 4^\circ$ через значний градієнт тиску на верхній, а також і нижній частинах крижаного наросту утворюються відривні пузирі з подальшим повторним приєднанням потоку.

Для форми профілю з кригою, обтічного під кутом атаки $\alpha = 4^\circ$ крива, відповідна верхній поверхні до значення $x/c \sim 0.07$, а також крива, відповідна нижній поверхні профілю до значення $x/c \sim 0.05$, розташовані вище кривих «чистого» профілю, що свідчить про наявність в цих областях відривних пузирів. Точки перетину кривих, відповідних «чистому» профілю і профілю з наростом, відповідають точкам повторного приєднання потоку за відривними пузирями. Локальний мінімум на верхній кривій в області $x/c \sim 0.0$ (в западині за великим рогоподібним наростом) і її перетин з кривою, що відповідає «чистому» профілю, свідчить про наявність вторинного вихору в цій області.

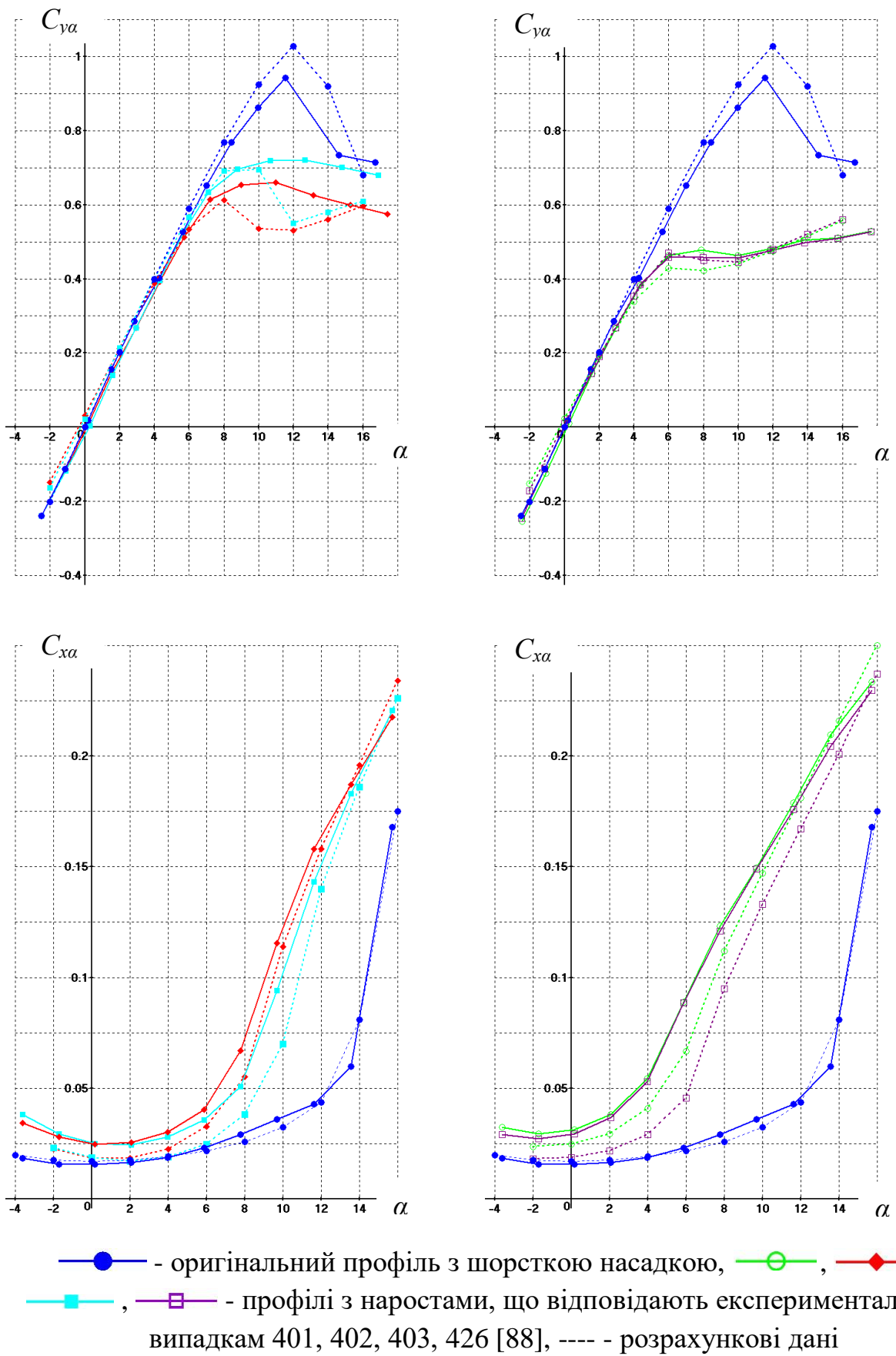
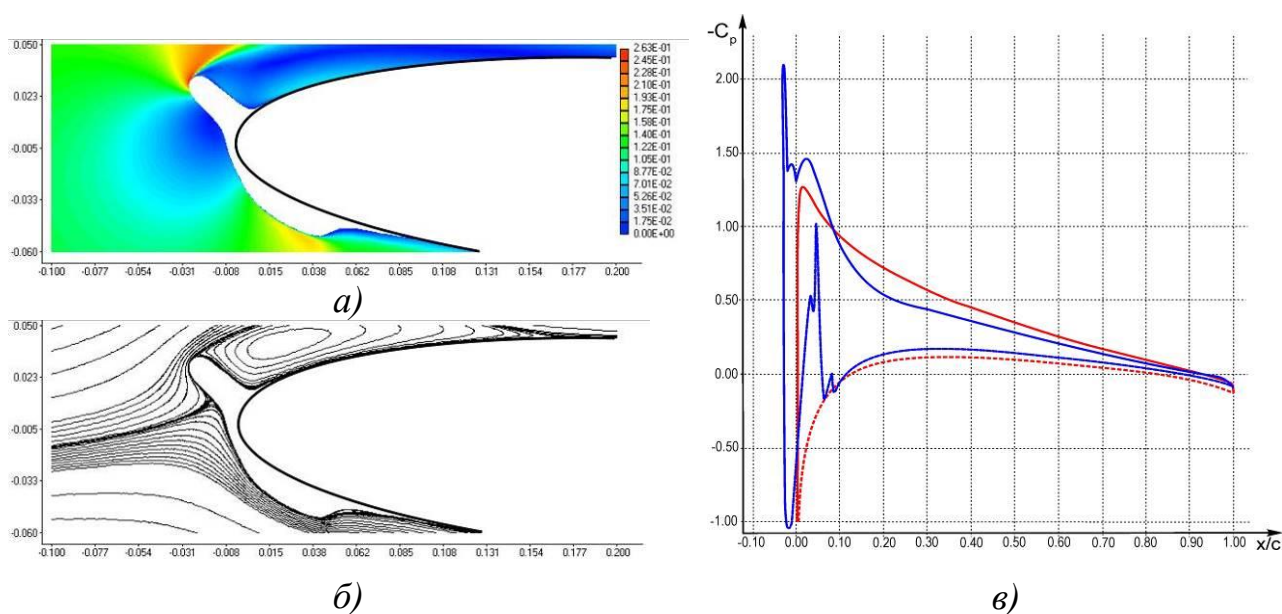


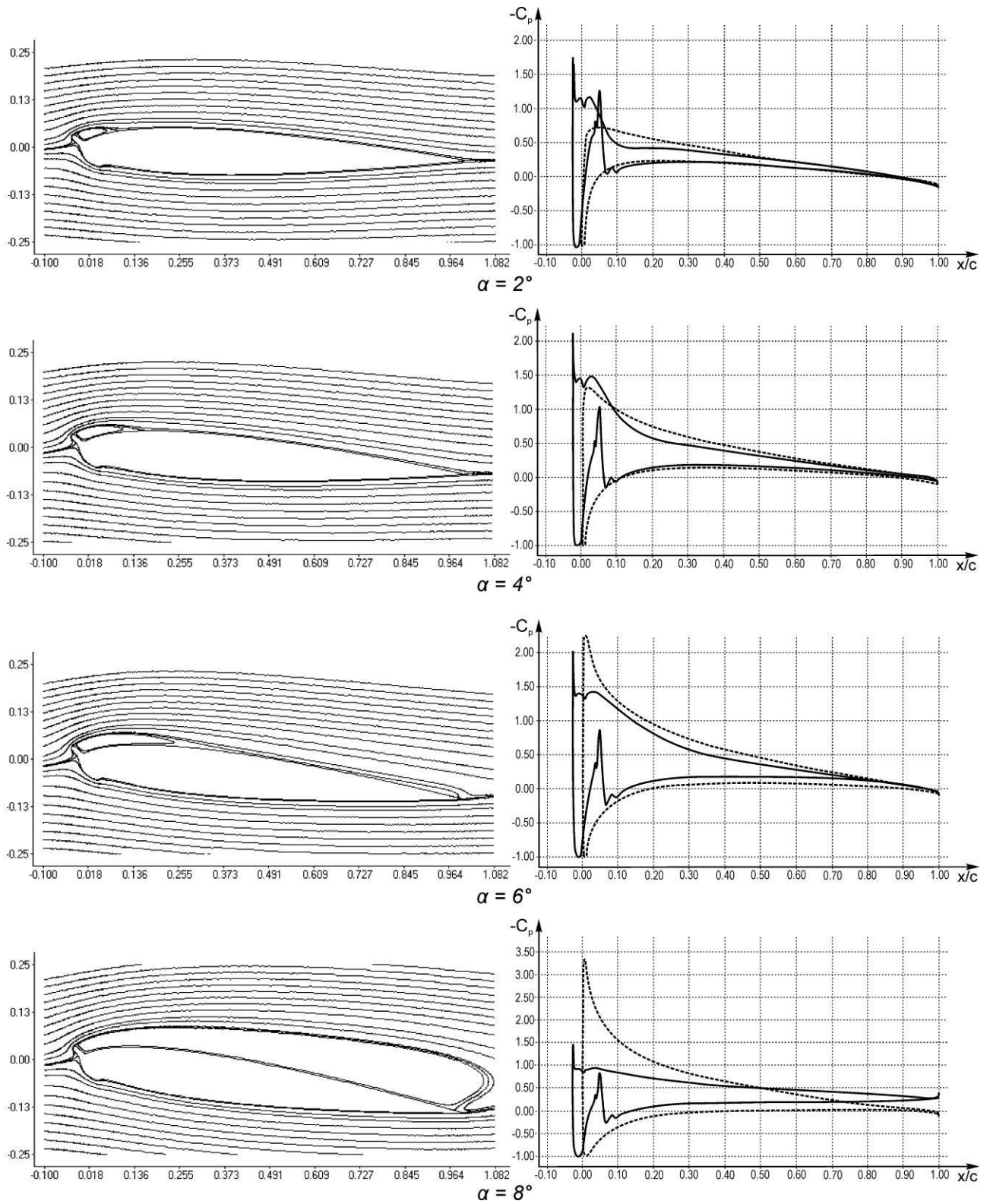
Рис. 6.42 Аеродинамічні характеристики профілю крила *NACA 0012* з наростами криги



— — чистий профіль, — — профіль з наростом «рогоподібної» криги, що відповідає експериментальному випадку 401 [88]

Рис. 6.43 Розподіл ізоліній чисел Маха (а), ліній струму (б) і коефіцієнта тиску (в) при обтіканні профілю *NACA 0012*, $\alpha = 4^\circ$

При значенні кута атаки $\alpha = 6^\circ$ (рис. 2.44) криві на графіку розподілу коефіцієнта тиску, що відповідають «чистому» профілю і профілю зі зледенінням – не перетинаються. Незважаючи на наявність локального відривного пузиря над верхньою частиною профілю за рогоподібним наростом, вторинного приєднання потоку не відбувається, відносно тонка пристінкова область зворотної течії поширена до задньої кромки профілю. Швидкість потоку над верхньою поверхнею профілю знижується, однак значного аеродинамічного розрідження вже не відбувається. Спостерігається зменшення кута нахилу кривої на графіку залежності C_{ya} від α (рис. 2.26). При подальшому збільшенні кута атаки відривний пузир зростає, його протяжність перевищує довжину профілю і відбувається зрив потоку з крила.



——— – профіль з наростом криги, що відповідає розрахунковому випадку 401 [88], – чистий профіль

Рис. 6.44 Лінії току і розподіл коефіцієнта тиску вздовж профілю *NACA 0012* для різних кутів атаки

В цілому, отримані результати відповідають фізичній картині та структурі течії, що була описана в п.6.4.1, 6.4.2. Однак, як і у випадку «бар'єрної» криги, особливості, пов'язані із нестаціонарними характеристиками поля течії за крижаним рогоподібним наростом, а також, пов'язані із можливим виникненням несиметричних навантажень на крила та, відповідно, тривимірністю течії, не можуть бути відтворені за допомогою розробленого програмно-методичного забезпечення.

6.7 Висновки до розділу

Для вирішення проблеми моделювання процесів зледеніння літальних апаратів розроблені методика і програмне забезпечення, за допомогою якого відтворені основні типи зледеніння: крига на початковому етапі процесу зледеніння, або шорсткість, відносно великі «рогоподібні» крижані нарости, «бар'єрна» крига і проведена оцінка їх впливу на аеродинамічні характеристики профілю крила. Проаналізовано вплив кожного типу криги на структуру течії та характеристики крила. 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 *NACA 0012*.

1. Проведено чисельне дослідження впливу шорсткості, як типу зледеніння, на аеродинамічні характеристики профілю і структуру течії. Показано, що, відповідно до відомих експериментальних досліджень, шорсткість впливає на аеродинаміку профілю шляхом безпосереднього збільшення поверхневого тертя, ініціює більш ранній ламінарно-турбулентний перехід межового шару, сприяє збільшенню його товщини і, відповідно, більш раннього зриву потоку. Цей вплив проявляється головним чином у вигляді зміни розподілу тиску уздовж профілю, збільшення лобового опору, зменшення кута зриву потоку і, в меншій мірі, зменшення підйомної сили.

При цьому з точки зору впливу на структуру течії шорсткість може привести до раннього відриву потоку з задньої кромки крила, але сама по собі не викликає великих відривних пузирів, як ті, що виникають у випадках рогоподібних наростів криги і наростів «бар'єрної» криги.

2. Розроблена методика дає добре якісне і кількісне узгодження розподілу коефіцієнта конвективного теплообміну і коефіцієнта тиску уздовж поверхні обтічного профілю з відомими рішеннями, і кілька завищене значення коефіцієнта тертя.
3. Результати чисельних досліджень структури течії при наявності наростів «бар'єрної» криги в цілому узгоджуються з відомими експериментальними дослідженнями. Відтворені розрахунковим шляхом нарости «бар'єрної» криги істотно впливають на аеродинамічні властивості крила вже при кутах атаки понад 4° : дуже сильно, на величину до $\sim 60\%$, зменшується підйомна сила, в тому числі за рахунок істотного збільшення тиску на верхній частині профілю до наросту, і значно збільшується лобовий опір, при цьому відносно невеликі нарости «бар'єрної» криги можуть надавати навіть більш істотний вплив, ніж «небезпечні» «рогоподібні».
4. «Бар'єрна» крига є надзвичайно небезпечною, вимагає детального вивчення її впливу на аеродинамічні характеристики літака при проектуванні систем захисту від зледеніння, особливо сильне «аеродинамічне розрядження», викликане пухирем поділу за виступом криги в області елерона, яке може викликати його «виривання» і втрату керованості літаком.
5. Показано, що модель турбулентності *DES*, хоча і забезпечує, у порівнянні з моделлю *Spalart-Allmaras*, краще узгодження результатів розрахунків з експериментальними даними за точкою зриву потоку з крила і, більш реалістичну, дрібновихрову структуру течії, проте, дає нефізичну картину течії в разі «бар'єрної» криги.
6. Результати чисельних досліджень впливу великих рогоподібних крижаних наростів на структуру течії та аеродинамічні характеристики зледенілого

профілю крила відповідають результатам відомих, а також власних експериментальних досліджень.

7. Великі 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 (в кілька разів) збільшенню лобового опору. При цьому, чим більшу висоту має рогоподібний нарост і більший кут нахилу до хорди профілю, тим більш значним виявляється його вплив на аеродинамічні характеристики крила.
8. На прикладі крила *ONERA M6* показано, що при розгляді процесу зледеніння крил із стрілоподібністю відбувається переміщення поверхневої рідини як уздовж перетину, так і за розмахом крила. В результаті, в міру віддалення за розмахом крила збільшується об'єм рідини, яка переміщується вздовж крила, що впливає на форму наростів в порівнянні з двовимірною постановкою. Таким чином, найбільш небезпечними, з точки зору зледеніння та його впливу на літак, можна вважати віддалені ділянки передньої кромки крила, що необхідно враховувати при проектуванні систем захисту від зледеніння.

Розділ 7

Визначення ступеню впливу зледеніння на літальний апарат

7.1 Вступ до розділу

Як було показано, крижані нарости, які утворюються на обтічних поверхнях, можуть мати істотний вплив на аеродинаміку літака: змінюється форма самої поверхні, її шорсткість, змінюється структура течії, що призводить до зменшення максимальної підйомної сили, збільшення лобового опору, утворення відривних зон, зменшення кута зриву потоку з крила, проблемам із забезпеченням стійкості та керованості літального апарату в цілому.

При цьому питання визначення ступеню негативного впливу зледеніння на літальний апарат, який має певні компоновку, конфігурацію і розміри в заданих метеорологічних і льотних умовах, є досить складним і все ще залишається далеким від завершення [119].

Застосування існуючої системи критеріїв інтенсивності зледеніння, які передбачають незначну, легку, помірну і сильну ступені зледеніння в залежності від його впливу на літальний апарат, які були запропоновані ще в 1960-і роки [221], пов'язане з рядом проблем. Так, визначення взаємозв'язку умов зледеніння з небезпекою польоту в цих умовах не є однозначним, оскільки запропонована градація є, з одного боку, нечіткою і суб'єктивною, з іншого

боку, зледеніння в одних і тих же умовах буде впливати по-різному на різні типи літальних апаратів [119, 222].

Нормативними документами, які використовують на практиці при проектуванні систем захисту від зледеніння, а також при сертифікації літальних апаратів для польотів в умовах зледеніння є Авіаційні правила Міждержавного авіаційного комітету (Україна, країни пострадянського простору), Сертифікаційні специфікації Європейського агентства з безпеки польотів (Європейський союз), Зведення нормативних актів Федерального управління цивільної авіації (ФАУ) (США). Оскільки, з одного боку, вміст розділів щодо умов зледеніння Авіаційних правил гармонізовано з вмістом відповідних розділів сертифікаційних специфікацій і Норм льотної придатності ФАУ, а з іншого боку, питання, пов'язані з впливом зледеніння на літальний апарат найбільш повно відображені в роботах, опублікованих у США, в даній роботі наводяться посилання на нормативну документацію, прийняту ФАУ.

7.2 Прийняті терміни ступеню зледеніння

По суті, визначення, що використовуються аж до теперішнього часу згідно з правилами ФАУ, для оцінки інтенсивності зледеніння (табл. 7.1 [221]), були вперше сформульовані для не обладнаних системою захисту від зледеніння військових літаків ще в 1950-х роках, а потім були адаптовані як для обладнаних, так і не обладнаних системами захисту від зледеніння літаків цивільної авіації в 1960-х роках. При цьому ступінь впливу на літальний апарат в цих визначеннях приведена в припущенні незахищеного від зледеніння літака. Слід зазначити, що ці визначення в подальшому не оновлювалися і не уточнювалися, що призвело до виникнення деяких проблем, про які коротко було згадано вище [119].

Таблиця 7.1. Визначення, що використовуються для оцінки ступеня зледеніння [221]

Ступінь зледеніння	Вплив на літальний апарат
Незначна	Заледеніння стає відчутним. Інтенсивність накопичення криги трохи вище, ніж інтенсивність сублімації. Таке зледеніння безпечно навіть для літака, не обладнаного системою захисту від зледеніння (за умови, що літак знаходиться в таких умовах не більше <i>1 години</i>)
Легка	Крига, що утворюється, може стати небезпечною в разі тривалого польоту в таких умовах (більше <i>1 години</i>). Активація за необхідністю системи проти-/антизледеніння видаляє/запобігає накопиченню криги. Такі умови не є небезпечними, якщо літак обладнаний системою захисту від зледеніння
Помірна	Інтенсивність зледеніння є такою, що навіть нетривале перебування літака в умовах, що розглядаються, є потенційно небезпечним. Необхідно використання системи проти-/антизледеніння або зміна курсу
Сильна	Інтенсивність зледеніння є такою, що навіть використання системи проти-/антизледеніння є недостатнім для забезпечення безпеки польоту. Необхідна термінова зміна курсу з метою виходу з умов зледеніння

7.3 Відомі підходи до визначення ступеню впливу зледеніння

Терміни *незначне, легке, помірне* і *сильне* спочатку були введені, маючи на увазі опис атмосферних умов, в яких можливе зледеніння [223]. Надалі, з метою оцінки кількості криги, яка може наростати на поверхнях літака під час польоту в таких атмосферних умовах, як критерій інтенсивності зледеніння була обрана швидкість наростання криги на нерухомому циліндрі діаметром *7,5 см*, який виконував роль зонда, розміщеного в області переднього краю крила, при «стандартній швидкості польоту» *321 км/год*. Такий підхід був досить простим і ефективним способом оцінки небезпеки зледеніння. Отримана шкала критерію інтенсивності зледеніння приведена в табл. 7.2 [119,223].

Таблиця 7.2. Оригінальна шкала інтенсивності зледеніння [223]

Інтенсивність наростання криги на циліндричному датчику діаметром 7,5 см при швидкості набігаючого потоку 321 км/год, (г/см ² на годину)	Інтенсивність зледеніння
0,00-0,10	Незначна
1,01-6,00	Легка
6,01-12,00	Помірна
> 12,00	Сильна

В подальшому досвід застосування цієї системи оцінки показав, що в умовах польоту, які характеризуються, відповідно до наведеної шкали, *помірною* інтенсивністю зледеніння, досить часто виникали серйозні проблеми з керованістю. В результаті було запропоновано змінити класифікацію умов зледеніння, додавши градацію ступеня *сильна* і *дуже сильна* [223], хоча в подальшому ця пропозиція не знайшла широкого застосування [119].

Крім того, для метеорологічних служб, при необхідності надання інформації про існуючі або прогнозовані умови зледеніння по заданому маршруту польоту, така система оцінки ступеня зледеніння виявилася непридатною в силу неможливості завчасного проведення подібних вимірів в атмосфері. В результаті виникла необхідність використання альтернативного критерію. Замість швидкості наростання криги була обрана величина, яка може бути попередньо оцінена для різних типів хмар і погодних умов – вміст переохолодженої води в хмарах, або водність (*LWC*). Ця альтернативна шкала для оцінки інтенсивності зледеніння приведена в табл. 7.3 [119, 223].

Надалі, до 1956 року [224] на літаках військової авіації циліндричний датчик був замінений на менший за розміром (1,27 см). У табл. 7.4 наведено взаємозв'язок між водністю і швидкістю наростання криги на цьому зменшеному датчику [119,224]. При цьому в табл. 7.4 в порівнянні з табл. 7.3

змінені діапазони значень в категорії водності, причому друга категорія розбита на два менших інтервали. Визначення інтенсивності були змінені, додані *сильні* і *дуже сильні* умови зледеніння. Також в таблицю включені дані про ступінь впливу криги на літальний апарат.

Таблиця 7.3 Альтернативна шкала інтенсивності зледеніння для метеорологічних служб [223]

Водність ($г/м^3$)	Інтенсивність зледеніння
0,0-0,1	Незначна
0,1-0,6	Легка
0,6-1,2	Помірна
> 1,2	Сильна

До 1964 року система оцінки небезпеки зледеніння була переглянута і рекомендована Національним координаційним комітетом з авіаційної метеорології (NCCAM) до використання як у цивільній, так і у військовій авіації (табл. 7.5) [119,225,226].

До 1968 року були внесені подальші зміни і рекомендації (табл. 7.1). Уточнено формулювання в стовпчиках «Вплив на літальний апарат» і «Реакція пілота», введений характерний часовий інтервал процесу зледеніння – в якості такого значення для умов *незначного* і *легкого* зледеніння був обраний інтервал тривалістю *1 годину* [119,226,227].

Умови зледеніння оцінювалися через ступінь впливу такого зледеніння на конкретний літальний апарат, проте при цьому залишалось неясним яким чином використовувати ці оцінки для різних типів літальних апаратів. Також необхідно відзначити, що в цій системі були відсутні критерії оцінки на підставі будь-яких кількісних даних з датчиків зледеніння чи інших вимірювальних систем. Тому з точки зору практичного застосування в інженерних розрахунках або для складання прогнозів такий підхід мав обмежене застосування.

Таблиця 7.4. Шкала оцінки ступеня зледеніння, яка використовується ВПС США в 1956 році [224]

Ступінь зледеніння	Вплив на літальний апарат	Водність ($г/м^3$)	Інтенсивність наростання криги на циліндричному датчику діаметром 1,27 см	
			см на 20 км	км на 1,27 см
Незначна	Незначні утворення криги на ділянках поверхонь літальних апаратів, які обігріваються	від 0 до 0,125	від 0 до 0,25	100 і більше
Легка	Дії зі зміни курсу не потрібно (немає істотного впливу на аеродинамічні характеристики літального апарату)	від 0,125 до 0,25	від 0,25 до 0,50	від 50 до 100
Помірна	Дії щодо зміни курсу бажані (вплив зледеніння на аеродинамічні характеристики літального апарату суттєвий)	від 0,25 до 0,6	від 0,50 до 1,00	від 25 до 50
Сильна	Дії щодо зміни курсу необхідні (тривале перебування в умовах зледеніння неможливе)	від 0,6 до 1,0	від 1,00 до 2,00	від 13 до 25
Дуже сильна	Потрібні негайні дії щодо зміни курсу (можлива тривалість перебування в умовах зледеніння обмежена кількома хвилинами)	1,0 і більше	2,00 і більше	від 0 до 13

Таблиця 7.5 Шкала оцінки ступеня зледеніння, прийнята NCCAM в 1964 році [225, 226]

Ступінь зледеніння	Інтенсивність наростання криги на циліндричному датчику діаметром 1,27 см	Вплив на літальний апарат	Реакція пілота
Незначна	1,27 см на 74 км	Наявність криги на поверхнях літального апарату відчутна, проте інтенсивність зледеніння практично порівнянна з інтенсивністю сублімації. Такі умови не представляють небезпеки для літального апарату, якщо не зустрічаються протягом тривалого періоду часу	Використання системи захисту від зледеніння не потрібно
Легка	1,27 см на 55,5 км	Зледеніння може становити небезпеку, якщо політ в таких умовах триває досить довго, при цьому не потрібні дії щодо зміни курсу польоту	Може знадобитися активація системи захисту від зледеніння
Помірна	1,27 см на 37 км	Заледеніння становить небезпеку навіть при короткочасному попаданні літального апарату в такі умови	Необхідна негайна зміна курсу польоту або обов'язкова активація системи захисту від зледеніння
Сильна	1,27 см на 18,5 км	В таких умовах, система захисту від зледеніння не може забезпечити безпеку польоту	Негайна зміна курсу польоту з метою виходу з умов зледеніння

Надалі система оцінки ступеня зледеніння і її впливу на літальний змінювалася з урахуванням визначень, вимог і експлуатаційних правил, що містяться в нормативній документації. Узагальнено, взаємозв'язок між визначеннями ступеня небезпеки зледеніння, введеними термінами і експлуатаційними правилами, може бути представлена у вигляді табл. 7.6 [119].

7.4. Шляхи вдосконалення системи визначення ступеню впливу зледеніння на літальний апарат

Водність. Як було зазначено вище, створення системи оцінки ступеню небезпеки умов зледеніння тільки на основі кількісних даних про рідкий вміст хмар є ускладненим, оскільки інтенсивність зледеніння буде залежати також і від температури і швидкості польоту, крім того, зледеніння при одній і тій же водності буде мати істотно різну ступінь впливу на різні типи літальних апаратів.

Швидкість наростання криги. Ідея використання швидкості наростання криги на аеродинамічних поверхнях літального апарату в якості критерію, при оцінці ступеня небезпеки зледеніння, має на меті визначення товщини криги, наростаючої на критично важливих ділянках поверхонь, таких як передній край крил, елементів хвостового оперення, за одиницю часу. При цьому проблемою також є те, що ступінь впливу на літальний апарат наросту криги однієї і тієї ж товщини буде істотно залежати від розміру і форми профілю обтічної поверхні. Крім того, суттєвим фактором тут також буде форма наростаючої криги – «рогоподібні» нарости склоподібної криги будуть мати набагато більший негативний вплив ніж «гладкі» добре обтічні нарости пухкої криги.

Таблиця 7.6 Зв'язок між інтенсивністю зледеніння і льотними правилами Федерального управління цивільної авіації США [119]

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 проти-зледеніння
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 проти-зледеніння
Сильна	Небезпечно	Негайний вихід із умов зледеніння	Негайний вихід із умов зледеніння	Необхідно використовувати систему антизледеніння або систему проти-зледеніння (можливе виникнення необхідності ухилення)

Вплив на аеродинамічні і експлуатаційні характеристики літального апарату. В роботі [228] при розробці визначень і рекомендацій, що відносяться до правил польотів в умовах зледеніння, було запропоновано використовувати чотирьохрівневу шкалу оцінки ступеня впливу зледеніння на літальний апарат за складовими (за найгіршим з перерахованих факторів): втрата швидкості, збільшення необхідної потужності, зменшення підйомної сили, втрата контролю, виникнення вібрацій (табл. 7.7). При цьому така шкала повинна бути складена для кожного заданого типу літального апарату і, при встановленні відповідної кореляції, може бути використана спільно з системою оцінки інтенсивності зледеніння.

Комплексний підхід. Для заданої водності, протяжності хмарних мас, розмірів переохолоджених крапель, висоти польоту і, відповідно, температури навколишнього середовища, на різних ділянках поверхонь літального апарату в залежності від їх індивідуальної геометрії, швидкості польоту і кута атаки крига буде наростати з різною інтенсивністю і нарости матимуть різну форму. При цьому механізм і ступінь впливу криги на аеродинамічні і експлуатаційні характеристики літального апарату буде залежати від місця розташування, розмірів і форми наростів [221].

В основу комплексного підходу, який дозволяв би врахувати всі ці фактори і зробити точну якісну і кількісну оцінку ступеня впливу обмерзання для заданих льотних і метеорологічних умов на літальний апарат заданої форми і розмірів, може бути покладена розроблені методика і програмне забезпечення, що дозволяють чисельно моделювати форму наростів криги і їх вплив на аеродинамічні характеристики літального апарату.

Таблиця 7.7 Шкала оцінки ступеня впливу зледеніння на літальний апарат за складовими [228]

Ступінь впливу	Втрата швидкості	Необхідне збільшення потужності для підтримки заданої швидкості	Зменшення підйомної сили	Контроль	Вібрації
Рівень 1	менше, ніж на 5 м/с	менше, ніж на 10%	немає впливу або менш 10%	немає впливу	немає впливу
Рівень 2	на 5-10 м/с	на 10-19%	на 10-19%	немає впливу	немає впливу
Рівень 3	на 10-20 м/с	на 20-39%	на 20% і більше	уповільнення реакції або погіршення чутливості до керуючих команд	органи керування можуть мати невелику вібрацію
Рівень 4	більше, ніж на 20 м/с	неможлива підтримка заданої швидкості	неможливо забезпечити задану підйомну силу	недостатня або відсутність реакції на керуючі команди	можливе виникнення інтенсивного бафтингу, та / або вібрації

7.5. Використання результатів багатопараметричних досліджень

З метою демонстрації можливого застосування розробленої методики, на прикладі профілю *NACA 0012*, що має довжину хорди $L = 0,53$ м і обтікається двофазним повітряно-крапельним потоком, що характеризується середнім діаметром переохолоджених крапель $d_k = 20$ мкм під кутом атаки $3,5^\circ$, проведені дослідження в широкому діапазоні параметрів: швидкості, температури, водності набігаючого потоку в умовах, відповідних висотам польоту $H = 0 \dots 8000$ м.

На рис. 7.1 представлені форми наростів криги, що утворюються на поверхні профілю. Параметри потоку приймалися наступними: швидкість потоку, що набігає V_∞ змінювалася в діапазоні від 20 до 200 м/с, температура на нескінченності T_∞ змінювалася в діапазоні від 0 до -40 °С, тиск на нескінченності $p_\infty = 10^5$ Па, водність $LWC = 0,5$ г/м³, час зледеніння $t = 600$ сек.

Аналізуючи діапазон параметрів, в якому виникають найбільші крижані утворення з урахуванням ступеню впливу на аеродинаміку (яка може бути охарактеризована, наприклад, величиною «рогу» і кутом його нахилу до вектору потоку, що набігає) а також ймовірності зледеніння в розглянутому діапазоні параметрів, можуть бути визначені найбільш небезпечні умови зледеніння.

В роботі для спрощення, але, тим не менш, в якості досить репрезентативного параметра, що дозволяє в першому наближенні оцінити ступінь небезпеки польоту в льотних і метеорологічних умовах, відповідних польоту в шаруватих і купчастих хмарах, була обрана маса криги, накопичувана на одиниці довжини обтічного крила, протягом часового інтервалу, що дорівнює 120 сек. На прикладі профілю *NACA 0012*, що має довжину хорди $L = 0,53$ м і обтікається двофазним повітряно-крапельним потоком, що характеризується середнім діаметром переохолоджених крапель $d_k = 20$ мкм, а також великими переохолодженими краплями, під кутом

атаки $3,5^\circ$, проведені дослідження в широкому діапазоні параметрів: швидкості, температури, водності потоку, що набігає, в умовах, що відповідають висотам польоту $H = 0 \dots 8000$ м. Результати розрахунків представлені у вигляді чотирипараметричних номограм (рис. 7.2-7.5). Необхідно відзначити, що граничні значення параметрів в номограмах визначалися з урахуванням максимальних значень водності, що визначаються для протяжностей польоту $32,2$ км в умовах шаруватих хмар і $4,8$ км – в умовах купчастих хмар. Для інших протяжностей польоту в заданих умовах зледеніння необхідно застосовувати уточнюючий коефіцієнт [6].

Ступінь небезпеки і необхідну реакцію пілота запропоновано оцінювати за допомогою табл. 7.6, в залежності від ступеню зледеніння (яка визначається за отриманими номограмами), наявності системи захисту від зледеніння на літаку і її типу, поставивши у відповідність дані з номограм (рис. 7.2-7.6) за допомогою табл. 7.8.

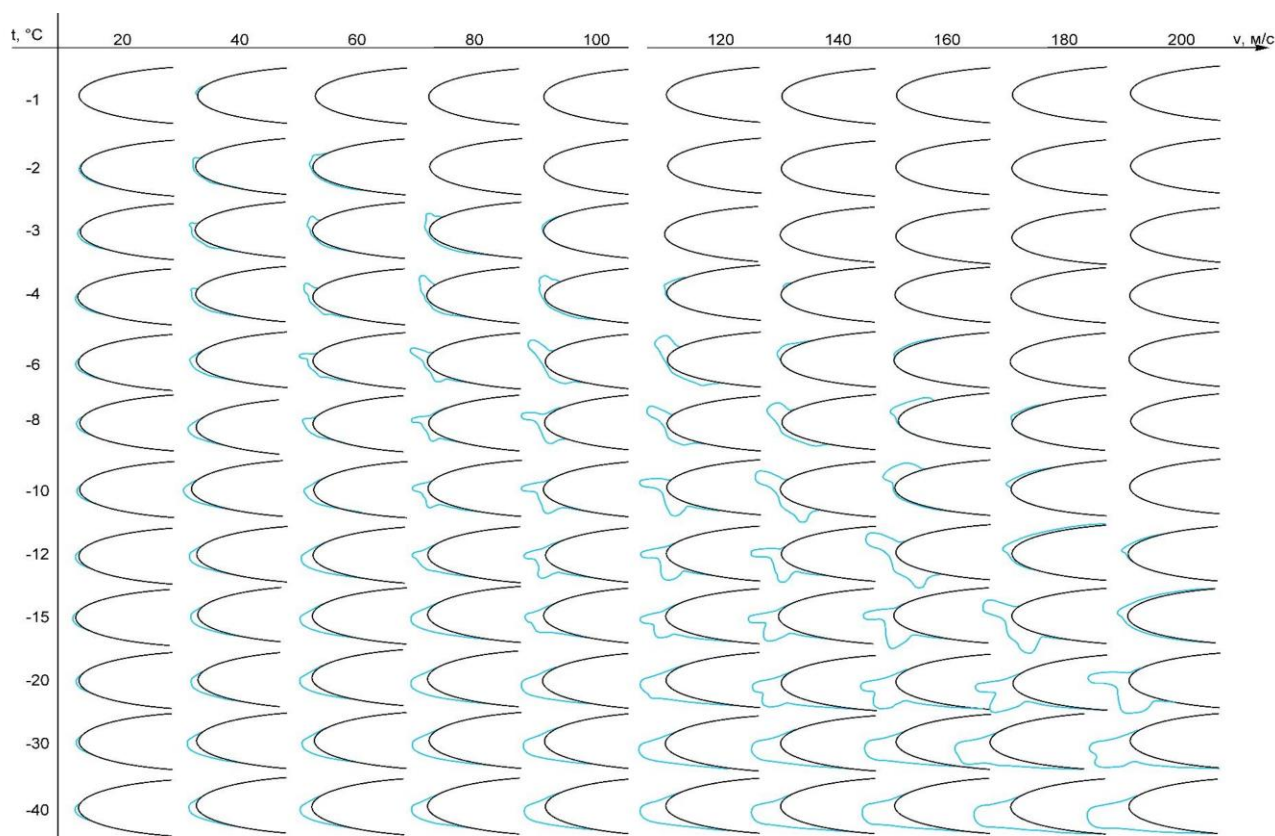


Рис. 7.1 Зміна форм наростів криги на профілі *NACA 0012* в залежності від температури і швидкості потоку, що набігає

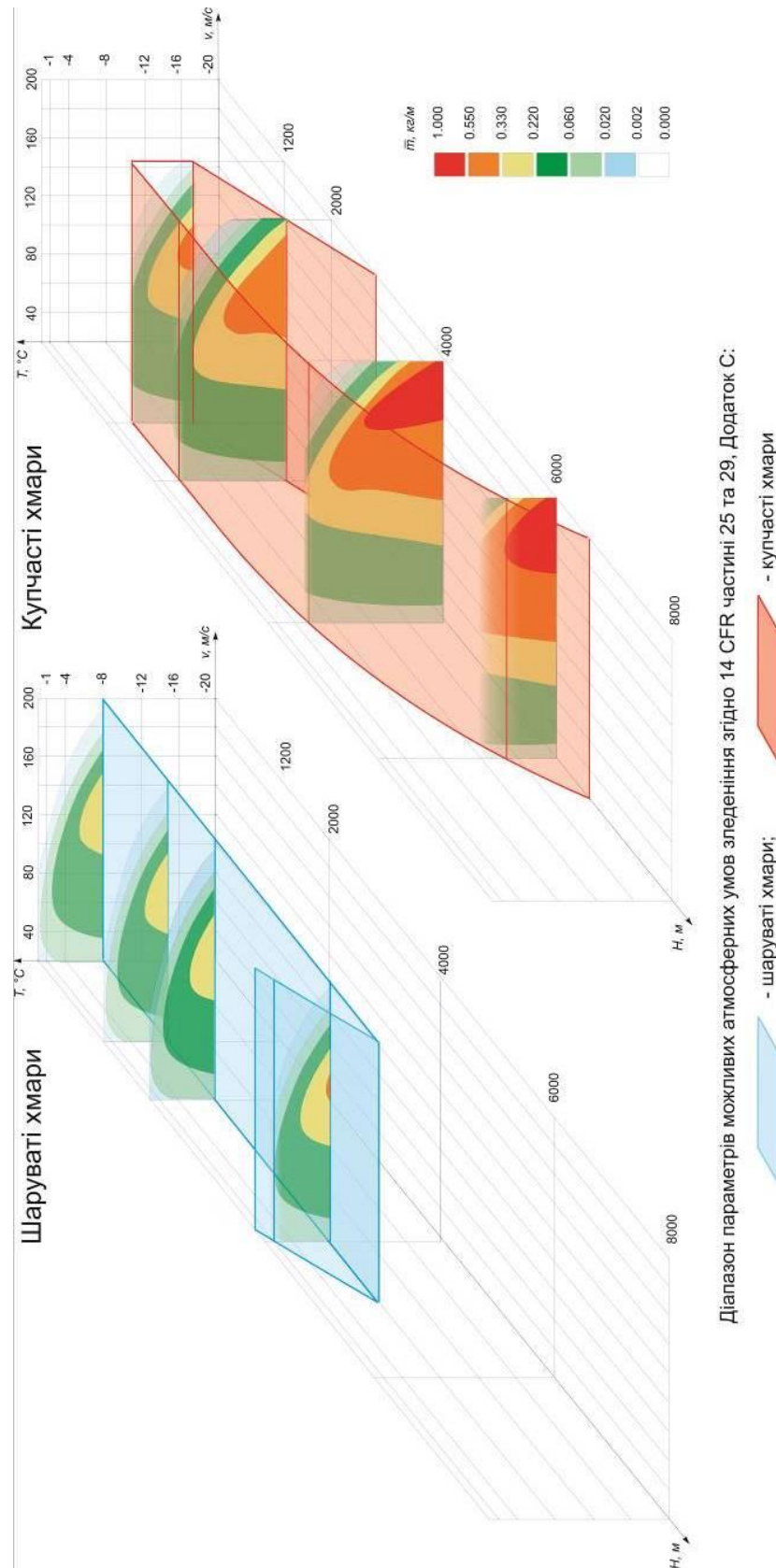


Рис. 7.3 Питова маса криги, що накопичується протягом 120 сек на поверхні крила з профілем *NACA 0012* для різних висот польоту, температури і швидкості потоку, що набігає при $L = 0,53$ м, $LWC = 0,5$ г/м³, $d_k = 20$ мкм

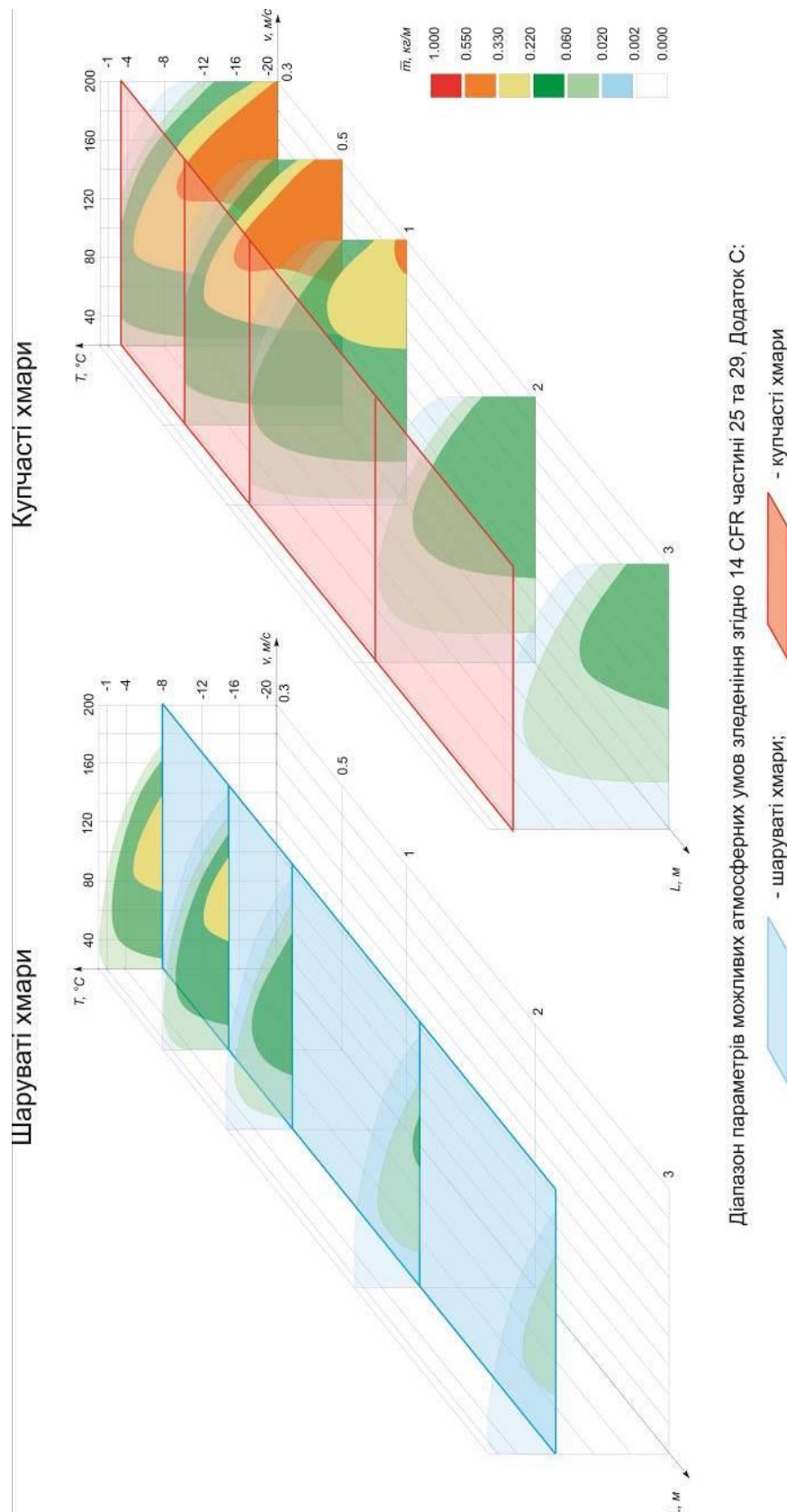
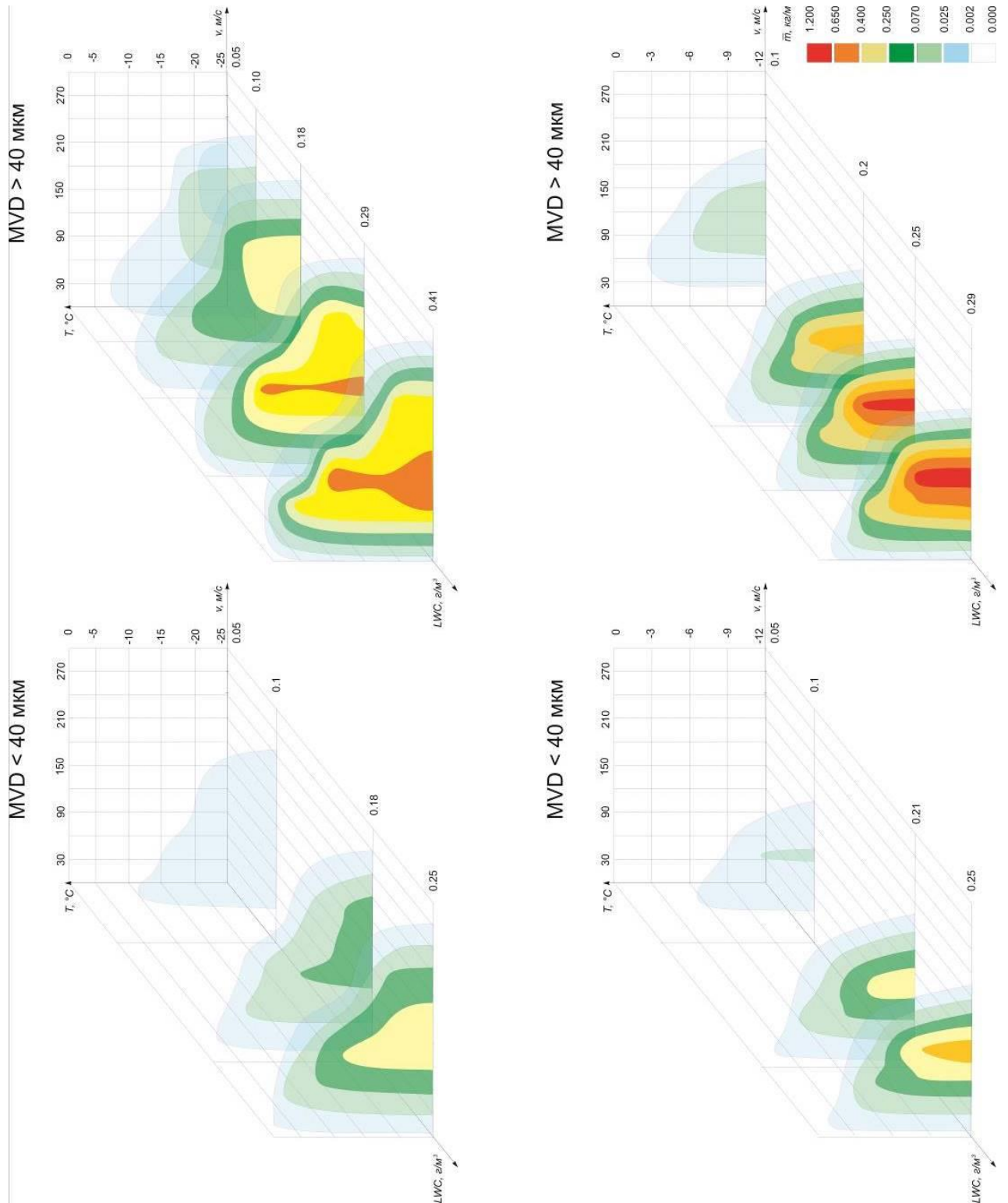


Рис. 7.4 Питома маса криги, що накопичується протягом 120 сек на поверхні крила з профілем *NACA 0012* для різних довжин хорди, температури і швидкості потоку, що набігає при $d_k = 20 \text{ мкм}$, $LWC = 0,5 \text{ г/м}^3$, $H = 3000 \text{ м}$



а) – умови замерзаючої мжички, б) – умови замерзаючого дощу

Рис. 7.5 Питома маса криги, що накопичується протягом 120 сек на поверхні крила з профілем *NACA 0012* для умов, що відповідають 14 розділу Зведення нормативних актів Федерального управління цивільної авіації США, частині 25, Додатку О при $H = 0$ м, $L = 0,53$ м

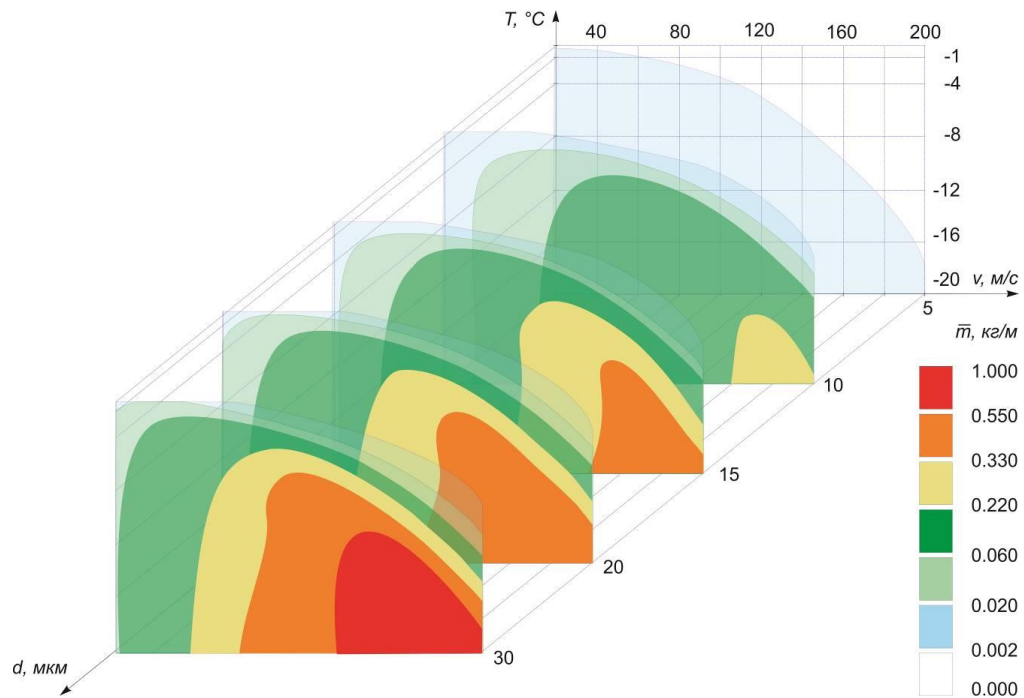


Рис. 7.6 Питома маса криги, що накопичується протягом 120 сек на поверхні крила з профілем *NACA 0012* для різних розмірів крапель, температури і швидкості потоку, що набігає при $LWC = 0,5 \text{ г/м}^3$, $H = 3000 \text{ м}$, $L = 0,53 \text{ м}$

Таблиця 7.8 Зв'язок між розрахунковими даними інтенсивності зледеніння та льотними правилами Федерального управління цивільної авіації США

Ступінь зледеніння	Незначна	Легка	Помірна	Сильна
Розрахункові дані (рис. 7.2-7.6)				

7.6 Висновки до розділу

В роботі запропоновано та проілюстровано методика визначення ступеню негативного впливу зледеніння на літальний апарат, який має певні компоновку, конфігурацію і розміри в заданих метеорологічних і льотних умовах. Методика знаходиться у відповідності до нормативної документації та існуючої системи визначень умов зледеніння.

1. На прикладі профілю *NACA 0012* проведені систематичні дослідження впливу зледеніння на літальний апарат в широкому діапазоні льотних і метеорологічних параметрів, результати розрахунків представлені у вигляді чотирипараметричних номограм.
2. Методика може бути доповнена детальним врахуванням впливу зледеніння на аеродинамічні характеристики, стійкість та керованість літального апарату.
3. Подібна систематизація результатів для заданого літального апарату, для всіх етапів польоту, в тому числі обладнаного системою захисту від зледеніння, 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.

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 трубі, 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 *NACA 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 висуваються при сертифікації літальних апаратів, поряд з експериментальними методами, визначати місця 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 *NACA 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 *NACA 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 *NACA 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 використаних джерел

1. Мещерякова Т. П. Проектирование систем защиты самолетов и вертолетов. Москва : Машиностроение, 1977. 232 с.
2. Classifying clouds : веб-сайт. URL: <https://public.wmo.int/en/WorldMetDay2017/classifying-clouds> (дата звернення: 12.03.2019).
3. Aircraft Icing, Handbook, 2000.
4. Хргиан А.Х. Физика атмосферы. Ленинград: Гидрометеиздат, 1969. 645 с.
5. Langmuir I., Blodgett K. A Mathematical Investigation of Water Droplet Trajectories. The Collected Works of Irving Langmuir, New York, Published by Pergamon Press [c 1960-62], P. 348–393.
6. Advisory Circular of Federal Aviation Administration 20-73A. Aircraft ice protection, August 16, 2006. 233 p.
7. Clouds : веб-сайт. URL: <https://stevedutch.net/EarthSC102Notes/102Clouds.htm> (дата звернення: 12.03.2019).
8. Авиационные Правила, часть 25, Нормы летной годности самолетов транспортной категории, 2009.
9. Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25, Amendment 17. European Aviation Safety Agency, 2015. 1023 p.
10. Federal Register, Vol. 79, No. 213. Tuesday, November 4, 2014, Rules and Regulations.
11. Richard K. Jeck Icing Design Envelopes (14 CFR Parts 25 and 29, Appendix C) Converted to a Distance-Based Format, April 2002, 48 p.
12. Advisory Circular of Federal Aviation Administration 25-28. Compliance of Transport Category Airplanes with Certification Requirements for Flight in Icing Conditions, 10.27.2014. 89 p.
13. Wallace J. M., Hobbs P. V. Atmospheric Science : An Introductory Survey, New York : Academic Press, 1977. 483 p.

14. Goody R. Principles of Atmospheric Physics and Chemistry. New York : Oxford University Press, 1995. 336 p.
15. Riley T. James Mixed-Phase Icing Conditions: A Review. DOT/FAA/AR-98/76, 2019. 74 p.
16. Lewis W. Review of Icing Criteria. *Aircraft Ice Protection* : Report of Symposium, April 28-30, 1969. 408 p.
17. Mazon I. P. Effect of Phase Transition on Formation of Temperature and Humidity Stratification in Clouds. *International Conference on Cloud Physics* : Proceedings of the Conference, Toronto, Ontario, Canada, August 1968. P. 132–137.
18. Lewis W., Hoecker Jr. W. H. Observations of Icing Conditions Encountered in Flight During 1948. NACA TN 1904, June 1949. 43 p.
19. McNaughtan I. I. The Analysis of Measurements of Free Ice and Ice/Water Concentrations in the Atmosphere of the Equatorial Zone. TN 283, Mechanical Engineering, Royal Aircraft Establishment, 1959.
20. Sand W. R., Cooper W. A., Politovich M. K., Veal, D. L. Icing Conditions Encountered by a Research Aircraft. *J. Climate and Applied Meteorology*. October 1984. Vol. 23, No. 10. P. 1427–1440.
21. Cooper W. A., Sand W. R., Politovich M. K., Veal D. L. Effects of Icing on Performance of a Research Airplane. *J. Aircraft*. September 1984. Vol. 21, No. 9. P. 708–715.
22. Politovich M. K. Response of a Research Aircraft to Icing and Evaluation of Severity Indices. *J. Aircraft*. March-April 1996. Vol. 33, No. 2. P. 291–297.
23. Gayet J. F. L.A.M.P.'s Contribution to the New Characterization of the Aircraft Icing Environment. *INSU*. October 1986. No. 85-16.
24. Ice Accretion Simulation. *AGARD-AR-344*. 1997. 280 p.
25. Bragg M.B., Broeren A.P., Blumenthal L.A. Iced-Airfoil Aerodynamics. *Progress in Aerospace Sciences*. July 2005. Vol. 41, Issue 5. P. 323–362.
26. Carroll T.C., McAvoy W.H. Formation of Ice on Airplanes. *Airway Age*. Sept. 1928. P. 58–59.

27. Jacobs E.N. Airfoil Section Characteristics as Affected by Protuberances. *NACA Report No. 446*. 1932. P. 109–124.
28. Jones R, Williams D.H. Effect of Surface Roughness on Characteristics of Aerofoils NACA 0012 and RAF 34. *British ARC, R&M*. 1936. No. 1708. 58 p.
29. Gulick B.G. Effects of Simulated Ice Formation on the Aerodynamic Characteristics of an Airfoil. *NACA WR L-292*. 1938. 4 p.
30. Johnson C.L. Wing Loading, Icing and Associated Aspects of Modern Transport Design. *J Aero Sci*. 1940. Vol.8, No. 2. P. 43–54.
31. Icing Research Tunnel. *Program from the ASME dedication as an International Historic Mechanical Engineering Landmark*. May 20, 1987.
32. Bowden D.T. Effect on Pneumatic De-Icers and Ice Formations on Aerodynamic Characteristics of an Airfoil. *NACA TN 3564*. February, 1954. 62 p.
33. Gray V.H., Von Glahn U.H. Effect of Ice and Frost Formations on Drag of NACA 65-212 Airfoil for Various Modes of Thermal Ice Protection. *NACA TN 2962*. June, 1953. 69 p.
34. Gray V.H., Von Glahn U.H. Aerodynamic Effects Caused by Icing of an Unswept NACA 65A004 Airfoil. *NACA TN 4155*. 1957. 48 p.
35. Gray V.H. Correlations Among Ice Measurements, Impingement Rates, Icing Conditions, and Drag Coefficients for Unswept NACA 65A004 Airfoil. *NACA TN 4151*. February, 1958. 46 p.
36. Langmuir I., Blodgett K.B. A Mathematical Investigation of Water Droplet Trajectories. *Program Press 196, Report No. RL-224*. December 1944 - July 1945. Vol. 10. P. 348–355.
37. Ludlam F.H. The Heat Economy of a Rimed Cylinder. *Quarterly Journal of the Royal Meteorological Society*. 1951. Vol. 77, № 1. P. 663–666.
38. Fortin G., Ilinca A., Laforte J.-L. Modèle d'accrétion de glace sur un objet bidimensionnel fixe applicable aux pales d'éoliennes VertigO. *La revue électronique en sciences de l'environnement*. Mai 2004. Vol. 5, № 1. URL: <https://journals.openedition.org/vertigo/3941> (дата звернення: 12.03.2019).

39. Fraser D., Rush C. K., Baxter D. Thermodynamic limitations of ice accretion instruments. *National Aeronautical Establishment (NAE)*, Laboratory Report LR-32, National Research Council (NRC). Ottawa, Canada. 1952. 12 p.
40. Messinger B.L. Equilibrium Temperature of an Unheated Icing Surface as a Function of Airspeed. *Journal of the Aeronautical Sciences*. 1953. Vol. 20, № 1. P. 29–42.
41. Мазин И. П. Физические основы обледенения самолетов, М. : Гидрометеиздат, 1957. 120 с.
42. Трунов О. К. Обледенение самолетов и средства борьбы с ним, М. : Машиностроение, 1965. 247 с.
43. Тенишев Р.Х., Строганов Б.А., Савин С.В. Противообледенительные системы летательных аппаратов, М. : Машиностроение, 1967. 390 с.
44. Ingelman-Sundberg M., Trunov O. K., Ivaniko A. Methods for Prediction of the Influence of Ice on Aircraft Flying Characteristics. *A joint report from the Swedish-Soviet Working Group on Flight Safety*, Report No. JR-1, Board of Civil Aviation, Flight Safety Department, Norrkoping, Sweden. 1977. 88 p.
45. Aircraft Icing : NASA Conference Publication 2086 or FAA-RD-78-109. July, 1978. 155 p.
46. Potapczuk M.G., Gerhart P.M. Progress in the Development of a Navier-Stokes Solver for evaluation of Iced Airfoil Performance. *AIAA Paper 85-0410*. 1985. 10.2514/6.1985-410.
47. Cebeci T. Effects of Environmentally Imposed Roughness on Airfoil Performance. *NASA CR 179639*. June, 1987. 43 p.
48. Lozowski F.H., Stallabras J.R., Hearty P.F. The Icing of an Unheated Non-Rotating Cylinder in Liquid Water Droplet-Ice Crystal Clouds. *National Research Council (NRC)*. Laboratory report № LTR-LT-96. 1979. 66 p.
49. Stallabras J.R. Icing Flight of a Bell HTL-4 Helicopter. *National Aeronautical Establishment (NAE)*. Laboratory Report № LR-197. National Research Council (NRC), Ottawa, Canada. 1957. 14 p.

50. Macklin W.C. Accretion in Mixed Clouds. *Quarterly Journal of the Royal Meteorological Society*. 1961. Vol. 87, № 1. P. 413-424.
51. Kwon O., Sankar L. Numerical Study of the Effects of Icing on Finite Wing Aerodynamics. *AIAA Paper 90-0757*. 1990. 10 p.
52. Zaman K.B.M.Q., Potapczuk M.G. The Low Frequency Oscillation in the Flow Over a NACA Airfoil with an Iced Leading Edge. *Low Reynolds number aerodynamics : Proceedings of the Conference*. New York. 1989. P. 271–282.
53. Brumby R.E. Wing Surface Roughness: Cause and Effect. *D.C. Flight Approach*. Jan. 1979. P. 2–7.
54. Bragg MB. Rime Ice Accretion and Its Effect on Airfoil Performance : Ph.D. dissertation / The Ohio State University. 1982. 182 p.
55. Flemming R.J., Lednicer D.A. High Speed Ice Accretion on Rotorcraft Airfoils. *NASA CR 3910*. 1983. 14 p.
56. Gray V.H. Prediction of Aerodynamic Penalties Caused by Ice Formations on Various Airfoils. *NASA TN D-2166*. 1964. 19 p.
57. Bragg M.B., Coirier W.J. Detailed Measurements of the Flow Field in the Vicinity of and Airfoil With Simulated Glaze Ice. *AIAA Paper 86-0484*. 1986. 11 p.
58. Bragg M.B., Khodadoust A., Spring S.A. Measurements in a Leading-Edge Separation Bubble due to a Simulated Airfoil Ice Accretion. *AIAA J*. 1992. Vol. № 6. P. 1462–1467.
59. Potapczuk M.G., Bragg M.B., Kwon O.J., Sankar L.N. Simulation of Iced Wing Aerodynamics. *68th AGARD Fluid Dynamics Panel Specialist Meeting*, Toulouse, France. April 29 – May 1, 1991. P. 7-1 to 7-15.
60. Bragg M.B., Khodadoust A., Soltani R., Wells S., Kerho M. Effect of a Simulated Ice Accretion on the Aerodynamics of a Swept Wing. *AIAA Paper 91-0442*. 1991. 13 p.
61. Kerho M., Bragg M.B. Helium Bubble Visualization of the Spanwise Separation on a NACA 0012 with Simulated Ice Shape. *AIAA Paper 92-0413*. 1992. 16 p.

62. Bragg M.B., Kerho M.F., Khodadoust A. LDV Flowfield Measurements on a Straight and Swept Wing with a Simulated Ice Accretion. *AIAA Paper 93-0300*. 1993. 20 p.
63. Bragg M.B., Khodadoust A. Experimental Measurements in a Large Separation Bubble due to a Simulated Glaze Ice Shape. *AIAA Paper 88-0116*. 1988. 16 p.
64. Zierten T.A., Hill E.G. Effects of Wing Simulated Ground Frost on Aircraft Performance. *VKI Lecture Series*. Boeing Commercial Airplane Company. 1987. 70 p.
65. Van Hengst J., Boer J.N. The Effect of Hoar-Frosted Wings on the Fokker 50 m Take-Off Characteristics. *AGARD CP 496*. 1991. 292 p.
66. Bragg M.B., Heinrich D.C., Valarezo W.O., McGhee R.J. Effect of Underwing Frost on a Transport Aircraft Airfoil at Flight Reynolds Number. *AIAA J Aircr.* 1994. Vol. 31, № 6. P. 1372–1379.
67. Kerho M.F., Bragg M.B. Airfoil Boundary-Layer Development and Transition with Large Leading-Edge Roughness. *AIAA J.* 1997. Vol. 35, № 1. P. 75–84.
68. Miller D.R., Addy H.E., Jr., Ide R.F. A Study of Large Droplet Ice Accretions in the NASA-Lewis IRT at Near-Freezing Conditions. *AIAA Paper 96-0934*. 1996. 32 p.
69. Addy H.E., Jr, Miller D.R., Ide R.F. A Study of Large Droplet Ice Accretion in the NASA Lewis IRT at Near-Freezing Conditions; Part 2. *NASA TM-107424*, Apr. 1997. Prepared for the International Conference on Aircraft Inflight Icing, FAA, Springfield, VA 1996. 14 p.
70. Lee S., Bragg M.B. Experimental Investigation of Simulated Large-Droplet Ice Shapes on Airfoil Aerodynamics. *AIAA J Aircr.* 1999. Vol. 36, № 5. P. 844–850.
71. Lee S., Bragg M.B. Effects of Simulated-Spanwise Ice Shapes on Airfoils: Experimental Investigation. *AIAA Paper 99-0092*. 1999. 15 p.
72. Calay R.K., Holdo A.E., Mayman P., Lun I. Experimental Simulation of Runback Ice. *AIAA J Aircr.* 1997. Vol. 34, № 2. P. 206–212.

73. Kim H.S., Bragg M.B. Effects of Leading-Edge Ice Accretion Geometry on Airfoil Aerodynamics. AIAA Paper 99-3150. 1999. P. 379–391.
74. Papadakis M., Alansatan S., Seltmann M. Experimental Study of Simulated Ice Shapes On a NACA 0011 Airfoil. AIAA Paper 99-0096. 1999.
75. Papadakis M., Alansatan S., Wong S. Aerodynamic Characteristics of a Symmetric NACA Section with Simulated Ice Shapes. AIAA Paper 2000-0098. 2000.
76. Addy H.E., Jr, Potapczuk M.G., Sheldon D.W. Modern Airfoil Ice Accretions. AIAA Paper 97-0174. 1997. 16 p.
77. Addy H.E., Jr. Ice Accretions and Icing Effects for Modern Airfoils. NASA TP-2000-210031 also DOT/FAA/AR-99/89, Apr. 2000. 292 p.
78. Addy H.E., Jr., Chung J.J. A Wind Tunnel Study of Icing Effects on a Natural Laminar Flow Airfoil. AIAA Paper 2000-0095. 2000.
79. Addy H.E., Jr., Broeren A.P., Zoeckler J.G., Lee S. A Wind Tunnel Study of Icing Effects on a Business Jet Airfoil. AIAA Paper 2003-0727 also NASA TM-2003-212124. 2003. 22 p.
80. Gile-Laflin B.E., Papadakis M. Experimental Investigation of Simulated Ice Accretions on a Natural Laminar Flow Airfoil. *AIAA Paper 2001-0088*. 2001. 26 p.
81. Jackson D.G., Bragg M.B. Aerodynamic Performance of an NLF Airfoil with Simulated Ice. *AIAA Paper 99-0373*. 1999.
82. Broeren A.P., Bragg M.B. Effect of Intercycle Ice Accretions on Airfoil Performance. *Journal of aircraft*. 2004. Vol. 41, No. 1. P.165–174.
83. Dunn T.A., Loth E., Bragg M.B. Computational Investigation of Simulated Large-Droplet Ice Shapes on Airfoil Aerodynamics. *AIAA J Aircr*. 1999. Vol. 36, Vol. 5. P. 836–843.
84. Bragg M.B., Loth E. Effects of Large-Droplet Ice Accretion on Airfoil and Wing Aerodynamics and Control. FAA/DOT/AR-00/14. Apr. 2000. 195 p.
85. Pan J., Loth E., Bragg M.B. RANS Simulations of Airfoils with Ice Shapes. AIAA Paper 2003-0729. 2003.

86. Chung J.J., Addy H.E., Jr. A Numerical Evaluation of Icing Effects on a Natural Laminar Flow Airfoil. AIAA Paper 2000-0096. 2000. 20 p.
87. Wright W.B. Validation Methods and Results for a Two-Dimensional Ice Accretion Code. AIAA J Aircr. 1999. Vol. 36, No. 5. P. 827–835.
88. Wright W.B. Validation Results for LEWICE 2.0. *NASA/CR-1999-208690*. 1999. 674 p.
89. Gurbacki H.M., Bragg M.B. Unsteady Aerodynamic Measurements on an Iced Airfoil. AIAA Paper 2002-0241. 2002.
90. Ratvasky T.P., Van Zante J.F., Riley J.T. NASA/FAA Tailplane Icing Program Overview. AIAA Paper 99-0370. 1999. 16 p.
91. Papadakis M., Alansatan S., Yeong H.W. Aerodynamic Performance of a T-tail with Simulated Ice Accretions. AIAA Paper 2000-0363. 2000.
92. Papadakis M., Yeong H.W., Chandrasekharan R., Hinson M., Ratvasky T.P., Giriunas J. Experimental Investigation of Simulated Ice Accretions on a Full-Scale T-tail. AIAA Paper 2001-0090. 2001.
93. Papadakis M., Yeong H.W., Chandrasekharan R., Hinson M., Ratvasky T.P. Effects of Roughness on the Aerodynamic Performance of a Business Jet Tail. AIAA Paper 2002-0242. 2002.
94. Vargas M., Reshotko E. Physical Mechanisms of Glaze Ice Scallop Formations on Swept Wings. AIAA Paper 99-0094. 1999. also NASA TM-1998-206616. 36 p.
95. Potapczuk M.G., Papadakis M., Vargas M. LEWICE Modeling of Swept Wing Ice Accretions. AIAA Paper 2003-0730. 2003.
96. Papadakis M., Yeong H.W., Wong S.C., Vargas M., Potapczuk M.G. Aerodynamic Performance of a Swept Wing with Ice Accretions. AIAA Paper 2003-0731. 2003.
97. Wright W.B. Users Manual for the Improved NASA Lewis Ice Accretion Code LEWICE 1.6. *National Aeronautical and Space Administration (NASA), Contractor Report*. May, 1995. 95 p.

98. Gent R. W. TRAJICE2, A Combined Water Droplet and Ice Accretion Prediction Program for Aerofoil. *Royal Aerospace Establishment (RAE)*. Farnborough, Hampshire, Technical Report Number TR90054. November, 1990. 83 p.

99. Guffond D., Hedde T., Henry R. Overview of Icing Research at ONERA. *Advisory Group for Aerospace Research and Development / Fluid Dynamics Panel (AGARD/FDP) Joint International Conference on Aircraft Flight Safety : Actual Problems of Aircraft Development*. Zhukovsky, Russia. August 31 - September 5, 1993. 7 p.

100. Tran P., Brahim M.T., Paraschivoiu I. Pueyo A., Tezok F. Ice accretion on Aircraft Wings with Thermodynamic Effects. *American Institute of Aeronautics and Astronautics : 32nd Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*. Reno, Nevada. AIAA-1994-0605. January, 1994. 9 p.

101. Mingione G., Brandi V. Ice Accretion Prediction on Multielements Airfoils. *Journal of Aircraft*. March-April, 1998. Vol. 35, No. 2. P. 240-251.

102. Dillingh J. E., Hoeijmakers H. W. M. Accumulation of Ice Accretion on Airfoils during Flight. *Federal Aviation Administration In-flight Icing and Aircraft Ground De-icing Conference*. Chicago, Illinois. June 16-20, 2003. 13 p.

103. Kreeger R., Sankar L., Narducci R., Kunz R. Progress in Rotorcraft Icing Computational Tool Development. *SAE Technical Paper 2015-01-2088*. 2015. 10 p.

104. Beaugendre H., Morency F., Habashi W. G. FENSAP-ICE's Three-Dimensional In-Flight Ice Accretion Module: ICE3D. *Journal of Aircraft*. 2003. Vol. 40, No 2. P. 239-247.

105. Pueyo A., Chocron D., Kafyeke F. Improvements to the Ice Accretion Code CANICE. *Aerodynamic Symposium : Proceedings of the 8th Canadian Aeronautics and Space Institute (CASI)*. Toronto, Canada. 2011. 9 p.

106. Hartman P., Narducci R., Peterson A., Dadone L., Mingione G., Zanazzi, G., Brandi V. Prediction of Ice Accumulation and Airfoil Performance Degradation: A Boeing-CIRA Research Collaboration. *American Helicopter Society*. May, 2006. 24 p.

107. Marongiu C., Vitagliano P. L., Zanazzi G. Aerodynamic Analysis of an Iced Airfoil at Medium/High Reynolds Number. *AIAA Journal*. 2008. Vol. 46, No. 10. P. 2469–2478.

108. Zanazzi G., Mingione G., Pagano A., Visingard, A. Ice Accretion Prediction on Helicopter Rotor Blade in Hover Flight. *SAE Technical Paper 2007-01-3309*. 2007. 15 p.

109. Aubert R., Wright J. Challenges in Predicting Rotor Blade Ice Protection Coverage Extent using Alternate Flow Solver and Lewice3D. *SAE Technical Paper 2011-38-0097*. 2011. 8 p.

110. Cebeci T., Bradshaw P. Physical and Computational Aspects of Convective Heat Transfer. New York : Springer-Verlag. 1980. 487 p.

111. Shin J., Berkowitz B., Chen H., Cebeci T. Prediction of Ice Shapes and their Effect on Airfoil Performance. *AIAA Paper 91-0264*. 1991. 22 p.

112. Al-Khalil K.M., Keith T. G., De Witt Jr., K. J., Nathman J. K., Dietrich D. A. Thermal Analysis of Engine Inlet Anti-Icing Systems, American Institute of Aeronautics and Astronautics. *27th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit : AIAA 89-0759*. Reno, Nevada. January, 1989. 9 p.

113. Al-Khalil K. M., Keith T. G., Jr., De Witt K. J. Further Development of an Anti-Icing Runback Model. *American Institute of Aeronautics and Astronautics, 29th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit : AIAA-91-0266*. Reno, Nevada. January, 1991. 12 p.

114. Shin J., Bond T. Experimental and Computational Ice Shapes and Resulting Drag Increase for a NACA 0012 Airfoil. *National Aeronautical and Space Administration (NASA), Technical Memorandum 105743*. January, 1992. 10 p.

115. Olsen W., Walker E. Experimental Evidence for Modifying the Current Physical Model for Ice Accretion on Aircraft Surfaces. *NASA Technical Memorandum No. 87184*. 1986. 47 p.

116. Jones K.F. The Density of Natural Ice Accretions. *Fourth International Conference on Atmospheric Icing of Structure, E. D. F. Paris*. September, 1988. Vol. 77, No 1. P. 114–118.

117. Shin J. Characteristics of Surface Roughness Associated With Leading Edge Ice Accretion. *American Institute of Aeronautics and Astronautics, 32nd Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*. Reno, Nevada. AIAA-94-0799. January, 1994. 18 p.

118. Hansman R.J., Turnock S. R. Investigation of Surface Water Behavior During Glace Ice Accretion. *American Institute of Aeronautics and Astronautics, 26th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*. Reno, Nevada. AIAA 88-0015. January, 1988. 10 p.

119. Jeck R. K. A History and Interpretation of Aircraft Icing Intensity Definitions and FAA Rules for Operating in Icing Conditions. *Technical report, DOT/FAA/AR-01/91*. November, 2001. 43 p.

120. Artiles J. C., Aschettino S., Brandi V., Duprat G., Feo A., Henry R., Gent R., Guerra M., Gustafsson M., Kommallein S., Le Balleur J. C. Ice accretion prediction on aircraft components. *GARTEUR AD/AG33 TP144*. 2003. 122 p.

121. Рекомендательный циркуляр РЦ-АП 33.68, 33.77. Определение соответствия двигателя требованиям АП-33 по работоспособности в условиях обледенения и при попадании в двигатель льда. 2003. 42 с.

122. Gent R. W. TRAJICE2. A Combined Water Droplet and Ice Accretion Prediction Program for Aerofoil. *Royal Aerospace Establishment (RAE), Farnborough, Hampshire*. Technical Report Number TR90054. 1990. 83 p.

123. Shin J., Bond T. Experimental and Computational Ice Shapes and Resulting Drag Increase for a NACA 0012 Airfoil. *National Aeronautical and Space Administration (NASA)*. Technical Memorandum. №105743. 1992. 10 p.

124. Shin J. Characteristics of Surface Roughness Associated With Leading Edge Ice Accretion. *American Institute of Aeronautics and Astronautics, 32nd Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*. Reno, Nevada. AIAA-94-0799. January, 1994. 18 p.

125. Fortin G., Ilinca A., Laforte J.-L., Brandi V. A new roughness computation method and geometric accretion model for airfoil icing. *Journal of Aircraft*. 2004. Vol. 41, No. 1. P. 119-127.

126. Vargas M., Tsao J.C. Observations on the Growth of Roughness Elements into Icing Feathers. *AIAA-2007-0900*. 2007. 29 p.

127. Vargas M., Giriunas J., Ratvasky T. Ice Accretion Formations on a NACA 0012 Swept Wing Tip in Natural Icing Conditions. *AIAA Paper 2002-0244*. Jan., 2002. 22 p.

128. Hammond D. W, Quero M., Ivey P., Miller D, Purvis R., McGregor O., Tan J. Analysis and Experimental Aspects of the Impact of Supercooled Water Droplets into Thin Water Films. *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada. 10-13 Jan., 2005. 13 p.

129. Quero M., Hammond D. W., Purvis R., Smith F.T. Analysis of Supercooled Water Droplet Impact on a Thin Water Layer and Ice Growth. *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada, U.S.A. 9-12 Jan., 2006. 13 p.

130. Vargas M., Feo A. Deformation and Breakup of Water Droplets near an Airfoil Leading Edge. *Journal of aircraft*. Sept.-Oct., 2011. Vol. 48, No. 5. P.1749-1757.

131. Luxford G. Experimental and Modelling Investigation of the Deformation, Drag and Break-up of Drizzle Droplets Subjected to Strong Aerodynamics Forces in Relation to SLD Aircraft Icing : Ph.D. thesis : Cranfield University. March, 2005. 209 p.

132. Tan S.C. Effects of Large Droplet Dynamics on Airfoil Impingement Characteristics. *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada. 10-13 Jan, 2005. 17 p.

133. Tan S.C., Papadakis M., Miller D., Bencic T., Tate P., Laun M.C. Experimental Study of Large Droplet Splashing and Breakup. *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada. 8-11 Jan, 2007.

134. Dean R. Miller, Christopher J. Lynch, Peter A. Tate Overview of High Speed Close-Up Imaging in an Icing Environment. *42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada. 5-8 Jan, 2004. 11 p.

135. Wang C., Chang S., Wu H. Lagrangian Approach for Simulating Supercooled Large Droplets' Impingement Effect. *Journal of aircraft*. 2015. Vol. 52, No 2. P. 524-537.

136. Fujimoto H., Shiotani Y., Tong A., Hama T., Takuda H. Three-Dimensional Numerical Analysis of the Deformation Behavior of Droplets Impinging onto a Solid Substrate. *International Journal of Multiphase Flow*. 2007. Vol. 33, No. 3. P. 317-332.

137. Papadakis M., Rachman A., Wong S.-Ch., Yeong, H.-W. Water Impingement Experiments on a NACA 23012 Airfoil with Simulated Glaze Ice Shapes. *42th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada. 5-8 Jan., 2005.

138. Workman E. Y., Reynolds S. E. Electrical phenomena occurring during the freezing of dilute aqueous solutions and their possible relationship to thunderstorm electricity. *Phys. Rev.* 1950. Vol. 78, N 3. p. 254–259.

139. Шибков А. А., Желтов М. А., Королев А. А. Собственное электромагнитное излучение растущего льда. *Природа*. 2000. №9, с. 1–11.

140. Маэно Н. Наука о льде. М.: Мир. 1988, 231 с.

141. Wright W. Users Manual for LEWICE Version 3.2. *NASA/CR-2008-214255*. 2008. 454 p.

142. Fortin G., Laforte J., Beisswenger A. Prediction of Ice Shapes on NACA0012 2D Airfoil. *Anti-Icing Materials International Laboratory*, Universite du Quebec a Chicoutimi. 2003. No. 01-2154. 7 p.

143. Chengxiang Z., Bin F., Zhiguo S., Chunling Z. 3d Ice Accretion Simulation For Complex Configuration Basing On Improved Messinger Model. *International Journal of Modern Physics: Conference Series*. 2012. Vol. 19. P. 341–350.

144. Kreith F., Black W. Z. Basic Heat Transfer. *Harper & Row, Publishers, Inc.* : New York. 1980. P. 218–219 and 486–489.

145. Hedde T., Guffond D. ONERA Three-Dimensional Icing Model. *AIAA Journal*. June, 1995. Vol. 33, No. 6. P. 1038–1045.

146. MacArthur C. D., Keller J. L., Luers J. K. Mathematical Modeling of Ice Accretion on airfoils. *AIAA 20th Aerospace Sciences Meeting*. 1982. 18 p.
147. 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. Vol. 42, No. 5. P. 524-527.
148. Wright W. B. Further Refinement of the LEWICE SLD Model. *AIAA-2006-464*. 2006.
149. Guffond D., Hedde T. Prediction of Ice Accretion: Comparison Between the 2D and 3D Codes. *La Recherche Aerospatiale*. 1994. No.2. P. 103–115.
150. White F. M., Viscous Fluid Flow. *Mechanical Engineering*. Second Edition. McGraw-Hill. 1991. P. 23–29 and 569.
151. Kays W. M., Crawford M. E. Convective Heat and Mass Transfer. *McGraw-Hill Book Company*. 3th edition. 1993. P. 206–301.
152. Von Doenhoff A. E., Horton E. A. A Low-Speed Experimental Investigation of the Effect of a Sandpaper Type of Roughness on Boundary-Layer Transition. *NACA Technical Manual 1349*. 1958. P. 239–254.
153. Young A. D. Boundary layers. *American Institute of Aeronautics and Astronautics Education Series*, 1989. pp. 176–187.
154. White Frank M. Viscous Fluid Flow. 3rd edition. McGraw-Hill. 2006. 629 p.
155. Nikuradse J. Stromungsgesetze in rauhen Rohren (Laws of Flow in Rough Pipes). *VDI - Forschungsheft 361*. 1933 (translated in NACA TM 1292, Nov. 1950).
156. Grabow R. M. Surface roughness effects on nosetip ablation characteristics. *AIAA Journal*. 1975. Vol. 13, No. 5. P. 605–609.
157. Dirling R. B. A method for computing rough wall heat transfer rates on reentry nosetips. *AIAA 8th Thermophysics Conference : AIAA Paper 73-763*. Palm Springs, California. 1973.
158. Wright W. B., Gent R., Guffond D. DRA/NASA/ONERA collaboration on icing research part II - prediction of airfoil ice accretion. NASA, Tech. rep. CR-202349. May, 1997. 52 p.

159. Wright W. B. User manual for the glenn ice accretion code lewice version 2.2.2. NASA, Tech. rep. CR 2002–211793. 2002. 413 p.

160. Alekseyenko S. V., Prykhodko O. A. Numerical simulation of icing of a cylinder and an airfoil: model review and computational results. *TsAGI Science Journal*. 2013. Vol. 44, Issue 6. P. 761-805.

161. 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.

162. Дейч М. Е., Филиппов Г. А. Газодинамика двухфазных сред. М.: Энергия. 1968. 424 с.

163. Френкель Я. И. Кинетическая теория жидкостей. Л.: Наука. 1975. 592 с.

164. Dykas S. Numerical calculation of the stream condensing flow. *CFD for Turbomachinery Applications*. 2001. Gdansk, 2001, K10. 11 p.

165. Liang L., Guojun L., Zhenping F. Numerical simulation of spontaneously condensing flows in a plane turbine cascade. *CFD Turbo for Turbomachinery Applications*. 2001. Gdansk, 2001. C21. 7 p.

166. Ривкин С. Л., Кременевская Е. А. Уравнение состояния воды и водяного пара для машинных расчетов процессов и оборудования электростанций. *Теплоэнергетика*. 1977. № 3. С. 69–73.

167. Ruff G. A., Berkowitz B. M. Users Manual for the NASA Lewis Ice Accretion Prediction Code (LEWICE). *NASA Contractor Report 185129*. May 1990. 240 p.

168. Bidwell C., Pinella D., Garrison P. Ice Accretion Calculations for a Commercial Transport Using the LEWICE3D, ICEGRID3D and CMARC Programs. *AIAA Paper 99-0250*. Reno. January, 1999. 32 p.

169. Седов Л. И. Механика сплошной среды. М.: Наука. 1983. Т. 1. 528 с.; Т. 2. 560 с.

170. Рахматулин Х. А. Основы газодинамики взаимопроникающих движений сжимаемых сред. *Прикл. мат. и механика*. 1956. Вып. 20, № 3. С. 184–195.
171. Нигматулин Р. И. Динамика многофазных сред. М.: Наука. 1987. Т. 1, 2. 464 с.
172. I-Shih Chang One- and Two-Phase Nozzle Flows. *AIAA Journal*. 1980. Vol. 18, No. 12. P. 1455–1461.
173. Приходько А. А. Компьютерные технологии в аэродинамике и тепломассообмене. Киев: Наукова думка. 2003. 379. с.
174. Spalart P. R., Allmaras S. R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flow. *AIAA Paper*. 1992. No. 92 – 0439. 22 p.
175. Гарбарук А. В., Стрелец М. Х., Шур М. Л. Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений: учебное пособие. СПб: Издательство Политехнического университета. 2012. 88 с.
176. Aupoix B. Extensions of the Spalart-Allmaras Turbulence Model to Account for Wall Roughness. *International Journal of Heat and Fluid Flow*. 2003. V. 24. P.454-462.
177. Patel V. C. Perspective: flow at high Reynolds number and over rough surfaces – Achilles heel of CFD. *Journal of Fluids Engineering*. 1998. Vol. 120, No. 3. P.434–444.
178. Aupoix B. Modelling of boundary layers over rough surfaces. *Advances in Turbulence V*, Sienna : Fifth European Turbulence Conference. Kluwer. 1994. P.16–20.
179. Coleman H. W. Generalized roughness effects on turbulent boundary layer heat transfer: a discrete element predictive approach for turbulent flow over rough surfaces. *Air Force Armament Laboratory AFATL-TR-83-90*. Mississippi State University. 1983. 46 p.
180. Schlichting H. *Boundary-layer theory*. New York : McGraw-Hill. 1979. 817 p.

181. 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.

182. Launiainen J., Lyyra M., Icing on a non-rotating cylinder under conditions of high liquid water content in the air: II. Heat transfer and rate of ice growth. *J. Claciol.* 1986. Vol. 32, no. 110. P. 12–19.

183. Ladson C. L. Effects of Independent Variation of Mach and Reynolds Numbers on the Low-Speed Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 Airfoil Section. *NASA TM-4074*. October, 1988. 97 p.

184. Experimental data base for computer program assessment: Report of the Fluid Dynamics Panel Working Group 04. *AGARD-AR-138, Technical Report*. May, 1979. 624 p.

185. Bragg M. B., Broeren A.P., Blumenthal L.A. Iced-Airfoil Aerodynamics. *Progress in Aerospace Sciences*. 2005. Vol. 41, Issue 5. P.323–362.

186. Kerho M. F. Effect of Large Distributed Roughness Near an Airfoil Leading Edge on Boundary-Layer Development and Transition. Ph.D. Dissertation. Dept. of Aeronautical and Astronautical Engineering, Univ. of Illinois, Urbana, IL, 1995.

187. Cummings M. J. Airfoil Boundary-Layer Transition Due to Large Isolated 3-D Roughness Elements in a Favorable Pressure Gradient. M.S. Thesis, Dept. of Aeronautical and Astronautical Engineering, Univ. of Illinois, Urbana, IL, 1995.

188. Cummings M. J., Bragg M. B. Boundary-Layer Transition Due to Isolated 3-D Roughness on an Airfoil Leading Edge. *AIAA J.* 1996. Vol. 34, No. 9. P. 1949–1952.

189. Bragg M. B. Predicting Airfoil Performance with Rime and Glazed Ice Accretion. *AIAA Paper 84-0106*. 1984.

190. Smith A. M. O., Kaups K. Aerodynamic Surface Roughness and Imperfections. *SAE paper 680198*. April, 1968. 21 p.

191. Jackson D. G. Effect of Simulated Ice and Residual Ice Roughness on the Performance of a natural Laminar Flow Airfoil. M.S. Thesis, Dept. of Aeronautical and Astronautical Engineering, Univ. of Illinois, Urbana, IL, 1999.

192. Lee S., Bragg M.B. Investigation of Factors Affecting Iced-Aircraft Aerodynamics. *AIAA J Airc.* 2003. Vol. 40, No. 3. P. 499–508.

193. Bragg M.B., Gregorek G.M. Environmentally Induced Surface Roughness Effects on Laminar Flow Airfoils: Implications for Flight Safety. *AIAA Paper 89-2049.* 1989.

194. Fuzaro Rafael C., Mendes Pio D., A. Lima da Silva G. CFD and Boundary Layer Models with Laminar-Turbulent Transition around Airfoils and a Rough Cylinder: Results Validation. *SAE Technical Paper. 2015-01-2163.* 2015. 14 p.

195. Guffond D., Brunet L. Validation du programme bidimensionnel de capitation. *Oce National D'Etudes et de Recherches Aerospatiales.* Chatillon Cedex, France. 1988. (Rapport Technique, RP 20/5146 SY).

196. Исаченко В. П., Осипова В. А., Сукомел А. С. Теплопередача. М.: Энергоиздат. 1981. 415 с.

197. Sheldahl E., Klimas P. C. Aerodynamic characteristic of seven symmetrical airfoil sections through 180-degree angle of attack for use in aerodynamic analysis of VAWT. *Sandia National Laboratories Report SAND80. 2114.* 1980. 120 p.

198. Prikhod'ko A.A., Alekseenko 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.* March, 2019. Vol. 92, No. 2. P. 486–492.

199. Lee S. Effects of Supercooled Large-Droplet Icing on Airfoil Aerodynamics. Ph.D. Dissertation, Dept. of Aeronautical and Astronautical Engineering, Univ. of Illinois, Urbana, IL, 2001.

200. Lee S., Dunn T., Gurbacki H., Bragg M.B., Loth E. An Experimental and Computational Investigation of Spanwise-step-ice Shapes on Airfoil Aerodynamics. *AIAA Paper 98-0490.* 1998.

201. Gurbacki H. Private Communications. Univ. of Illinois at Urbana-Champaign, Urbana, IL, April 2003.
202. Lee S., Kim H. S., Bragg M. B. Investigation of Factors that Influence Iced-Airfoil Aerodynamics. *AIAA Paper 2000-0099*. 2000.
203. Andy P. Broeren, Edward A. Whalen, Greg T. Busch Aerodynamic Simulation of Runback Ice Accretion. *Journal of aircraft*. 2010. Vol. 47, No. 3. 50 p.
204. Tani I. Low Speed Flows Involving Bubble Separations. *Prog Aero Sci*. 1964. P. 70–103.
205. Roberts W. B. Calculation of Laminar Separation Bubbles and Their Effect on Airfoil Performance. *AIAA J*. 1980. Vol. 18, No. 1. P. 25–31.
206. Bragg M. B., Khodadoust A., Spring S. A. Measurements in a Leading-Edge Separation Bubble due to a Simulated Airfoil Ice Accretion. *AIAA J*. 1992. Vol. 30, No. 6. P. 1462–1467.
207. Broeren A. P., Addy H. E., Bragg M. B. Flowfield Measurements About an Airfoil with Leading-Edge Ice Shapes. *AIAA Paper 2004-0559*. 2004. 14 p.
208. Gurbacki H. M. Ice-Induced Unsteady Flowfield Effects on Airfoil Performance. Ph.D. Dissertation, Dept. of Aeronautical and Astronautical Engineering, Univ. of Illinois, Urbana, IL, 2003. 245 p.
209. Broeren A. P., Bragg M. B. Spanwise Variation in the Unsteady Stalling Flowfields of Two-Dimensional Airfoil Models. *AIAA J*. 2001. Vol. 39, No. 9. P. 1641–1651.
210. Broeren A. P. An Experimental Study of Unsteady Flow over Airfoils near Stall. Ph.D. Dissertation, Dept. of Mechanical and Industrial Engineering, Univ. of Illinois, Urbana, IL, 2000. 325 p.
211. Papadakis M., Gile-Laflin B. E. Aerodynamic Performance of a Tail Section with Simulated Ice Shapes and Roughness. *AIAA Paper 2001-0539*. 2001.
212. Papadakis M., Gile-Laflin B. E., Youssef G. M., Ratvasky T. P. Aerodynamic Scaling Experiments with Simulated Ice Accretions. *AIAA Paper 2001-0833*. 2001.

213. Kim H. Effects of Leading-Edge Ice Accretion Geometry on Airfoil Performance. MS thesis, Dept. Of Aerospace Engineering, Univ. of Illinois, Urbana, IL, 2004.

214. Blumenthal L. A. Surface Pressure Measurement on a Three-Dimensional Ice Shape. MS thesis, Dept. Of Aerospace Engineering, Univ. of Illinois, Urbana, IL, 2005.

215. Bragg M. B., Gregorek G. M. Aerodynamic Characteristics of Airfoils with Ice Accretions. *AIAA Paper 82-0282*. 1982. 15 p.

216. Bragg M. B., Gregorek G. M. Wind Tunnel Investigation of Airfoil Performance Degradation Due to Icing. *AIAA Paper 82-0582*. 1982.

217. Соляник П. Н., Сургайло М. Л., Чмовж В. В. Экспериментальная аэродинамика : ХАИ. 2007. 92 с.

218. Кравец А. С. Характеристики авиационных профилей. М.: Государственное издательство оборонной промышленности. 1939. 385 с.

219. Sheldahl E., Klimas P. C. Aerodynamic Characteristic of Seven Symmetrical Airfoil Sections Through 180-Degree Angle of Attack for Use in Aerodynamic Analysis of VAWT. *Sandia National Laboratories Report SAND80 2114*. 1980. 120 p.

220. Critzos, Chris C., Heyson, Harry H., Boswinkle, Robert W, Jr. Aerodynamic characteristics of NACA 0012 airfoil section at angles of attack from 0 degrees to 180 degrees, Technical note. *National Advisory Committee for Aeronautics, 3361*. January, 1955. 22 p.

221. Aeronautical Information Manual (AIM), updated annually; Federal Aviation Administration, Washington, DC 20590.

222. Federal Aviation Regulations, in “Code of Federal Regulations, Title 14, Aeronautics and Space” updated periodically; Federal Aviation Administration, Washington, DC 20590.

223. Lewis W. Meteorological Aspects of Aircraft Icing. *Compendium of Meteorology*. 1951. P. 1197–1203, American Meteorological Society, Boston, Massachusetts.

224. Thompson J.K. All-Weather Flight Concern of the Pilot and Weather Forecaster. *Aeronautical Engineering Review*. July, 1956. 66 p.

225. Mitchell L.V. Aircraft Icing-A New Look. *Aerospace Safety*. Dec., 1964. P. 9–11, Published by the U.S. Air Force.

226. Werner J. B. Ice Protection Investigation for Advanced Rotary-Wing Aircraft. USAAMRDL Technical Report 73-38. August, 1973. P. 113–124, Published by U.S. Army Air Mobility Research and Development Laboratory, Fort Eustis, Virginia.

227. Rosemount Model 871FN/512AG Icing Rate System, Product Data Sheet 2517 (Rev. June 1998), B.F. Goodrich Aircraft Sensors Division, 14300 Judicial Road, Burnsville, MN 55306.

228. FAA Inflight Aircraft Icing Plan. April, 1997. Federal Aviation Administration, 800 Independence Ave., S.W., Washington, DC 20590.

«ЗАТВЕРДЖЕНО»

Проректор з наукової роботи
Дніпровського національного університету
імені Олеся Гончара, професор

С.І. Оковитий
“ 17 ” 06 2019 р.

А К Т

про впровадження в навчальний процес Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара результатів дисертаційної роботи Алексєєнка Сергія Вікторовича, що подається на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук

Даний акт складено комісією:

Давидов С.О. – д.т.н., проф., декан фізико-технічного факультету

Сокіл Г.І. – д.т.н., проф., професор кафедри механотроніки

Юшкевич О.П. – к.т.н., доц., доцент кафедри механотроніки

Акт складено про те, що результати дисертаційної роботи Алексєєнка С.В. за темою «Науково-методологічні основи моделювання зледеніння аеродинамічних поверхонь літальних апаратів», виконану на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук за спеціальністю 01.02.05 – механіка рідини, газу та плазми впроваджено в навчальний процес на кафедрі механотроніки Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара.

Розроблені в дисертаційній роботі теоретичні моделі і методи, використані при чисельному моделюванні, було використано у навчальному процесі при викладанні лекцій з курсів «Аерогідродинаміка», «Розрахунок аеродинамічних характеристик», «Паралельні та розподілені обчислення», а також при підготовці бакалаврських та магістерських дипломних робіт. Підготовлені нові лекційні курси: «Програмування в інженерних розрахунках», «Балістика твердопаливних двигунів» (Вчена рада фізико-технічного факультету, протоколи № 5 від 29 листопада 2016 р., № 6 від 19 грудня 2017 р. та Науково-технічної ради НДІ енергетики, протокол № 8 від 30 листопада 2018 р.).

Впровадження у навчальний процес вивчення процесів гідроаеродинаміки і тепломасопереносу та ознайомлення із сучасними методами розрахунку аеродинамічних характеристик та полів течій підвищує рівень підготовки фахівців за напрямом «Прикладна механіка».

Декан фізико-технічного факультету
д.т.н., проф.

С.О. Давидов

Професор кафедри механотроніки
д.т.н., проф.

Г.І. Сокіл

Доцент кафедри механотроніки
к.т.н., доц.

О.П. Юшкевич



ПІДТВЕРДЖУЮ

Головний конструктор

ДП «АНТОНОВ»

А.Б. Калашник
В. П. Ищук

13 » *09* 2019 р.

АКТ

о внедрении результатов диссертационного исследования

Алексеевко Сергея Викторовича

на тему

«Научно-методологические основы моделирования обледенения
аэродинамических поверхностей летательных аппаратов»

Настоящим актом подтверждаем, что результаты диссертационного исследования Алексеевко С.В. актуальны и представляют практический интерес для ДП «АНТОНОВ» и развития авиации в целом.

Основные научные результаты могут быть использованы для расчета форм льда, которые образуются на аэродинамических поверхностях во время полета в условиях естественного обледенения, при разработке систем защиты от обледенения и проектировании новых типов воздушных судов.

За Начальник КО-17

А. А. Шестаков

Начальник сектора 1774

Г. А. Кутько

Додаток В**Затверджую**

Заступник генерального конструктора
з наукової та навчальної роботи
ДП КБ „Південне” ім. М.К. Янгеля
кандидат технічних наук

_____ Кашанов О.Е.
„07” _____ 2019 р.

АКТ

**впровадження наукових та практичних результатів досліджень
у виробничий процес**

Результати досліджень Алексеенко Сергія Вікторовича, які представлені в дисертаційній роботі «Науково-методологічні основи моделювання зледеніння аеродинамічних поверхонь літальних апаратів» мають практичний інтерес та застосовуються в ДП «КБ «Південне» ім. М.К. Янгеля при виконанні робіт по вдосконаленню існуючого програмно-методичного забезпечення підприємства, а також при розробці перспективних зразків ракетно-космічної техніки з рідинним реактивним двигуном, а саме:

1. Використання результатів досліджень при вдосконаленні програмно-методичного забезпечення підприємства що описує процеси гідроаеродинаміки та тепломасопереносу з урахуванням фазових переходів, що відбуваються при взаємодії крапель води з поверхнею паливних відсіків з переохолодженими (криогенними) компонентами палива.
2. Розрахунок теплових потоків які діють на конструкцію паливного відсіку та температури компонентів ракетного палива (рідкий кисень) в залежності від тепломасопереносу при фазових переходах та швидкості наростання криги на оболонці паливного відсіку в процесі підготовки ракети-носія до запуску.

Керівник комплексу розрахунково-теоретичних та проектних робіт ДП КБ „Південне” ім. М.К. Янгеля
кандидат технічних наук

В.М. Сіренко

МЕТРОЛОГІЧНІ СЕРТИФІКАТИ



Державний комітет стандартизації, метрології та
сертифікації України

Харківський державний центр стандартизації,
метрології та сертифікації



СВІДОЦТВО

про державну метрологічну атестацію

№ 88/02 від "05" липня 2002 р.
- 362.

Аеродинамічна труба АТ-4, № 101 - 2

назва ЗВТ, позначення, порядковий номер, дата виготовлення

Виробник Універсальні механічні виробничі майстерні (ХАИ)

назва підприємства

Належить Харківському Національному Аерокосмічному Університету ім. М.Е. Жуковського (ХАИ)

Назва підприємства (організації)

Призначення (галузь застосування) ЗВТ Вимірювання швидкості повітряного потоку

Результати метрологічних досліджень дивися на звороті

За результатами державної метрологічної атестації (протокол № 01 від 14.06.2002 р.)

Аеродинамічна труба АТ-4

Назва, позначення атестованого ЗВТ

визнаний таким, що відповідає Програмі та методиці метрологічної атестації

"Аэродинамическая труба малых скоростей АТ-4"

назва технічної документації.

та придатний до застосування.

що містить вимоги до метрологічних характеристик та придатний до застосування

Повірку проводити відповідно до Методики повірки МП

назва та позначення документа, що містить

"Аэродинамическая труба малых скоростей АТ-4"

методику повірки атестованого ЗВТ

Повірку провести не пізніше 05.07.2005 р.



В.М.Чепела директора

підпис

В.М.Чепела

С.А. Солоділов Начальник відділу

підпис

С.А. Солоділов

Рис. А.1 – Свідоцтво про державну атестацію
аеродинамічної труби АТ-4

МІНЕКОНОМРОЗВИТКУ УКРАЇНИ

ДЕРЖАВНЕ ПІДПРИЄМСТВО
"ХАРКІВСЬКИЙ РЕГІОНАЛЬНИЙ НАУКОВО-ВИРОБНИЧИЙ
ЦЕНТР СТАНДАРТИЗАЦІЇ, МЕТРОЛОГІЇ ТА СЕРТИФІКАЦІЇ"

/ДП "Харківстандартметрологія"/

Вул. Міроносицька, 36, м. Харків, 61002, Україна

Уповноважено Мінекономрозвитку України
Свідоцтво про уповноваження № ПК 003-2009 від 27.05.2009 р.

С В І Д О Ц Т В О
ПРО ПОВІРКУ РОБОЧОГО ЗАСОБУ ВИМІРЮВАЛЬНОЇ ТЕХНІКИ

№ 02/ 3501 Чинне до 15.12.2016

Назва та умовне позначення Аеродинамічна труба Т-4
Зав.№ 101-2

Виробник Універсальні механічні виробничі майстерні


Власник Нац.Аэрокосміч.Універ. ім.М.Є.Жуковського
На підставі результатів повірки засіб вимірювальної техніки визнано придатним до застосування


Згідно паспорта ХАИ.4Т-00-00-00.ПС
позначення та назва документа, що містить вимоги до метрологічних

Діапазон відтворювання швидкості потоку повітря
характеристик і (або), за потреби, значення метрологічних характеристик

від 1,0 до 60 м/с
(клас, похибки, діапазони вимірювань тощо)

абсолютна похибка $\pm(0,01+0,02 \cdot V)$

Державний повірник  Є.М. Морозов
підпис ініціали, прізвище

Місце печатки або відбитка
повірного тавра 

16 грудня 2013 р.

Рис. А.2 – Свідоцтво про повірку аеродинамічної труби АТ-4

ПРОТОКОЛИ ВИПРОБУВАНЬ

ПРОТОКОЛ : 3001 naca-0012/ alf/ bet 0/ V2

<< Исходные данные >>

Параметры стандартной атмосферы при N=0 Давл, Па Темп, К Пл, Кг/м ³ Вязк, *1.E5 Ускор.	Характеристики аэродинамической трубы Поле Градиент DBG DAG Фактор Спирт	Условия эксперимента Давл, Па Тн, С Тк, С Влажн
101325. 288.15 1.225 1.790 9.810	1.200 0.030 0.0 -0.1 0.6 810.0	99760. 29.3 33.5 55.0%

<< Продувка Модели в нормальном положении >>

BRe	W	Sa	Ba	Ra	Za	Xb	Yb	Xc	Yc	Xw	Yw	FAG	FBG
0.1950	0.0030	0.1970	0.1950	1.0090	0.2975	-0.3050	0.0000	0.0610	0.0270	-0.0400	0.0270	0.4000	0.0000

	<< Производные оттяжки >> по углу атаки (alfa)						
<< Тарировка весов >>							
	X1	X2	Y1	Y2	Y3	Z	
При X1 = 1Кг	-409.3	0.0	1.3	0.0	0.0	11.8	для X1 = 0.00
При X2 = 1Кг	0.0	-398.8	0.0	0.0	0.0	-2.0	для X2 = 0.00
При Y1 = 1Кг	2.0	-0.7	-90.4	-0.7	0.0	-17.7	для Y1 = 0.00
При Y2 = 1Кг	0.0	2.7	0.0	-90.8	0.0	17.2	для Y2 = -0.10
При Y3 = 1Кг	0.0	0.0	0.0	0.0	-207.5	0.0	для Y3 = -8.51
При Z = 1Кг	10.1	-13.0	0.8	-7.3	0.0	-286.7	для Z = -0.23

	<< Коэффициенты подвески >>													
<< Данные протокола >>														
Lv	BG	AG	X1	X2	Y1	Y2	Y3	Z	Схет	Сует	Сzet	Mxet	Myet	Mzet
0.0	0.0	0.0	-2.0	-2.0	2.0	1.0	0.0	1.0						
248.0	0.0	-4.0	-513.0	-485.0	431.0	409.0	203.0	1.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
249.0	0.0	-2.0	-432.0	-403.0	222.0	201.0	132.0	-1.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
250.5	0.0	0.0	-383.0	-349.0	4.0	-17.0	57.0	0.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
250.5	0.0	2.0	-360.0	-332.0	-232.0	-253.0	-23.0	0.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
253.5	0.0	4.0	-383.0	-361.0	-441.0	-463.0	-96.0	10.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
254.5	0.0	6.0	-443.0	-421.0	-663.0	-680.0	-168.0	5.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
255.0	0.0	8.0	-554.0	-535.0	-875.0	-885.0	-237.0	1.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
253.5	0.0	10.0	-786.0	-778.0	-1042.0	-1045.0	-1045.0	1.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
253.0	0.0	12.0	-1171.0	-1198.0	-1067.0	-1066.0	-140.0	9.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
252.5	0.0	14.0	-1515.0	-1534.0	-1048.0	-1026.0	-6.0	13.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
250.0	0.0	16.0	-1756.0	-1721.0	-987.0	-918.0	51.0	18.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
250.0	0.0	18.0	-1949.0	-1884.0	-929.0	-870.0	83.0	19.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
250.0	0.0	20.0	-2107.0	-2055.0	-847.0	-848.0	107.0	39.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141

	Связанная Система															
Re	Скоростная Система															
(млн)	Bet	Alf	Сха	Суа	Сза	Мха	Муа	Мза	Ку	Сх	Су	Сz	Мх	Му	Мz	Хд
0.6649	-0.0	-3.5	0.046	-0.240	-0.001	-0.001	0.000	0.047	-5.26	0.031	-0.242	-0.001	-0.001	0.000	0.047	0.19
0.6652	-0.0	-1.6	0.035	-0.116	-0.001	-0.000	0.000	0.019	-3.33	0.032	-0.117	-0.001	-0.000	0.000	0.019	0.16
0.6662	-0.0	0.3	0.028	0.012	-0.000	-0.000	0.001	-0.008	0.41	0.028	0.012	-0.000	-0.000	0.001	-0.008	0.72
0.6652	0.0	2.2	0.025	0.149	0.000	0.000	0.000	-0.037	5.87	0.020	0.150	0.000	0.000	0.000	-0.037	0.25
0.6682	0.0	4.1	0.028	0.268	0.001	0.000	0.000	-0.061	9.53	0.009	0.269	0.001	0.000	0.000	-0.061	0.23
0.6685	0.0	6.0	0.035	0.393	0.001	0.001	0.000	-0.087	11.11	-0.006	0.395	0.001	0.001	0.000	-0.087	0.22
0.6681	0.0	7.9	0.050	0.513	0.001	0.002	0.000	-0.112	10.34	-0.021	0.515	0.001	0.002	-0.000	-0.112	0.22
0.6652	0.0	9.8	0.082	0.615	0.000	0.003	-0.000	-0.139	7.52	-0.024	0.619	0.000	0.003	-0.001	-0.139	0.22
0.6635	0.0	11.8	0.137	0.654	0.000	0.003	-0.001	-0.190	4.76	0.001	0.668	0.000	0.003	-0.002	-0.190	0.28
0.6619	0.0	13.8	0.185	0.660	0.000	0.005	-0.001	-0.230	3.56	0.023	0.685	0.000	0.005	-0.002	-0.230	0.34
0.6576	0.0	15.8	0.218	0.625	0.001	0.010	-0.000	-0.240	2.86	0.040	0.661	0.001	0.009	-0.003	-0.240	0.36
0.6566	0.0	17.8	0.244	0.600	0.001	0.009	0.000	-0.246	2.46	0.049	0.646	0.001	0.009	-0.002	-0.246	0.38
0.6556	0.0	19.8	0.268	0.574	0.001	0.003	0.000	-0.250	2.14	0.057	0.631	0.001	0.003	-0.001	-0.250	0.40

ПРОТОКОЛ : 3002 naca-0012/ alf/ bet 0/ V3

<< Исходные данные >>

Параметры стандартной атмосферы при N=0 Давл, Па Темп, К Пл, Кг/м ³ Вязк, *1.E5 Ускор.	Характеристики аэродинамической трубы Поле Градиент DBG DAG Фактор Спирт	Условия эксперимента Давл, Па Тн, С Тк, С Влажн
101325. 288.15 1.225 1.790 9.810	1.200 0.030 0.0 -0.1 0.6 810.0	99760. 28.8 33.7 55.0%

<< Продувка Модели в нормальном положении >>

BRe	W	Sa	Ba	Ra	Za	Xb	Yb	Xc	Yc	Xw	Yw	FAG	FBG
0.1950	0.0030	0.1970	0.1950	1.0090	0.2975	-0.3050	0.0000	0.0610	0.0270	-0.0400	0.0270	0.4000	0.0000

	<< Производные оттяжки >> по углу атаки (alfa)						
<< Тарировка весов >>							
	X1	X2	Y1	Y2	Y3	Z	
При X1 = 1Кг	-409.3	0.0	1.3	0.0	0.0	11.8	для X1 = 0.00
При X2 = 1Кг	0.0	-398.8	0.0	0.0	0.0	-2.0	для X2 = 0.00
При Y1 = 1Кг	2.0	-0.7	-90.4	-0.7	0.0	-17.7	для Y1 = 0.00
При Y2 = 1Кг	0.0	2.7	0.0	-90.8	0.0	17.2	для Y2 = -0.10
При Y3 = 1Кг	0.0	0.0	0.0	0.0	-207.5	0.0	для Y3 = -8.51
При Z = 1Кг	10.1	-13.0	0.8	-7.3	0.0	-286.7	для Z = -0.23

	<< Коэффициенты подвески >>													
<< Данные протокола >>														
Lv	BG	AG	X1	X2	Y1	Y2	Y3	Z	Схет	Сует	Сzet	Mxet	Myet	Mzet
0.0	0.0	0.0	1.0	-1.0	-1.0	0.0	-1.0	1.0						
259.5	0.0	-4.0	-496.0	-481.0	459.0	440.0	159.0	23.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
264.5	0.0	-2.0	-437.0	-416.0	231.0	216.0	77.0	20.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
263.5	0.0	0.0	-405.0	-383.0	-13.0	-31.0	-14.0	17.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
263.5	0.0	2.0	-420.0	-403.0	-259.0	-274.0	-106.0	12.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
265.5	0.0	4.0	-486.0	-479.0	-487.0	-501.0	-197.0	10.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
264.5	0.0	6.0	-628.0	-631.0	-695.0	-708.0	-266.0	7.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
263.5	0.0	8.0	-927.0	-923.0	-799.0	-815.0	-169.0	11.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141

263.5	0.0	10.0	-1221.0	-1213.0	-791.0	-803.0	-32.0	18.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
263.0	0.0	12.0	-1427.0	-1407.0	-754.0	-751.0	24.0	24.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
262.5	0.0	14.0	-1639.0	-1610.0	-776.0	-769.0	38.0	26.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
262.0	0.0	16.0	-1862.0	-1822.0	-798.0	-801.0	55.0	34.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
262.5	0.0	18.0	-2058.0	-2040.0	-778.0	-823.0	77.0	52.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
262.0	0.0	20.0	-2274.0	-2270.0	-794.0	-847.0	86.0	66.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141

Re (млн)	Скоростная Система									Связанная Система						
	Bet	Alf	Sxa	Sya	Cza	Mxa	Mya	Mza	Ky	Cx	Sy	Cz	Mx	My	Mz	Xд
0.6816	0.0	-3.5	0.041	-0.253	0.001	-0.001	0.000	0.062	-6.15	0.026	-0.255	0.001	-0.001	0.000	0.062	0.24
0.6869	0.0	-1.6	0.033	-0.124	0.002	-0.000	0.000	0.034	-3.78	0.029	-0.125	0.002	-0.000	0.000	0.034	0.27
0.6844	0.0	0.3	0.030	0.010	0.001	-0.000	0.000	0.007	0.34	0.029	0.010	0.001	-0.000	0.000	0.007	-0.65
0.6832	0.0	2.2	0.032	0.144	0.001	0.001	0.000	-0.020	4.50	0.026	0.145	0.001	0.001	0.000	-0.020	0.14
0.6846	0.0	4.1	0.041	0.267	0.001	0.001	0.000	-0.044	6.55	0.022	0.269	0.001	0.001	-0.000	-0.044	0.16
0.6821	0.0	6.0	0.060	0.383	0.001	0.001	-0.000	-0.070	6.41	0.019	0.387	0.001	0.001	-0.000	-0.070	0.18
0.6796	0.0	7.9	0.099	0.463	0.001	0.001	-0.000	-0.121	4.69	0.034	0.472	0.001	0.001	-0.000	-0.121	0.26
0.6784	0.0	9.9	0.138	0.479	0.001	0.002	-0.000	-0.162	3.48	0.053	0.495	0.001	0.002	-0.001	-0.162	0.33
0.6766	0.0	11.9	0.165	0.464	0.001	0.003	-0.000	-0.176	2.81	0.065	0.488	0.001	0.003	-0.001	-0.176	0.36
0.6748	0.0	13.9	0.193	0.482	0.001	0.003	-0.000	-0.191	2.49	0.072	0.514	0.001	0.003	-0.001	-0.191	0.37
0.6730	0.0	15.9	0.223	0.505	0.001	0.003	-0.000	-0.208	2.26	0.076	0.546	0.001	0.003	-0.001	-0.208	0.38
0.6724	0.0	17.9	0.251	0.511	0.002	-0.001	-0.001	-0.221	2.04	0.082	0.563	0.002	-0.001	-0.000	-0.221	0.39
0.6706	0.0	19.9	0.281	0.528	0.002	-0.002	-0.001	-0.236	1.88	0.085	0.593	0.002	-0.002	-0.000	-0.236	0.40

ПРОТОКОЛ : 3003 naca-0012/ alf/ bet 0/ V4

<< Исходные данные >>
 Параметры стандартной атмосферы при Н=0 Характеристики аэродинамической трубы Условия эксперимента
 Давл, Па Темп, К Пл, Кг/м3 Вязк, *1.E5 Ускор. Поле Градиент DBG DAG Фактор Спирт Давл, Па Тн, С Тк, С Влажн
 101325. 288.15 1.225 1.790 9.810 1.200 0.030 0.0 -0.1 0.6 810.0 99770. 29.9 33.8 54.0%

<< Продувка Модели в нормальном положении >>
 BRe W Sa Ba Ra Za Xb Yb Xc Yc Xw Yw FAG FBG
 0.1950 0.0030 0.1970 0.1950 1.0090 0.2975 -0.3050 0.0000 0.0610 0.0270 -0.0400 0.0270 0.4000 0.0000

<< Тарировка весов >>							<< Производные оттяжки >> по углу атаки (alfa)					
	X1	X2	Y1	Y2	Y3	Z	для X1 =	для X2 =	для Y1 =	для Y2 =	для Y3 =	для Z =
При X1 = 1Kg	-409.3	0.0	1.3	0.0	0.0	11.8	0.00	0.00	0.00	-0.10	-8.51	-0.23
При X2 = 1Kg	0.0	-398.8	0.0	0.0	0.0	-2.0						
При Y1 = 1Kg	2.0	-0.7	-90.4	-0.7	0.0	-17.7						
При Y2 = 1Kg	0.0	2.7	0.0	-90.8	0.0	17.2						
При Y3 = 1Kg	0.0	0.0	0.0	0.0	-207.5	0.0						
При Z = 1Kg	10.1	-13.0	0.8	-7.3	0.0	-286.7						

<< Данные протокола >>										<< Коэффициенты подвески >>					
Lv	BG	AG	X1	X2	Y1	Y2	Y3	Z	Sxet	Syct	Czct	Mxct	Myct	Mzct	
0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	-1.0	1.0	-1.0	0.0							
246.5	0.0	-4.0	-424.0	-410.0	422.0	403.0	142.0	-6.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141	
248.0	0.0	-2.0	-384.0	-365.0	200.0	181.0	66.0	-5.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141	
250.0	0.0	0.0	-370.0	-343.0	-34.0	-50.0	-15.0	3.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141	
253.0	0.0	2.0	-398.0	-365.0	-247.0	-262.0	-92.0	13.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141	
254.0	0.0	4.0	-466.0	-437.0	-466.0	-475.0	-170.0	9.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141	
253.5	0.0	6.0	-611.0	-578.0	-662.0	-672.0	-226.0	9.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141	
253.5	0.0	8.0	-908.0	-868.0	-751.0	-765.0	-121.0	13.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141	
251.5	0.0	10.0	-1177.0	-1113.0	-704.0	-729.0	17.0	20.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141	
250.5	0.0	12.0	-1361.0	-1309.0	-674.0	-720.0	51.0	28.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141	
250.0	0.0	14.0	-1550.0	-1497.0	-694.0	-744.0	64.0	35.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141	
250.5	0.0	16.0	-1752.0	-1702.0	-718.0	-771.0	81.0	44.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141	
250.5	0.0	18.0	-1943.0	-1907.0	-730.0	-776.0	106.0	52.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141	
251.0	0.0	20.0	-2145.0	-2122.0	-754.0	-800.0	110.0	66.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141	

Re (млн)	Скоростная Система									Связанная Система						
	Bet	Alf	Sxa	Sya	Cza	Mxa	Mya	Mza	Ky	Cx	Sy	Cz	Mx	My	Mz	Xд
0.6612	-0.0	-3.5	0.035	-0.245	-0.001	-0.001	0.000	0.062	-7.09	0.020	-0.247	-0.001	-0.001	-0.000	0.062	0.25
0.6623	-0.0	-1.6	0.029	-0.113	-0.001	-0.000	0.000	0.033	-3.86	0.026	-0.114	-0.001	-0.000	0.000	0.033	0.29
0.6640	0.0	0.3	0.027	0.023	0.000	0.000	0.000	0.003	0.85	0.027	0.023	0.000	0.000	0.000	0.003	-0.14
0.6671	0.0	2.2	0.030	0.145	0.001	0.000	0.001	-0.022	4.81	0.025	0.146	0.001	0.000	0.001	-0.022	0.15
0.6675	0.0	4.1	0.039	0.268	0.001	0.001	0.000	-0.048	6.83	0.020	0.270	0.001	0.001	0.000	-0.048	0.18
0.6659	0.0	6.0	0.058	0.384	0.001	0.001	0.000	-0.076	6.58	0.018	0.388	0.001	0.001	0.000	-0.076	0.20
0.6650	0.0	7.9	0.098	0.458	0.001	0.001	0.000	-0.129	4.65	0.034	0.467	0.001	0.001	0.000	-0.129	0.28
0.6614	0.0	9.9	0.135	0.459	0.001	0.000	0.001	-0.166	3.39	0.054	0.475	0.001	0.000	0.001	-0.166	0.35
0.6592	0.0	11.9	0.163	0.456	0.001	-0.002	0.000	-0.180	2.80	0.065	0.480	0.001	-0.001	0.001	-0.180	0.38
0.6576	0.0	13.9	0.190	0.476	0.001	-0.002	0.000	-0.196	2.51	0.070	0.508	0.001	-0.002	0.001	-0.196	0.39
0.6573	0.0	15.9	0.218	0.497	0.001	-0.002	0.000	-0.212	2.28	0.074	0.538	0.001	-0.002	0.001	-0.212	0.39
0.6564	0.0	17.9	0.246	0.509	0.002	-0.001	-0.000	-0.228	2.07	0.078	0.560	0.002	-0.001	0.000	-0.228	0.41
0.6562	0.0	19.9	0.275	0.528	0.003	-0.001	-0.001	-0.241	1.92	0.079	0.590	0.003	-0.001	-0.000	-0.241	0.41

ПРОТОКОЛ : 3004 naca-0012/ alf/ bet 0/ V5

<< Исходные данные >>
 Параметры стандартной атмосферы при Н=0 Характеристики аэродинамической трубы Условия эксперимента
 Давл, Па Темп, К Пл, Кг/м3 Вязк, *1.E5 Ускор. Поле Градиент DBG DAG Фактор Спирт Давл, Па Тн, С Тк, С Влажн
 101325. 288.15 1.225 1.790 9.810 1.200 0.030 0.0 -0.1 0.6 810.0 99810. 24.6 29.8 58.0%

<< Продувка Модели в нормальном положении >>
 BRe W Sa Ba Ra Za Xb Yb Xc Yc Xw Yw FAG FBG
 0.1950 0.0030 0.1970 0.1950 1.0090 0.2975 -0.3050 0.0000 0.0610 0.0270 -0.0400 0.0270 0.4000 0.0000

<< Тарировка весов >> << Производные оттяжки >>

	X1	X2	Y1	Y2	Y3	Z	по углу атаки (alfa)
При X1 = 1Кг	-409.3	0.0	1.3	0.0	0.0	11.8	для X1 = 0.00
При X2 = 1Кг	0.0	-398.8	0.0	0.0	0.0	-2.0	для X2 = 0.00
При Y1 = 1Кг	2.0	-0.7	-90.4	-0.7	0.0	-17.7	для Y1 = 0.00
При Y2 = 1Кг	0.0	2.7	0.0	-90.8	0.0	17.2	для Y2 = -0.10
При Y3 = 1Кг	0.0	0.0	0.0	0.0	-207.5	0.0	для Y3 = -8.51
При Z = 1Кг	10.1	-13.0	0.8	-7.3	0.0	-286.7	для Z = -0.23

<< Данные протокола >>									<< Коэффициенты подвески >>					
Lv	BG	AG	X1	X2	Y1	Y2	Y3	Z	Cxet	Cyet	Czet	Mxet	Myet	Mzet
0.0	0.0	0.0	0.0	1.0	-1.0	0.0	1.0	-1.0						
247.5	0.0	-4.0	-562.0	-534.0	433.0	415.0	236.0	20.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
249.0	0.0	-2.0	-453.0	-431.0	230.0	210.0	173.0	17.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
250.5	0.0	0.0	-382.0	-364.0	22.0	3.0	100.0	13.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
249.5	0.0	2.0	-354.0	-335.0	-212.0	-230.0	20.0	11.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
251.5	0.0	4.0	-367.0	-347.0	-434.0	-451.0	-58.0	8.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
250.5	0.0	6.0	-418.0	-398.0	-653.0	-667.0	-127.0	3.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
248.5	0.0	8.0	-509.0	-484.0	-866.0	-875.0	-193.0	0.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
249.5	0.0	10.0	-673.0	-637.0	-1054.0	-1059.0	-252.0	-3.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
248.0	0.0	12.0	-1030.0	-1002.0	-1127.0	-1134.0	-207.0	1.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
248.0	0.0	14.0	-1431.0	-1394.0	-1119.0	-1133.0	-60.0	12.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
246.5	0.0	16.0	-1744.0	-1697.0	-1078.0	-1107.0	45.0	19.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
246.5	0.0	18.0	-2000.0	-1947.0	-1027.0	-1054.0	109.0	30.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
246.5	0.0	20.0	-2194.0	-2146.0	-999.0	-997.0	127.0	14.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141

Re											Скоростная Система					Связанная Система				
(млн)	Bet	Alf	Sxa	Sya	Sza	Mxa	Mya	Mza	Ky	Cx	Sy	Cz	Mx	My	Mz	Xd				
0.6780	0.0	-3.5	0.053	-0.239	0.001	-0.001	0.000	0.039	-4.52	0.038	-0.242	0.001	-0.001	0.000	0.039	0.16				
0.6787	0.0	-1.6	0.039	-0.117	0.001	-0.001	0.000	0.010	-3.03	0.035	-0.118	0.001	-0.001	0.000	0.010	0.09				
0.6795	0.0	0.3	0.029	0.004	0.001	-0.000	0.000	-0.015	0.15	0.029	0.005	0.001	-0.000	0.000	-0.015	3.39				
0.6769	0.0	2.2	0.026	0.141	0.001	0.000	0.000	-0.044	5.48	0.020	0.142	0.001	0.000	0.000	-0.044	0.31				
0.6783	0.0	4.1	0.027	0.268	0.001	0.001	0.000	-0.069	10.01	0.008	0.269	0.001	0.001	0.000	-0.069	0.26				
0.6757	0.0	6.0	0.033	0.397	0.001	0.001	0.000	-0.096	11.91	-0.008	0.398	0.001	0.001	0.000	-0.096	0.24				
0.6717	0.0	7.9	0.045	0.525	0.001	0.002	0.000	-0.123	11.67	-0.027	0.526	0.001	0.002	0.000	-0.123	0.23				
0.6718	0.0	9.8	0.066	0.634	0.000	0.002	0.000	-0.146	9.67	-0.043	0.636	0.000	0.003	-0.000	-0.146	0.23				
0.6685	-0.0	11.7	0.116	0.696	-0.000	0.003	0.000	-0.183	5.98	-0.028	0.705	-0.000	0.003	-0.001	-0.183	0.26				
0.6673	0.0	13.7	0.173	0.719	0.000	0.002	-0.000	-0.232	4.17	-0.003	0.739	0.000	0.002	-0.000	-0.232	0.31				
0.6640	-0.0	15.7	0.218	0.721	-0.000	0.001	0.000	-0.264	3.31	0.015	0.753	-0.000	0.001	-0.000	-0.264	0.35				
0.6628	0.0	17.7	0.255	0.702	0.000	0.001	0.000	-0.280	2.75	0.029	0.746	0.000	0.001	-0.000	-0.280	0.38				
0.6615	-0.0	19.8	0.284	0.681	-0.001	0.004	-0.000	-0.285	2.40	0.037	0.737	-0.001	0.003	-0.002	-0.285	0.39				

ПРОТОКОЛ : 3005 naca-0012/ alf/ bet 0/ v1

<< Исходные данные >>											Условия эксперимента			
Параметры стандартной атмосферы при Н=0					Характеристики аэродинамической трубы					Условия эксперимента				
Давл,Па	Темп,К	Пл,Кг/м3	Вязк,*1.E5	Ускор.	Поле	Градиент	DBG	DAG	Фактор	Спирт	Давл,Па	Тн,С	Тк,С	Влажн
101325.	288.15	1.225	1.790	9.810	1.200	0.030	0.0	-0.1	0.6	810.0	99820.	27.1	31.5	56.0%

<< Продувка Модели в нормальном положении >>													
BRe	W	Sa	Ba	Ra	Za	Xb	Yb	Xc	Yc	Xw	Yw	FAG	FBG
0.1950	0.0030	0.1970	0.1950	1.0090	0.2975	-0.3050	0.0000	0.0610	0.0270	-0.0400	0.0270	0.4000	0.0000

<< Тарировка весов >>									<< Производные оттяжки >>					
	X1	X2	Y1	Y2	Y3	Z	по углу атаки (alfa)							
При X1 = 1Кг	-409.3	0.0	1.3	0.0	0.0	11.8	для X1 = 0.00							
При X2 = 1Кг	0.0	-398.8	0.0	0.0	0.0	-2.0	для X2 = 0.00							
При Y1 = 1Кг	2.0	-0.7	-90.4	-0.7	0.0	-17.7	для Y1 = 0.00							
При Y2 = 1Кг	0.0	2.7	0.0	-90.8	0.0	17.2	для Y2 = -0.10							
При Y3 = 1Кг	0.0	0.0	0.0	0.0	-207.5	0.0	для Y3 = -8.51							
При Z = 1Кг	10.1	-13.0	0.8	-7.3	0.0	-286.7	для Z = -0.23							

<< Данные протокола >>									<< Коэффициенты подвески >>					
Lv	BG	AG	X1	X2	Y1	Y2	Y3	Z	Cxet	Cyet	Czet	Mxet	Myet	Mzet
0.0	0.0	0.0	-2.0	0.0	2.0	0.0	-1.0	1.0						
249.5	0.0	-4.0	-355.0	-336.0	424.0	403.0	166.0	0.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
252.0	0.0	-2.0	-314.0	-295.0	215.0	188.0	98.0	5.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
251.5	0.0	0.0	-284.0	-270.0	-11.0	-34.0	39.0	4.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
251.5	0.0	2.0	-288.0	-275.0	-243.0	-269.0	-18.0	4.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
252.0	0.0	4.0	-309.0	-301.0	-460.0	-488.0	-68.0	-2.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
256.0	0.0	6.0	-359.0	-350.0	-664.0	-692.0	-109.0	3.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
256.0	0.0	8.0	-430.0	-418.0	-878.0	-900.0	-148.0	-1.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
255.0	0.0	10.0	-526.0	-504.0	-1088.0	-1097.0	-176.0	-6.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
254.0	0.0	12.0	-639.0	-606.0	-1279.0	-1277.0	-201.0	-12.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
254.0	0.0	14.0	-766.0	-726.0	-1425.0	-1431.0	-208.0	-13.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
253.0	0.0	16.0	-969.0	-918.0	-1541.0	-1551.0	-206.0	9.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
253.0	0.0	18.0	-1902.0	-1697.0	-1137.0	-1102.0	124.0	23.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141
251.5	0.0	20.0	-2084.0	-2022.0	-1043.0	-1095.0	150.0	25.0	0.456	0.029	-0.023	-0.052	-0.001	-0.141

Re											Скоростная Система					Связанная Система				
(млн)	Bet	Alf	Sxa	Sya	Sza	Mxa	Mya	Mza	Ky	Cx	Sy	Cz	Mx	My	Mz	Xd				
0.6734	-0.0	-3.5	0.024	-0.239	-0.000	-0.001	0.000	0.057	-10.05	0.009	-0.240	-0.000	-0.001	0.000	0.057	0.24				
0.6757	0.0	-1.6	0.019	-0.113	0.000	-0.001	0.000	0.027	-6.06	0.016	-0.114	0.000	-0.001	0.000	0.027	0.24				
0.6740	0.0	0.3	0.016	0.019	0.000	-0.000	0.000	-0.005	1.20	0.016	0.019	0.000	-0.000	0.000	-0.005	0.28				
0.6729	0.0	2.2	0.016	0.157	0.001	-0.000	0.000	-0.040	9.60	0.010	0.158	0.001	-0.000	0.000	-0.040	0.25				
0.6725	0.0	4.1	0.019	0.286	0.000	-0.000	0.000	-0.071	14.93	-0.001	0.287	0.000	-0.000	0.000	-0.071	0.25				
0.6768	0.0	6.0	0.025	0.402	0.001	0.000	0.000	-0.101	16.40	-0.017	0.403	0.001	0.000	0.000	-0.101	0.25				
0.6757	0.0	7.9	0.033	0.527	0.000	0.001	0.000	-0.132	16.08	-0.040	0.527	0.000	0.001	0.000	-0.132	0.25				
0.6733	0.0	9.8	0.044	0.652	0.000	0.002	0.000	-0.164	14.89	-0.068	0.650	0.000	0.002	-0.000	-0.164	0.25				
0.6709	-0.0	11.7	0.057	0.768	-0.000	0.004	0.000	-0.194	13.48	-0.100	0.764	-0.000	0.004	-0.000	-0.194	0.25				
0.6699	-0.0	13.6	0.072	0.862	-0.001	0.003	0.000	-0.220	11.95	-0.133	0.855	-0.001	0.003	-0.000	-0.220	0.26				
0.6675	0.0	15.5	0.098	0.943	0.001	0.003	0.001	-0.245	9.60	-0.158	0.935	0.001	0.003	-0.000	-0.245	0.26				
0.6665	0.0	17.7	0.222	0.734	0.001	0.007	0.003	-0.283	3.30	-0.012	0.767	0.001	0.008	0.001	-0.283	0.37				
0.6634	-0.0	19.7	0.260	0.715	-0.001	-0.001	0.000	-0.292	2.75	0.004	0.761	-0.001	-0.001	0.000	-0.292	0.38				

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ**Наукові праці, в яких опубліковані основні наукові результати дисертації**

1. 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.
2. Alekseyenko S.V., Prykhodko O.A. Numerical simulation of icing of a cylinder and an airfoil: model review and computational results. *TsAGI Science Journal*. 2013. Vol. 44, Issue 6. P. 761–805. DOI: 10.1615/TsAGISciJ.2014011016. (зарубіжний журнал)
3. 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.
4. 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. P. 715–732. DOI: <https://doi.org/10.1134/S0015462814060039>. (SCOPUS)
5. 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. Vol. 87, Issue 3. P. 598-607. DOI: <https://doi.org/10.1007/s10891-014-1050-0>. (SCOPUS)
6. 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. P. 884–887. DOI: <https://doi.org/10.1134/S1063785014100125>. (SCOPUS)
7. 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.

8. 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. Vol. 42, Issue 5. P. 524–527. DOI: <https://doi.org/10.1134/S1063785016050187>. (SCOPUS)
9. Алексеенко С.В. Экспериментальное исследование начальной фазы процесса обледенения аэродинамических поверхностей. *Вісник Дніпропетровського університету. Ракетно-космічна техніка. Випуск 20*. 2017. Т.25. № 4. С.1217.
10. Алексеенко С.В. Численное исследование влияния шероховатости поверхности льда на аэродинамические характеристики профиля крыла при обледенении. *Вісник Дніпровського університету. Серія «Механіка неоднорідних структур»*. 2017. Вип. 2(21). С.3–14.
11. Недвига Д.В., Алексеенко С.В. Исследование режимов обледенения летательных аппаратов. *Механіка гіроскопічних систем: науково-технічний збірник*. 2017. Вип. 33. С. 72–83.
12. Prykhodko A.A. Alekseyenko S.V. Numerical investigation of the influence of surface roughness on convective heat transfer at airfoil icing process. *Thermophysics and Thermal Power Engineering*. 2018. Vol. 40, No. 2. P. 65–71. DOI: <https://doi.org/https://doi.org/10.31472/ihe.2.2018.09>.
13. Алексеенко С.В., Юшкевич О.П. Численное моделирование процессов кристаллизации жидкости на криволинейной поверхности в потоке воздушно-капельной среды. *Металознавство та термічна обробка металів*. 2018. № 1(80). С. 56–66.
14. Alekseyenko S., Yushkevich O. Application of numerical simulation methods for reduction of aircrafts ice protection systems energy Consumption. *Technology Audit And Production Reserves*. 2018. № 5/1(43). С. 4–10. (наукометричний)
15. Alekseyenko S.V. Numerical simulation of flow over the ONERA M6 wing. *Вісник Дніпровського університету. Серія: Механіка*. Дніпро, Видавництво ДНУ. 2018. Вип.22. Т.26, №5. С. 57–66.

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

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

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

19. Алексеенко С.В., Юшкевич О.П. Обледенение аэродинамических поверхностей: моделирование форм крупных ледяных наростов. *Металознавство та термічна обробка металів*. 2018. № 4(83). С. 10–18.

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

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

22. Prikhod'ko A.A., Alekseenko 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*. March, 2019. Vol. 92, No. 2. P. 486–492. DOI: <https://doi.org/10.1007/s10891-019-01955-1>. (SCOPUS)

Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації

23. Приходько А.А., Алексеенко С.В. Численное моделирование обледенения аэродинамических поверхностей. *Модели и методы аэродинамики: материалы двенадцатой международной школы-семинара*. Изд. ЦАГИ, Евпатория, 2012. С.177–178.

24. Alekseyenko S. Numerical Simulation of the Icing Surfaces of the Cylinder and Profile. *GAMM 2013: Book of abstracts* (Novi Sad, 18-20 March, 2013). 2013. P. 298.

25. Alekseyenko S.V. Numerical Simulation of the Icing Surfaces of the Cylinder and Profile. *PAMM 2013*. 2013. Vol. 13, Issue 1. P. 299–300. DOI: <https://doi.org/10.1002/pamm.201310145>.

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

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

28. 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: <https://doi.org/10.4271/2015-01-2118>. (SCOPUS)

29. Приходько А.А., Алексеенко С.В. Экспериментальное исследование и математическое моделирование физических процессов при обледенении аэродинамических поверхностей. *XV Минский международный форум по теплообмену: тезисы докладов и сообщений* (г. Минск, 23-26 мая 2016 г.). Минск, 2016. С. 386–389.

30. Приходько А.А., Алексеенко С.В. Математическое моделирование процессов обледенения летательных аппаратов. *Диференціальні рівняння та проблеми аерогідромеханіки й тепломасопереносу: тези всеукраїнської наукової конференції*. Дніпро, 2016. С. 83–84.

31. Алексеенко С.В., Приходько А.А. Обледенение аэродинамических поверхностей: влияние шероховатости поверхности на аэродинамические характеристики профиля. *Компютерна гідромеханіка: тези доповідей*. Київ: ІГМ НАНУ, 2016. С. 6–7.

32. Приходько А.А., Алексеенко С.В. Моделирование процесса обледенения аэродинамических профилей. *Авіа-2017: матеріали XIII міжнародної науково-технічної конференції, 19-21 квітня 2017, Київ*. С. 22.1–22.5.

33. Недвига Д.В., Алексеенко С.В. Исследование режимов обледенения летательных аппаратов. *Людина і Космос: збірник тез XIX Міжнародної молодіжної науково-практичної конференції*. Дніпропетровськ, 2017. С. 31.

34. Alekseyenko S.V. Numerical simulation of the airfoils icing processes. *2nd International Conference on Fluid Dynamics & Aerodynamics: Scientific Tracks Abstracts, Journal of Applied Mechanical Engineering*. Rome, Italy. 19-20 October, 2017. Vol. 6, Issue 5. P. 33. DOI: 10.4172/2168-9873-C1-011.

35. Недвига Д.В., Алексеенко С.В. Исследование процесса замерзания переохлажденной поверхностной капли воды. *Людина і Космос: збірник тез XX Міжнародної молодіжної науково-практичної конференції*. Дніпро, 2018. С. 36

36. Некрасов В.Е., Алексеенко С.В. Моделирование шероховатости поверхности в задачах об обледенении профиля крыла. *Людина і Космос: збірник тез XXI Міжнародної молодіжної науково-практичної конференції*. Дніпро, 2019. С. 34.

37. Алексеенко С.В. Численное моделирование процесса нарастания льда на аэродинамических поверхностях в трехмерной постановке. *Космічні технології: сьогодні та майбутнє: тези доповідей 7-ої міжнародної конференції*. Дніпро, 2019. С. 26.

Наукові праці, які додатково відображають наукові результати дисертації

38. Приходько А.А., Алексеенко С.В. Компьютерное моделирование процессов нарастания льда на поверхности профиля НАСА 0012. *Современная наука*. 2013. №1(12). С. 48–54.

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