

УДК 532.526.4

## ПОКРАЩЕННЯ ЕНЕРГОЗБЕРЕЖЕННЯ В АВІАЦІЙНІЙ ТРАНСПОРТНІЙ ГАЛУЗІ ШЛЯХОМ ЗАСТОСУВАННЯ ПРИ ПРОЕКТУВАННІ ТЕХНОЛОГІЙ ПАРАЛЕЛЬНИХ ОБЧИСЛЕНЬ

*В.В. Зілінка, аспірант*

*Є.О. Шквар, доктор технічних наук  
Національний авіаційний університет*

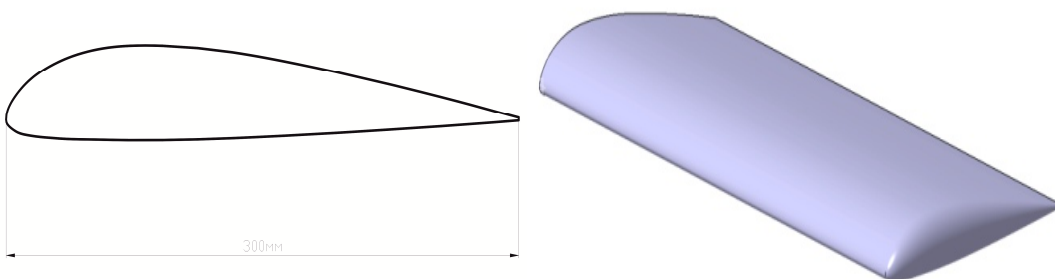
*Здійснено математичне моделювання обтікання відсіку крила скінченого розмаху методом розпаралелювання на високопродуктивному комп'ютері кластерної архітектури. Представлені результати обрахунку інтегральних аеродинамічних характеристик відсіку крила та ефективність прискорення обрахунку в залежності від кількості елементів кінцево-об'ємної сітки та числа задіяних процесорних ядер.*

***Методи енергозбереження, математичне моделювання, авіаційний транспорт, метод розпаралелювання.***

Авіаційний транспорт є доволі енерговитратною галуззю, роль якої в АПК важко переоцінити. З кожним днем стає більш актуальним питання розробки та впровадження енергозаощаджувальних методів за рахунок оптимізації обтікання літального апарату та застосування перспективних методів управління пристінними течіями. Одним із найефективніших шляхів вирішення цих дуже ресурсовитратних задач є впровадження сучасних технологій математичного моделювання, що базуються на застосуванні високопродуктивних обчислювальних систем.

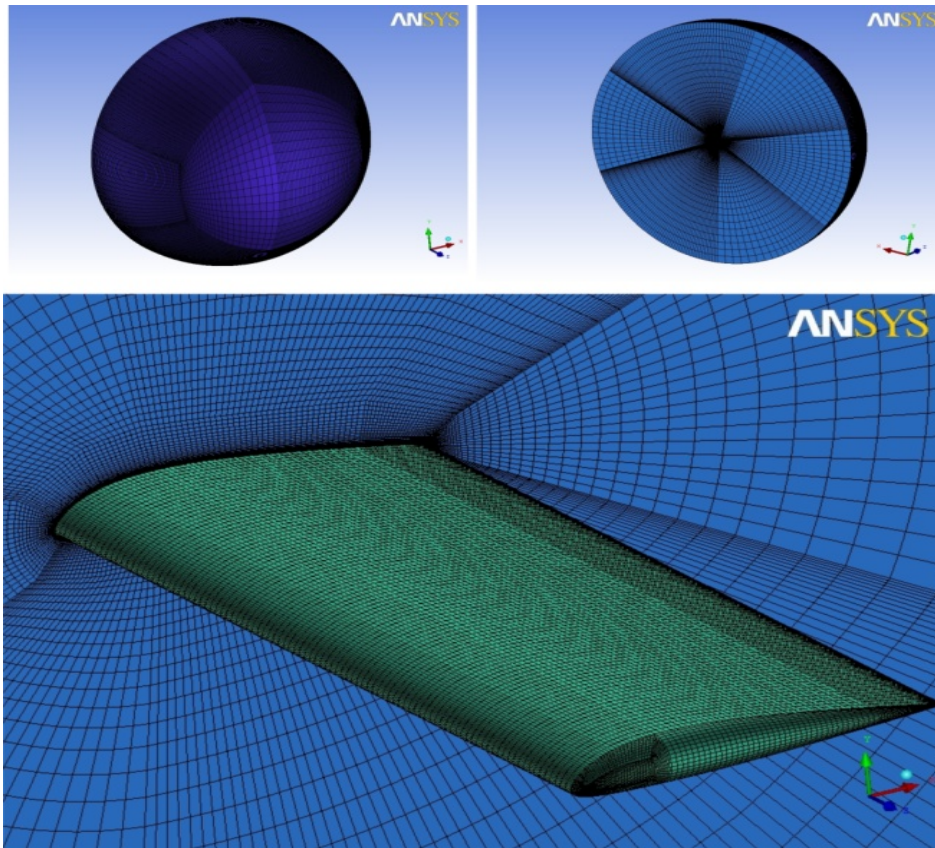
**Мета дослідження** – розрахунок прискорення часу обрахунку обтікання крила скінченого розмаху по мірі збільшення кількості обчислювальних ядер на високопродуктивному комп'ютері кластерної архітектури та визначення впливу розміру скінченно-об'ємної сітки, якою описано розрахункову область відсіку крила, на інтегральні аеродинамічні характеристики даного крила.

**Матеріали та методика дослідження.** У ролі вхідних даних для сформульованої задачі обрано геометрію однієї консолі крила скінченого розмаху із видовженням 5 та хордою 300мм, яка утворена на базі профілю Р-2-14 [1] із закінцівкою типу ЦАГІ (рис. 1).



**Рис. 1. Профіль Р-2-14 та консоль крила на базі цього профілю**

Розрахункова область описана півсферою діаметром 10 м. Вищевказану модель описано 4-ма варіантами скінченно-об'ємної структурованої гексагональної сітки, які відрізняються кількістю комірок, а саме: 0.74, 1.7, 3.3 та 13.6 млн. Середнє значення параметра  $y^+$  – відстані від обтічної поверхні, збезрозміреної за масштабом довжини закону стінки, по поверхні консолі крила приймалося рівним 1 для всіх чотирьох варіантів скінченно-об'ємних сіток. Спочатку була створена сітка за кількістю 3.3 млн. комірок (рис. 2), а потім на її основі шляхом інтерполяції було побудовано всі інші варіанти сіток.

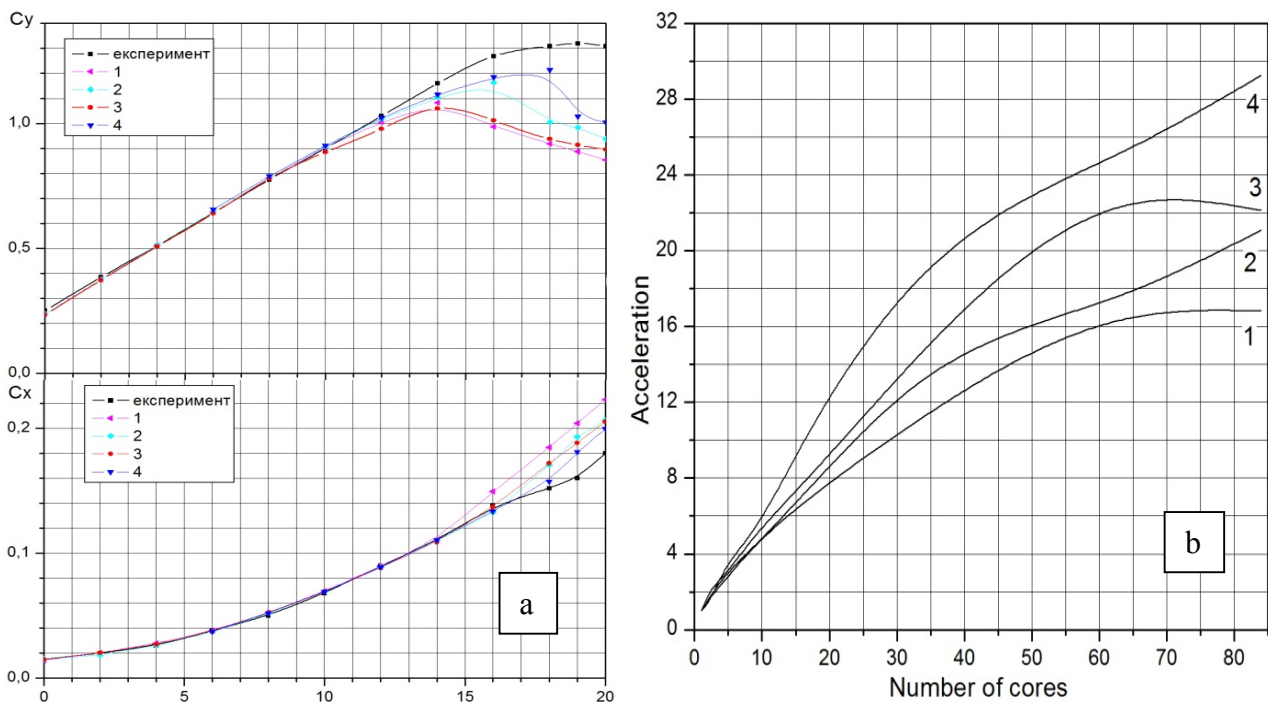


**Рис. 2. Приклад описання розрахункової області кінцево-об'ємною сіткою**

Граничні умови задавалися наступним чином: на поверхні, яка лежить в площині, що розділяє крило на ліву й праву консолі, задавалася умова симетрії; на межах області розрахунку – умова дії постійного тиску  $P=101325$  Па та вхідного рівномірного незбуреного потоку газу зі швидкістю  $V_x=40$  м/с зі ступенем турбулентності 1%; на обтічній поверхні консолі крила – умови непроникності та відсутності ковзання. Задача розв'язувалась у програмному модулі Fluent розрахункового комплексу ANSYS. Обчислення проводилися із використанням SST моделі турбулентної в'язкості. Коефіцієнти опору та підйимальної сили обчислювалися для ряду значень кута атаки з кроком в два градуси. Кількість потрібних для отримання розв'язку ітерацій на малих (докритичних) кутах атаки складала близько 800, а зі збільшенням кута атаки ця кількість неухильно зростала, досягнувши 1800 ітерацій для кута атаки 20 градусів. Ітерації тривали до досягнення нев'язками усіх розрахункових параметрів наперед заданої граничної величини  $10^{-4}$ . Дослідження ефективності розпаралелювання здійснювалися шляхом проведення розрахунків зі змінною

кількістю застосованих ядер: 1, 2, 4, 8, 16, 32, 64 та 84. Після запуску кожного із варіантів розрахункової сітки для різної кількості ядер фіксувався час обрахунку перших 50-ти ітерацій для великої кількості ядер (8, 16, 32, 64 та 84) та перших 10-ти ітерацій для малої кількості ядер (1, 2 та 4). Після чого обчислювався час виконання однієї ітерації та оцінювалося прискорення як частка часу, необхідного для виконання однієї ітерації заданою кількістю ядер до часу її ж виконання лише одним ядром.

**Результати досліджень.** Виконано математичне моделювання обтікання крила скінченого розмаху, яке створене на базі профілю Р-2-14 із закінцівкою типу ЦАГІ та здійснено порівняльний аналіз отриманих обрахункових даних з експериментальними даними. Обчислення проводилися із використанням SST моделі турбулентної в'язкості. Результати розрахунків аеродинамічних коефіцієнтів для чотирьох варіантів скінченно-об'ємних сіток показані на рис.3-а. Отримані залежності по прискоренню результатів обрахунку для 4-ох різних за кількістю комірок скінченно-об'ємних сіток представлені на рис. 3-б.



**Рис. 3. Результати розрахунків аеродинамічних коефіцієнтів  $C_{y\alpha}$ ,  $C_{x\alpha}$  та прискорення обчислень у залежності від числа задіяних процесорних ядер та кількості комірок сітки. Точки – дані експериментів, лінії – результати розрахунків на сітках: 1 – 0.74 млн., 2 – 1.7 млн., 3 – 3.3 млн., 4 – 13.6 млн.**

### Висновки

Отримані результати розрахунків свідчать про значне покращення відповідності розрахункових результатів експериментальним даним по мірі збільшення роздільної здатності сітки на завідричних кутах атаки. Результати паралельних обчислень демонструють наявність близької до лінійної залежності прискорення обчислень задачі моделювання обтікання консолі крила при описаному вище способі формалізації від кількості задіяних процесорних ядер при їхньому збільшенні до 30-50. Кутівий коефіцієнт цієї

залежності збільшується по мірі зростання розміру сітки, тобто більш вимоглива до обчислювальних ресурсів задача забезпечує й кращі можливості до розпаралелювання. У цілому отримані дані свідчать про можливість прискорення обчислень даної актуальної промислової задачі при використанні до 84 процесорних ядер у 17 – 29 разів залежно від застосованої сітки.

Отримані результати демонструють ефективність застосування технології розпаралелювання обчислень, втілення якої призведе до суттєвого зменшення часу процесу проектування нових зразків авіаційної техніки та ретельнішого вивчення можливостей оптимізації аеродинамічних компонувань. Таким чином ці технології спроможні забезпечити як зменшення вартості циклу проектування, так і зменшення подальших експлуатаційних витрат через зменшення розходів пального завдяки кращій оптимізації компонування, тобто ефективно сприятимуть заощадженню енергоресурсів.

### Список літератури

1. С.Т. Кашафутдинов, В.Н. Лушин Атлас аэродинамических характеристик крыловых профилей: Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплигина. – 1994. – 28 с.

*Проведено математическое моделирование обтекания отсека крыла конечного размаха методом распараллеливания на высокопроизводительном компьютере кластерной архитектуры. Представлены результаты расчета интегральных аэродинамических характеристик отсека крыла и эффективность ускорения расчета в зависимости от количества элементов конечнообъемной сетки и числа задействованных процессорных ядер.*

***Методы энергосбережения, математическое моделирование, авиационный транспорт, метод распараллеливания.***

*Mathematical modeling of flow over of finite wing section was done by parallel method on high-performance computer of cluster architecture. Results of calculations of integral aerodynamic characteristics of the wing section and the effectiveness of their acceleration were presented depending on the number of cells of finite volume mesh and number of involved processor cores.*

***Energy conservation methods, mathematical modeling, air transport, the method of parallelization.***