

УДК 629.735

DOI: <http://doi.org/10.20535/2219-3804212019180229>Д. О. Доля¹, бакалавр, І. С. Кривохатко², доцент, к.т.н.

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ОБЛЕДЕНІННЯ КРИЛА НА ЙОГО АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ МЕТОДАМИ ОБЧИСЛЮВАЛЬНОЇ АЕРОДИНАМІКИ

En

During the flight under certain atmospheric conditions, ice accretion can be formed on the surfaces of the aircraft, which negatively affects the aerodynamic aircraft performance. The most effective way of this effect researching is to conduct flight tests or studies in a wind tunnel. However, these methods spend a lot of money and time for preparing, experimenting, and processing the results.

The use of computer hardware and specialized software can significantly reduce the calculating time of the aerodynamic performance of the aircraft under ice accretion conditions. However, the use of such methods of calculation requires preliminary research to identify the parameters of the calculation and the result processing method, which gives the most accurate result.

In this work, the problem of transport aircraft wings` aerodynamic characteristics calculation under natural ice conditions by means of CFD method was considered; solver parameters for the correct determination of lift coefficient, drag coefficient and critical angle of attack were found.

The computational predictions with different turbulence models and wind tunnel research data were compared.

The optimal method for recalculation of airfoil characteristics to finite span wing characteristics was determined. The empirical formula for drag coefficient correction was obtained.

The possibility of using certain turbulence models to calculate various aerodynamic coefficients of a wing in icing conditions was analyzed.

Ru

Рассмотрен вопрос расчета аэродинамических характеристик крыла транспортного самолёта в условиях естественного обледенения методами расчетной аэродинамики и выбор параметров расчета для определения значений коэффициента подъёмной силы и коэффициента лобового сопротивления.

Проведено сравнение результатов расчета при использовании различных моделей турбулентности с результатами экспериментального исследования в аэродинамической трубе.

Проанализировано и выбрано лучший среди методов перерасчета значений из аэродинамического профиля на крыло конечного удлинения. Приведена формула для введения поправочного коэффициента для определения значения коэффициента лобового сопротивления.

Проанализирована возможность использования каждой из рассмотренных моделей турбулентности для определения аэродинамических характеристик крыла в условиях естественного обледенения.

¹ КПШ ім. Ігоря Сікорського

² КПШ ім. Ігоря Сікорського

Вступ

Обледеніння літака є розповсюдженим явищем, яке негативно впливає на аеродинамічні характеристики (АХ) літака та може призвести до катастрофи. Найбільш критичний ефект для літака виникає у разі обледеніння поверхні крила та оперення. У [1, 2] добре описані основні форми льоду, що можуть утворюватися на поверхні крила та їх відповідний вплив на АХ. Дослідження форми льоду, що може утворюватися під час працюючої та виключеної протиобліднювальної системи (ПОС), та його впливу на АХ є обов'язковим етапом у разі проектування і сертифікації транспортних літаків [3]. Найточнішим та найефективнішим варіантом для дослідження цього впливу, перед проведенням льотних випробовувань, є проведення досліджень у аеродинамічній трубі, але такі дослідження пов'язані із великими затратами ресурсів та часу на підготовку моделей для експерименту та оброблення отриманих результатів.

Одним із варіантів цього дослідження є розрахунок методами обчислювальної аеродинаміки за допомогою спеціального програмного забезпечення. Але методи розрахунку, що використовуються в цьому програмному забезпеченні, можуть бути не придатними для розрахунку суттєво зміненої у разі обледеніння геометричної форми крила. Тому необхідним завданням є визначення методів розрахунку та перерахунку отриманих результатів, які можуть надати інформацію щодо впливу обледеніння на АХ із найбільшою точністю та із найменшими затратами часу та ресурсів.

Постановка задачі

У даній роботі порівнюються розрахунки АХ крила під час різних випадків обледеніння із отриманими у аеродинамічній трубі АТ-1 (ДП «Антонов») результатами досліджень. На основі отриманих результатів приводяться висновки щодо доцільності використання різних моделей турбулентності.

Об'єкт дослідження

У аеродинамічній трубі АТ-1 [4, 5] було досліджено прямокутний відсік крила транспортного літака із довжиною хорди $b = 0,5$ м та видовженням $\lambda = 1,5$, але завдяки наявності аеродинамічних шайб на кінцях відсіку ефективно видовження склало $\lambda_{\text{еф}} = 6,2$. У аеродинамічній трубі була встановлена швидкість у 50 м/с, що відповідає числу Маха $M = 0,15$ та числу Рейнольдса $Re = 1,72 \cdot 10^6$. Модель крила випробувалася із накладанням імітаторів льоду, що відповідають трьом випадкам утворення бар'єрного льоду на нижній поверхні крила при працюючій ПОС, які

відрізняються значенням висоти та довжини, і двома імітаторами, що відповідають утворенню льоду у разі відмови ПОС. Моделі для цього випадку мають однакову геометрію, але відрізняються висотою (рис. 1).

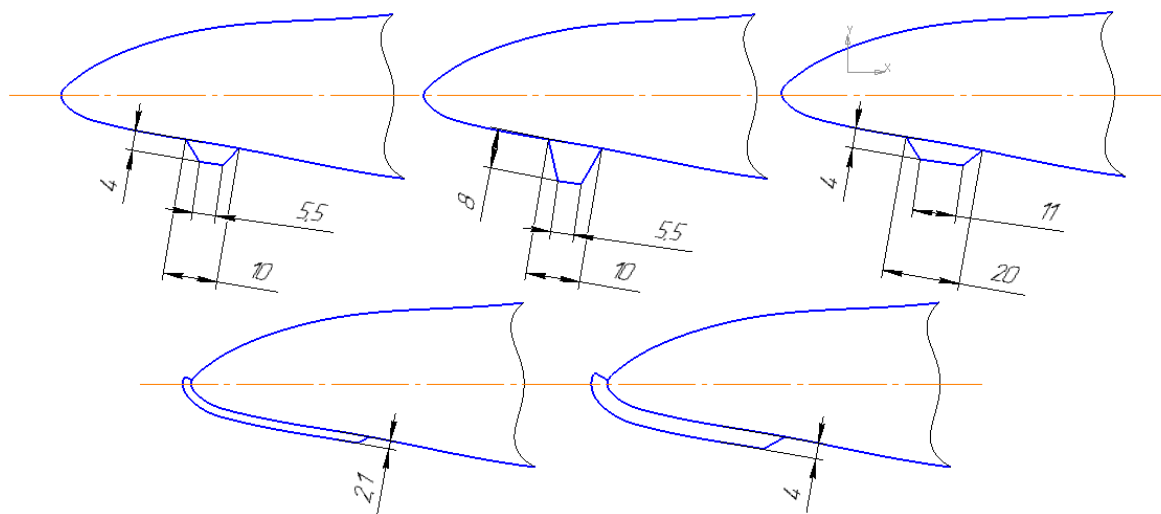


Рис. 1. Спрощені геометричні характеристики досліджених імітаторів льоду

Метод дослідження

У роботі для розрахунків було побудовано двовимірні сіткові моделі у програмі *ICEM v. 17.1*. Вибір двовимірного завдання пов'язаний із економією ресурсів обчислювальної техніки та простотою побудови, але це також викликало необхідність перерахування отриманих результатів.

Побудовані сіткові моделі є конвертованими у неструктуровану сітку структурованими блочними системами (рис. 2). Кількість елементів варіюється від складності геометрії імітатора льоду та від типу моделі турбулентності, що використовуються. Так, для методів, що враховують ламінарно-турбулентний перехід, кількість елементів збільшується та їх розмір у прилеглому шарі зменшується. Моделі були побудовані для випадку прибраної механізації.

Усі розрахунки проводилися на базі програми *ANSYS Fluent*, був використаний стаціонарний варіант розрахунку від щільності. Для кожного розрахованого значення проводилася додаткова сіткова адаптація за градієнтом тиску. Це перебудовує сітку для розрахунку у місцях найбільших значень зміни тиску, що дозволяє отримати більш точні результати та довести незалежність отриманих результатів від кількості елементів у розрахунковій сітці.

Перед початком проведення основних розрахунків було досліджено вплив окремого параметра на результати розрахунків, а саме, параметра масштабу турбулентності (*Turbulence Length Scale*). Розглянутий параметр

встановлювався у трьох значеннях: 0,1 м, 0,01 м та 0,001 м. Дослідження проводилося для чистого аеродинамічного профілю без льоду. Розрахунки проводилися у діапазоні кутів атаки $\alpha = -4^\circ \dots 4^\circ$ із кроком у один градус. Було виявлено, що значення коефіцієнта підйомної сили змінюється у діапазоні, який не впливає на остаточні результати, але коефіцієнт опору більш чутливий до значення цього параметра. У разі 0,001 м та 0,01 м результати майже не відрізняються, коли за 0,1 м похибка є суттєвою. Для подальших розрахунків було обрано приймати це значення у 0,001 м.

Значення параметру інтенсивності турбулентності було встановлено відповідно до значень в аеродинамічній трубі АТ-1, а саме, у 0,3 %. Значення температури також приймається за стандартне у аеродинамічній трубі - 288 K. Залежність отриманих результатів від шорсткості моделі та імітатора льоду окремо не досліджувалася, значення шорсткості моделі було встановлено у $5 \cdot 10^{-5}$.

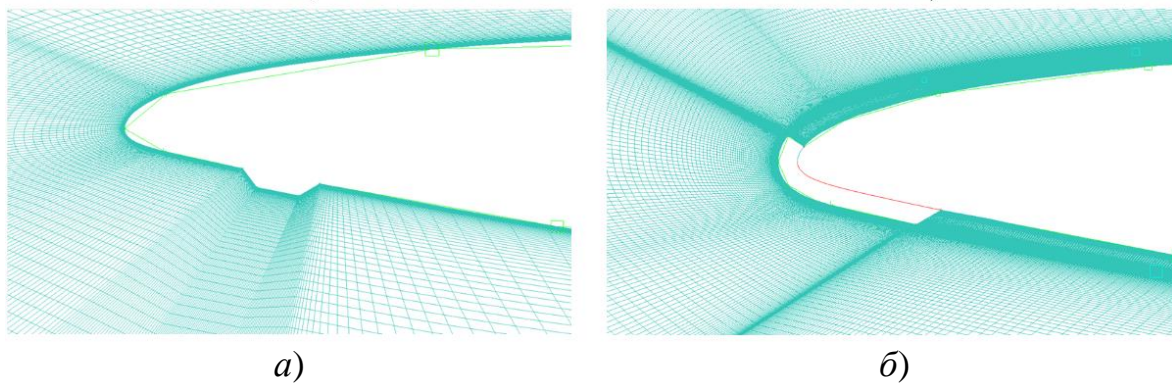


Рис. 2. Приклади побудованої розрахункової сітки:
а – за наявної ПОС; б – у разі відмови ПОС

Оскільки розрахунки проводилися для двовимірного варіанту, то необхідним етапом оброблення результатів є їх перерахунок відповідно до ефективного видовження експериментальної моделі. У цій роботі використовувалися формули для перерахунку, що представлені у джерелах [6, 7], а саме, для перерахунку значення коефіцієнта підйомної сили використовувалася формула:

$$c_{ya} = \frac{c'_y}{1 + c_y^\alpha / \pi \cdot \lambda_{\text{еф}}}, \quad (1)$$

де c'_y – розраховане значення коефіцієнта підйомної сили;

c_y^α – похідна розрахованого значення коефіцієнта підйомної сили від кута атаки;

$\lambda_{\text{еф}}$ – ефективне видовження відсіку крила.

Перерахунок коефіцієнта сили опору c_{xa} виконувався із додаванням додаткового індуктивного опору $c_{x \text{ інд}}$:

$$c_{xa} = c'_x + c_{\text{хінд}} = c'_x + c_y^2 / \pi \cdot \lambda_{\text{еф}}, \quad (2)$$

де c'_x – розраховане значення коефіцієнта опору у *ANSYS Fluent*.

Окремий перерахунок максимального значення коефіцієнта підйомної сили також проводився за формулами, що представлені у цих джерелах, але під час порівняння із експериментальними результатами вони продемонстрували велику неточність. Більш точні результати були отримані у разі перерахунку коефіцієнта підйомної сили в усьому діапазоні за формулою, що була представлена вище.

Результати дослідження

Одним із основних параметрів для порівняння було порівняння графіків залежності коефіцієнтів підйомної сили c_{ya} від кута атаки α , а саме, окремо можна виділити значення на лінійній зоні залежності, максимальне значення коефіцієнта підйомної сили $c_{ya \text{ max}}$ та значення критичного кута атаки $\alpha_{\text{кр}}$.

Для працюючої ПОС на рис. 3 – рис. 5 представлені графіки цієї залежності для трьох випадків утворення бар'єрного льоду на нижній поверхні крила.

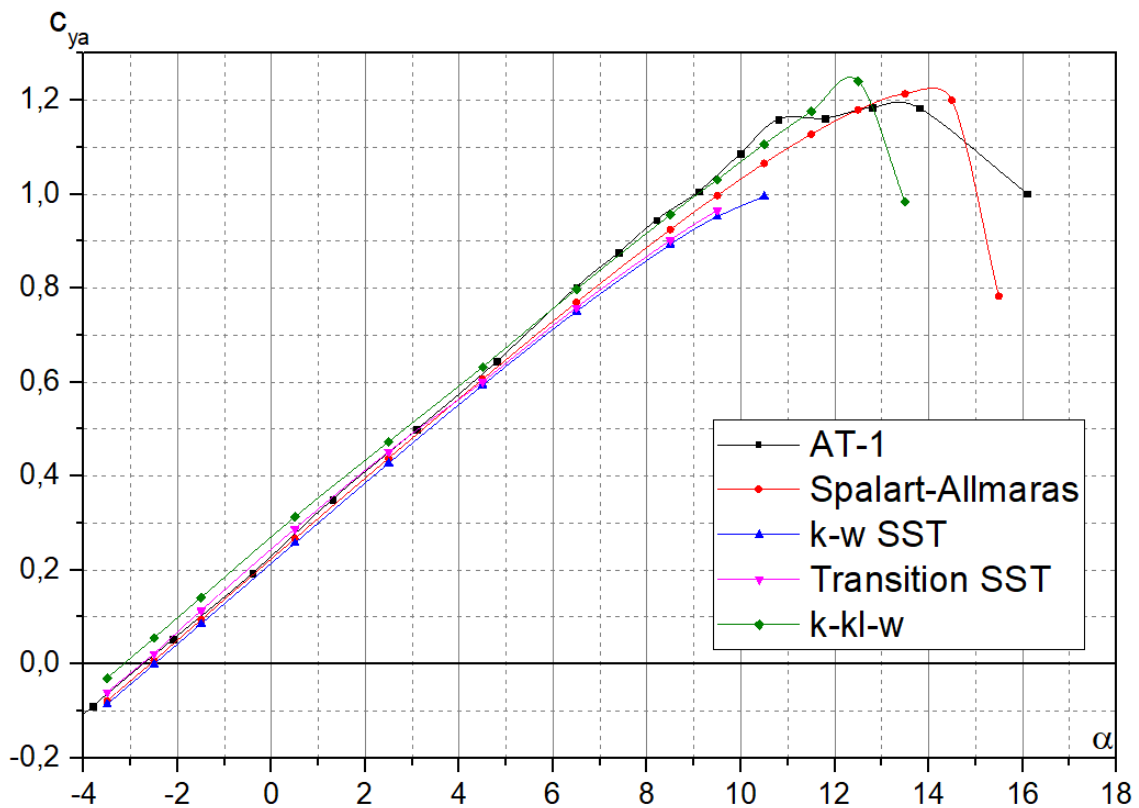


Рис. 3. Результати розрахунку коефіцієнта підйомної сили для першої форми бар'єрного льоду

Для всіх трьох форм і розмірів бар'єрного льоду показано, що моделі турбулентності *Spalart-Allmaras*, $k-\omega$ SST та *Transition SST* у лінійній зоні визначають величину коефіцієнта підйомної сили із точністю до другого знаку після коми, що є прийнятним. Але ці методи також продемонстрували тенденцію збільшувати похибку у разі зростання кута атаки, що спричинює заниження значень на великих кутах атаки. Модель турбулентності *Transition* $k-kl-\omega$ продемонструвала більш суттєве завищення значень коефіцієнта підйомної сили на лінійній зоні.

Лише моделі *Spalart-Allmaras* та *Transition* $k-kl-\omega$ визначили критичний кут атаки α_{cr} із точністю у $1,5^\circ$; інші моделі продемонстрували суттєве заниження цієї величини. Найкраще, під час визначення максимального коефіцієнту підйомної сили $c_{ya\ max}$, продемонстрували себе моделі турбулентності *Spalart-Allmaras* і *Transition* $k-kl-\omega$, але остання надавала більш точні значення: максимальна похибка не перевищувала 0,06 для третього випадку утворення бар'єрного льоду, а для двох інших випадків ця похибка менше.

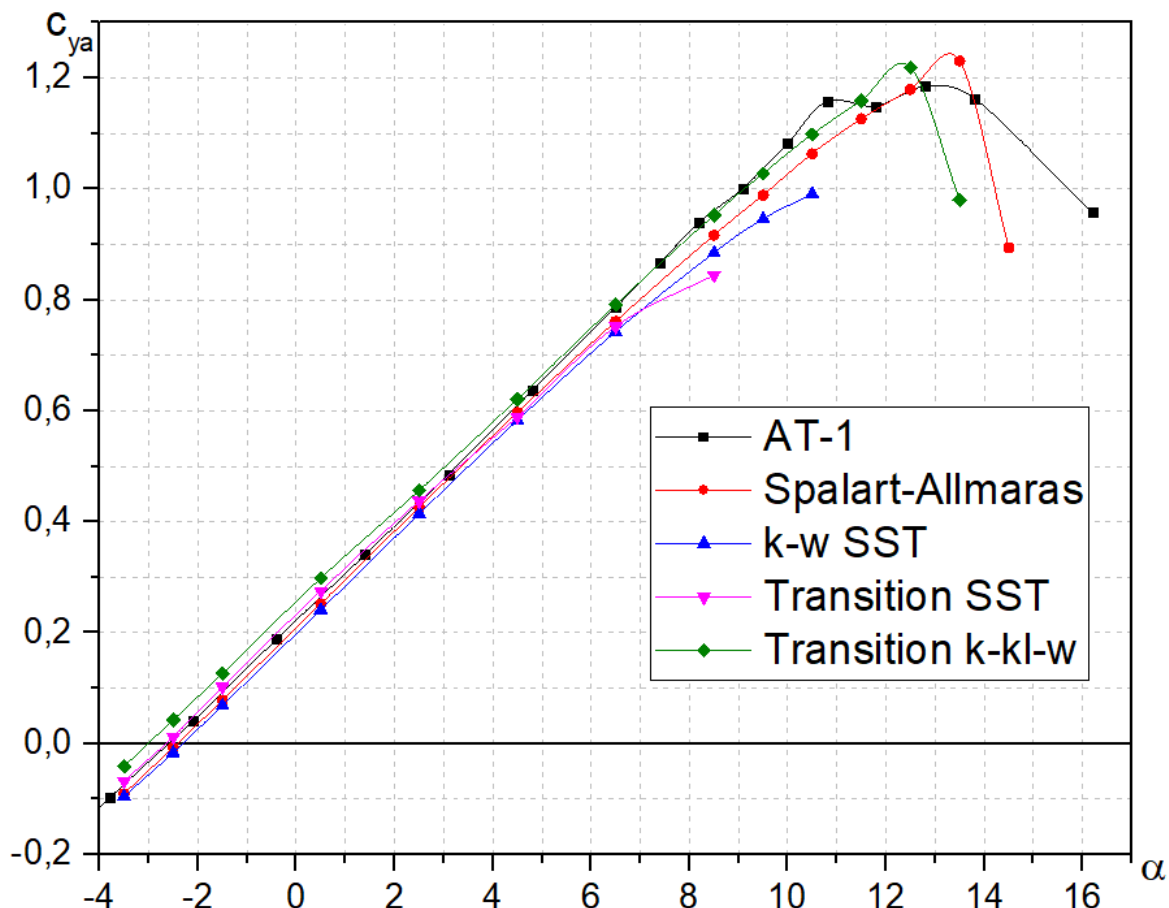


Рис. 4. Результати розрахунку коефіцієнта підйомної сили для другої форми бар'єрного льоду

Під час аналізу значень коефіцієнтів опору c_{xa} порівнювалися абсолютні значення та отримані значення приростів цього коефіцієнту. Під час

побудови поляр (рис. 6) та залежностей коефіцієнта підйомної сили від кута атаки було виявлено значні відхилення розрахункових значень від експериментальних.

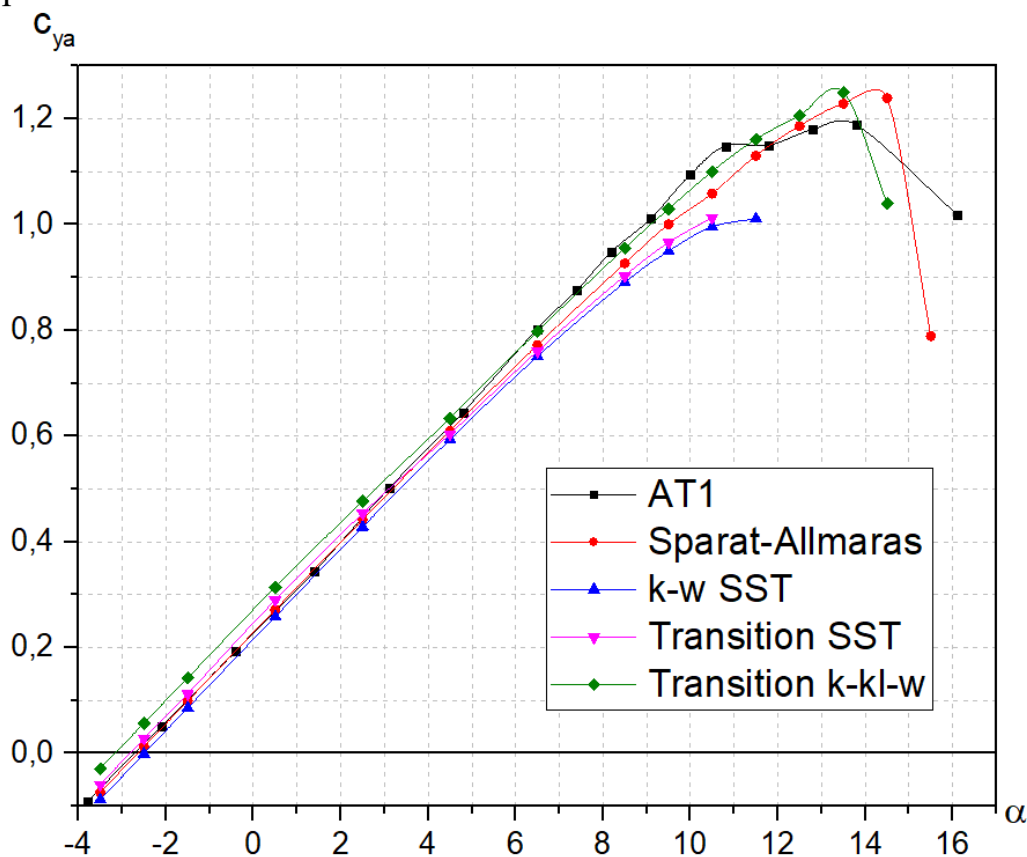


Рис. 5. Результати розрахунку коефіцієнта підйомної сили для третьої форми бар'єрного льоду

Кожна із моделей турбулентності продемонструвала зниження значення коефіцієнта опору на малих кутах атаки із подальшим завищенням цього значення при їх збільшенні.

При порівнянні абсолютних значень моделі турбулентності *Spalart-Allmaras* та *k- ω SST* продемонстрували лінійний характер збільшення похибки, це дозволило ввести емпіричну поправку для розрахунку додаткової складової коефіцієнта опору Δc_x , яка віднімалась від розрахованого значення:

$$\Delta c_x = (0,0009 \dots 0,0012)\alpha + (0,001 \dots 0,0005). \quad (3)$$

У діапазоні кутів атаки $-4^\circ \dots 4^\circ$ із кроком у 1° було отримано достатньо інформації для перерахунку, за використання більших кутів атаки точність була меншою. Множник цієї формули залежить від висоти льоду та знижується за його збільшення, а зміщення нуля навпаки зростає за збільшення висоти. Без введення цього коефіцієнта похибка перевищувала допустимі значення, а після введення не перевищувала 0,0008. Виходячи із встановленого експериментального приросту коефіцієнта опору у 0,0030,

отримані значення із певними допущеннями відображають реальну закономірність збільшення коефіцієнта опору під час обледеніння (рис. 7).

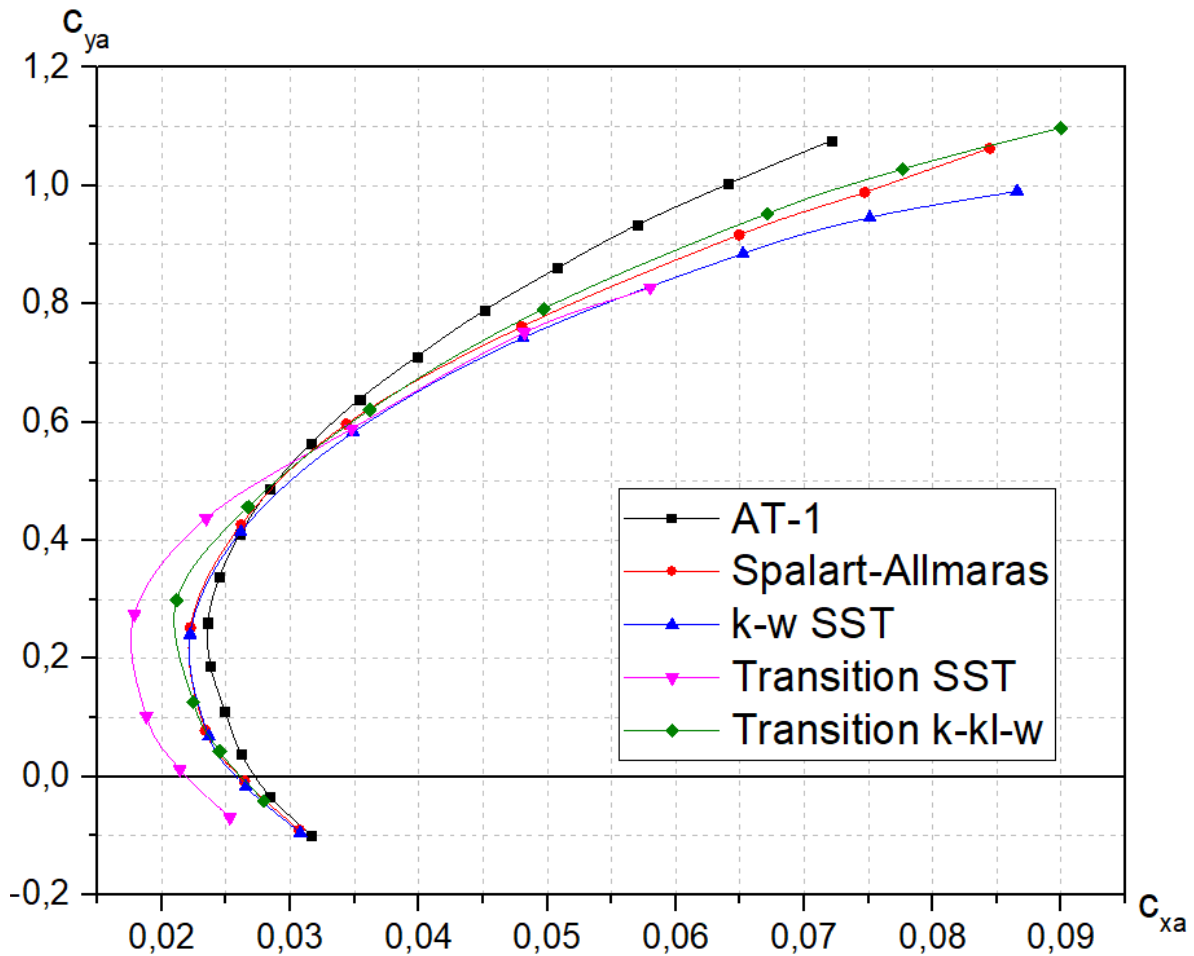


Рис. 6. Графік залежності коефіцієнта підйомної сили від коефіцієнта опору для другої форми бар'єрного обледеніння

Моделі турбулентності *Transition SST* та *Transition k-kl- ω* також мають лінійний характер збільшення похибки, але у розрахунках вони виявилися більш неточними. А виходячи із того, що час на розрахунок у цих моделях більший, було прийнято рішення не використовувати їх для визначення коефіцієнта лобового опору c_{xa} . Також на полярах (рис. 6) видно значне заниження опору на малих кутах атаки у разі використання цих моделей турбулентності. Було зроблено припущення, що це пов'язано із складністю визначення точки ламінарно-турбулентного переходу течії. Імовірно положення точки прогнозується значно далі по хорді, ніж є насправді, що і викликає суттєву похибку.

Для випадків із відмовою ПОС на графіках залежності коефіцієнта підйомної сили від кута атаки було отримано іншу картину (рис. 8). На лінійній зоні, як і у попередніх випадках, найбільш точно виявилась модель турбулентності *Transition SST*, похибка у якій не перевищувала 0,006

у діапазоні кутів атаки $\alpha = -2^\circ \dots 5^\circ$. Але ця модель, як і моделі *Spalart-Allmaras* та $k-\omega$ SST, продемонструвала передчасний відрив потоку від поверхні профілю, що викликало суттєве зниження максимального значення коефіцієнту підйомної сили та похибку у визначенні положення критичного кута атаки. Це значення було розраховано із похибкою у $4^\circ \dots 5^\circ$.

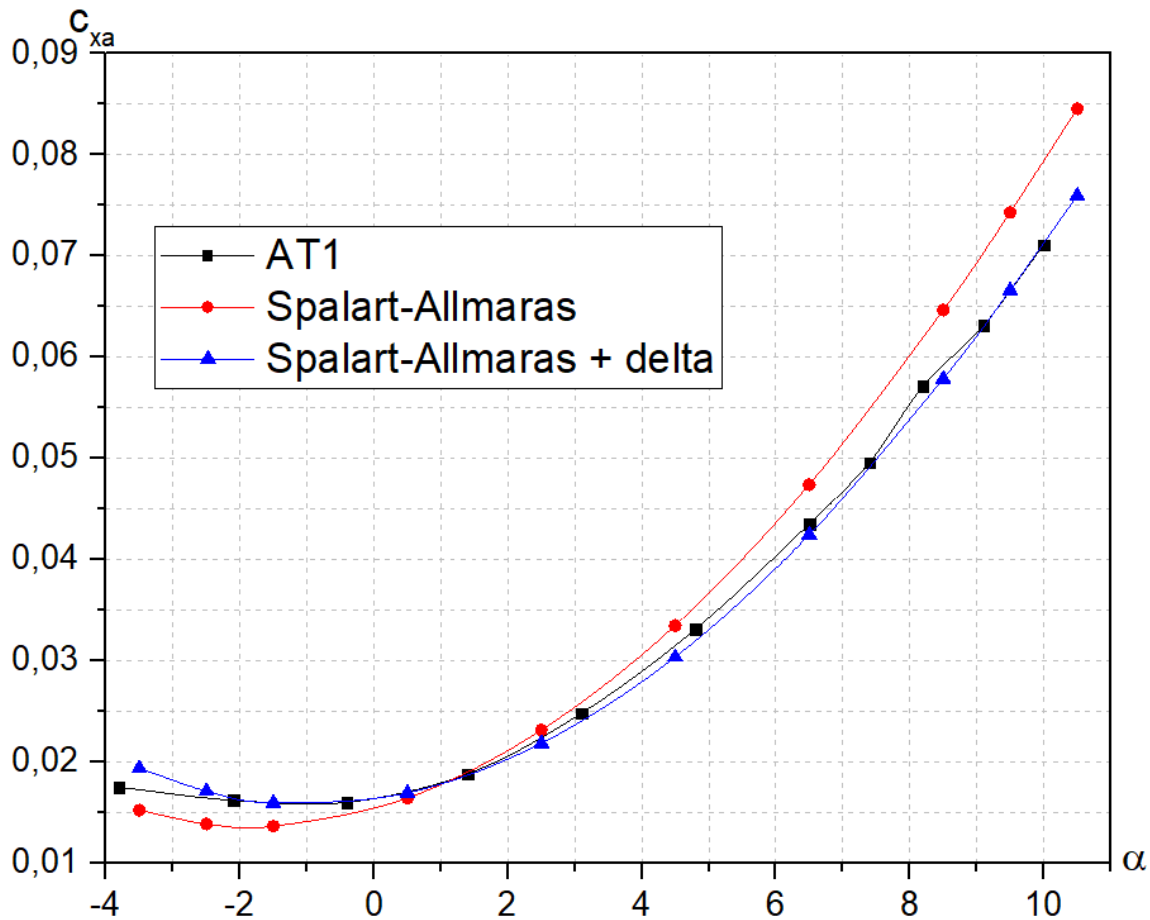


Рис. 7. Результати перерахунку коефіцієнта опору c_{xa}

Найбільш стійкою моделлю турбулентності виявилась модель *Transition k-kl- ω* . Хоча вона і продемонструвала більш суттєве завищення коефіцієнта підйомної сили у лінійній зоні, ніж у випадках із працюючою ПОС. Похибка у разі визначення критичного кута атаки не перевищувала 1° , а максимальне значення коефіцієнта підйомної сили визначене із точністю до 0,01. Отримані результати говорять про те, що модель турбулентності *Transition k-kl- ω* доцільно використовувати саме під час визначення максимального значення коефіцієнта підйомної сили $c_{ya \max}$ та критичного кута атаки $\alpha_{кр}$.

Якщо розглядати залежність коефіцієнта опору від кута атаки замість полярів, щоб уникнути додаткової похибки через неточність визначення коефіцієнта підйомної сили, то похибка перевищує допустимі значення,

спочатку знижуючи величину коефіцієнта опору на від'ємних кутах атаки, а потім і завищуючи їх за збільшення кута атаки (рис. 9).

Із графіку видно, що значення мають випадковий характер на великих кутах атаки, де кожна із моделей видає різні значення. Слід також відзначити те, що моделі *Transition SST* та *Transition $k-kl-\omega$* демонструють більш занижені значення до кута атаки у -1° , після чого результати розрахунків мають схожі із моделями турбулентності *Spalart-Allmaras* та *$k-\omega$ SST* значення.

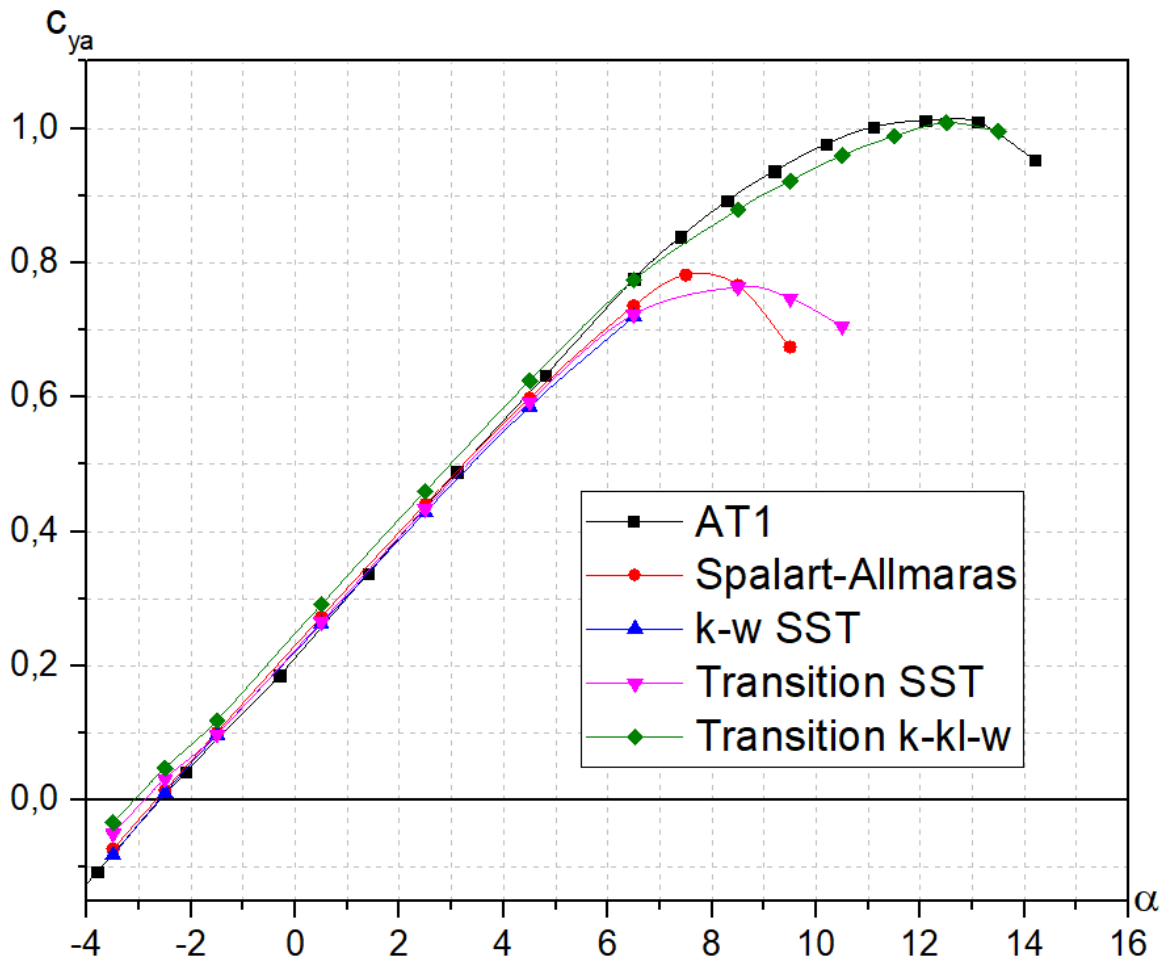


Рис. 8. Залежність коефіцієнта підйомної сили для першого випадку обледеніння за вимкненої ПОС

Аналогічно до випадку із працюючою ПОС, похибка у абсолютних значеннях коефіцієнта лобового опору має лінійний характер. Тому для розрахунку додаткового коефіцієнта використовувались більші значення складових, що пов'язано із зміною форми льоду та із суттєвою зміною впливу на аеродинамічні характеристики. Після перерахунку значення поправки було у тому ж діапазоні, як і для випадку із працюючою ПОС.

$$\Delta c_x = (0,001 \dots 0,0015)\alpha + (0,0023 \dots 0,0026). \quad (4)$$

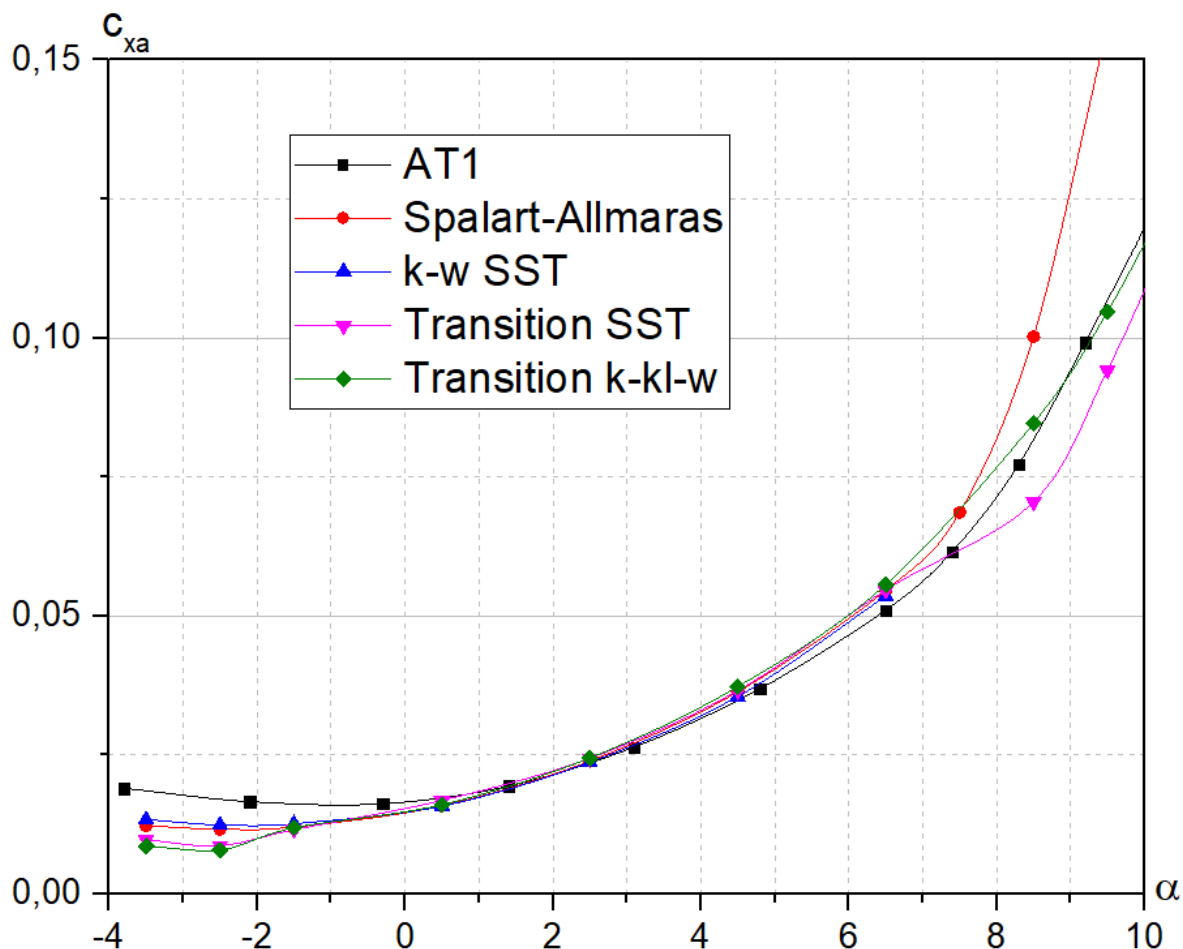


Рис. 9. Залежність коефіцієнта опору від кута атаки для першого варіанту обледеніння із вимкненою ПОС

Висновки

Числовим розв'язанням *RANS* було проведено розрахунок АХ відсіку крила транспортного літака із обледенінням та наступним порівнянням результатів розрахунку із експериментальними даними. Було досліджено однорогову форму льоду (у разі відмови ПОС) та утворення бар'єрного льоду на нижній поверхні (у разі працюючої ПОС). Розрахунок із використанням різних моделей турбулентності показав, що:

1. Модель *Transition k-kl- ω* дозволяє із найбільшою точністю прогнозувати величину максимального значення коефіцієнта підйомної сили $c_{ya \max}$ та критичний кут атаки $\alpha_{кр}$, які є найважливішими для літака за умов обледеніння. У той же час ця модель продемонструвала завищення значення коефіцієнта підйомної сили c_{ya} на лінійній зоні та велику неточність визначення коефіцієнта опору на всьому діапазоні кутів атаки.

2. Моделі турбулентності *Spalart-Allmaras* та $k-\omega$ *SST* дозволяють визначати із високою точністю значення коефіцієнту підйомної сили на лінійній ділянці, а також із введенням додаткового коефіцієнта – значення коефіцієнта лобового опору c_{xa} . Модель $k-\omega$ *SST* не продемонструвала точності у визначенні максимального значення коефіцієнта підйомної сили та критичного кута атаки, а модель *Spalart-Allmaras* визначала їх лише в окремих випадках. Тому, обидві моделі не рекомендується використовувати для визначення цих параметрів.
3. Модель *Transition SST* не продемонструвала коректних результатів, окрім декількох розрахунків коефіцієнта підйомної сили на лінійній зоні. А оскільки ці результати можна отримати у разі використання більш швидких для розрахунку моделей, то модель турбулентності *Transition SST* не рекомендується для визначення АХ відсіку крила із обледенінням.

Список використаної літератури

1. *Тенишев Р. Х.* Противообледенительные системы летательных аппаратов. Основы проектирования и методы испытаний [Текст] / Р. Х. Тенишев, Б. А. Строганов, В. С. Савин, В. К. Кординов, А. И. Тесленко, В. Н. Леонтьев – М.: Машиностроение, 1967. – 320 с.
2. *Трунов О. К.*, Обледенение самолетов и средства борьбы с ним [Текст] / О. К. Трунов. – М.: Машиностроение, 1965. – 247 с.
3. European Aviation Safety Agency. Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25. Amendment 20/24 [Text] – August 2017.
4. ТО № 1210-35. Результаты испытаний в трубе АТ-1 модели прямоугольного механизированного отсека крыла самолёта по определению эпюр распределения давления и оценке влияния имитаторов льда. – К.: ГП «Антонов», 2005 г.
5. ТС № 1224-35. Результаты испытаний в аэродинамической трубе АТ-1 модели отсека крыла самолёта по оценке влияния имитаторов льда, соответствующего льдообразованию при отказе ПОС, на аэродинамические характеристики с прижатым предкрылком. – К.: ДП «Антонов», 2005 г.
6. *Мхитарян, А. М.* Аэродинамика [Текст] / А. М. Мхитарян. – М.: Наука, 1974. – 448 с.
7. *Юрьев, Б. Н.* Экспериментальная аэродинамика [Текст]. В 2 ч. Ч. 2 «Индуктивное сопротивление» / Б. Н. Юрьев. – М.: НКОП СССР, 1938. – 275 с.