

УДК 532.526:629.7.025.58

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-377131201686969>

О. О. Хомінич¹, аспірант

ДОСЛІДЖЕННЯ ЯКОСТІ МОДЕЛЮВАННЯ ПОГРАНИЧНОГО ШАРУ ПРИ ВИКОНАННІ CFD-РОЗРАХУНКУ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА ЗАМКНЕНОЇ СХЕМИ В СЕРЕДОВИЩІ ANSYS FLUENT

En

Value to determine the parameters of the boundary layer is the basis of the numerical aerodynamics software ANSYS FLUENT. That is, nowadays, with the appearance of modern computational packages boundary layer simulation is not a big problem. The problem is the quality of the boundary layer modeling and computational grid and as a result – error in getting pressure distribution over the surface of the aircraft and the aerodynamic characteristics. Therefore, to study the aerodynamics of the aircraft it is necessary to obtain quality modeling computational grid (the number of final volume) and modeling of the boundary layer (the number of layers).

In this work the influence of the boundary layer modeling in performing CFD-calculation of aerodynamic characteristics of the closed wing aircraft using ANSYS FLUENT is investigated. Rational partition of wall shelving final volume in layers for further boundary layer modeling is found.

It was determined that the quality of the boundary layer simulation in ANSYS FLUENT significantly affects the coefficient of aerodynamic drag and hardly affects the coefficient of lift force.

It is shown that the aerodynamic characteristics with some modeling of wall layers are stabilized and are not dependent upon further wall layers modeling. This phenomenon is similar to grid independence, when some calculation grid characteristics do not depend on further increasing the final volume mesh aircraft.

Ru

В работе исследовано качество моделирования пограничного слоя при выполнении CFD-расчета аэродинамических характеристик летательного аппарата замкнутой схемы в среде ANSYS FLUENT. Моделирование выполняется путем разбиения пристенных конечных объемов на пристенные слои. Найдено рациональное разбиение пристенных конечных объемов на пристенные слои для дальнейшего моделирования пограничного слоя.

Вступ

Теорія руху ідеальної рідини добре розроблена і зазвичай дає цілком задовільні результати при дослідженні дійсних течій (особливо при великих числах Рейнольдса), за винятком областей, розташованих в безпосередній близькості від поверхні обтічного тіла і областей відриву потоку в ра-

¹ Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», факультет авіаційних і космічних систем

зі незручно обтічних тіл. У цих областях на характер течії істотний вплив здійснюють сили внутрішнього тертя рідини, обумовлені наявністю в'язкості. При зовнішньому обтіканні в міру віддалення від передньої критичної точки тіла до задньої крайки товщина цієї області зростає.

Весь потік умовно можна розбити на дві області: пристінну область, вельми малої товщини, що називається *пограничним шаром*, де вплив сил в'язкості настільки ж істотний, як і вплив всіх інших сил (наприклад, сил тиску, сил тертя), і область зовнішнього потоку, де вплив сил в'язкості дуже малий. Таким чином, прикордонний шар можна визначити як прилеглий до поверхні твердого тіла шар рідини, в якому зосереджено основний вплив сил в'язкості на тіло. Від структури течії в пограничному шарі значною мірою залежить опір обтічного тіла, його піднімальна сила [1]. Схематичне зображення прикордонного шару на плоскій пластині довжиною L показано на рис. 1.

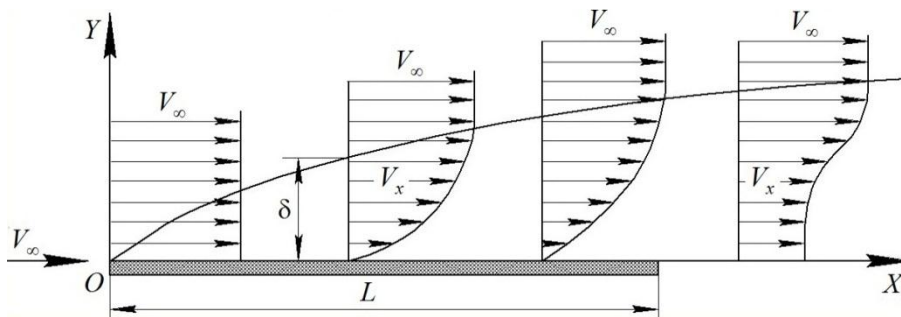


Рис. 1. Схематичне зображення пограничного шару на плоскій пластині

Прикордонний шар на обтічному тілі має приблизно ту ж структуру, що і на пластині. За обтічним тілом пограничні шари, що утворилися на нижній і верхній поверхні тіла, змикаються і переходять у вихровий слід (рис. 2), який по мірі віддалення від тіла «розпливається», швидкості у ньому вирівнюються до V_x і на віддаленні від тіла наближаються до швидкості незбуреного потоку V_∞ [2].

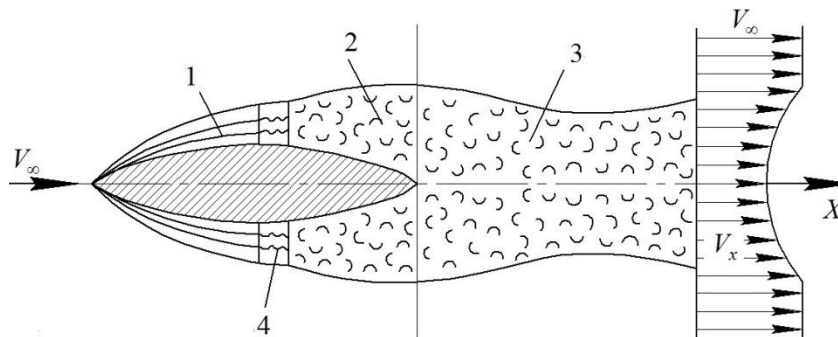


Рис. 2. Схематичне зображення потоку при обтіканні тіла в'язкою рідиною: 1 – ламінарний шар; 2 – турбулентний шар; 3 – вихровий слід; 4 – перехідна зона

Постановка задачі

Розв'язок задач пограничного шару зводиться в загальній постановці до інтегрування складних диференціальних рівнянь Нав'є-Стокса. Ці рівняння є нелінійними диференціальними рівняннями в частинних похідних і їх інтегрування при заданих граничних умовах пов'язане з великими математичними труднощами не тільки в разі в'язкого стисненого газу, але і в разі нестисливої рідини. Тому при розв'язку завдань пограничного шару доводиться вдаватися до спрощення рівнянь Нав'є-Стокса [1] методом Прандтля.

Інтегральне співвідношення (1) для усталеної течії в пограничному шарі нестисливої рідини, що отримано на основі теореми механіки про зміну кількості руху називається рівнянням імпульсів або інтегральним рівнянням Кармана:

$$\rho \frac{d}{dx} \int_0^{\delta} V_x^2 dy - \rho V_0 \frac{d}{dx} \int_0^{\delta} V_x dy = -\rho \frac{dp}{dx} - \tau_0, \quad (1)$$

де ρ – густина потоку, кг/м³; δ – товщина пограничного шару, м; V_x – швидкість в перетині по осі OX швидкісної системи координат, м/с; V_0 – швидкість на верхній границі пограничного шару, м/с; τ_0 – дотичне напруження, Па.

В рівнянні (1) невідомими є величини V_x , τ_0 та δ . Товщина ламінарного δ_l та турбулентного δ_m пограничного шару дорівнює відповідно:

$$\begin{aligned} \delta_l &= 5,2 \sqrt{\frac{v x}{V_\infty}} \quad \text{або} \quad \delta_l = 5,2 \sqrt{\frac{x}{\text{Re}_x}}; \\ \delta_m &= 0,375 \sqrt{\frac{v}{V_\infty x}} x \quad \text{або} \quad \delta_m = 0,375 \sqrt{\frac{1}{\text{Re}_x}} x, \end{aligned} \quad (2)$$

де $\text{Re}_x = \frac{V_\infty x}{v}$ – число Рейнольдса; x – лінійний розмір, м; v – кінематична в'язкість, м²/с.

Дотичне напруження ламінарного τ_{0l} та турбулентного τ_{0m} пограничного шару дорівнює відповідно:

$$\tau_{0l} = 0,332 \sqrt{\frac{\mu \rho V_\infty^3}{x}}, \quad \tau_{0m} = 0,0289 \rho V_\infty^2 \sqrt{\frac{v}{V_\infty}} \frac{1}{\sqrt[5]{x}}, \quad (3)$$

де μ – динамічна в'язкість, кг/м·с.

Співвідношення (2), (3) покладені в основу програмного продукту чисельної аеродинаміки – *ANSYS FLUENT*. Даний продукт широко викори-

стовується науковцями галузі для визначення аеродинаміки літального апарату (ЛА) (візуалізація обтікання та визначення розподілу тиску по поверхні) [3] – [5]. Тобто в наш час, з появою сучасних розрахункових пакетів, моделювання пограничного шару не є великою проблемою. Проблемою залишається якість моделювання пограничного шару й розрахункової сітки і, як результат, похибка отримання розподілу тиску по поверхні ЛА та аеродинамічних характеристик. Тому для вивчення аеродинаміки ЛА необхідне якісне моделювання розрахункової сітки (за кількістю кінцевих об'ємів) та моделювання пограничного шару (за кількістю шарів).

В роботі [6] було знайдено раціональну, з погляду тривалості розрахунку та адекватності отриманих результатів, розрахункову сітку при використанні *CFD*-розрахунку аеродинамічних характеристик ЛА замкненої просторової схеми в середовищі *ANSYS FLUENT*. Не менш важливим є моделювання пограничного шару.

Метою представленої роботи є дослідження впливу якості моделювання пограничного шару при використанні *CFD*-розрахунку аеродинамічних характеристик ЛА замкненої просторової схеми в середовищі *ANSYS FLUENT*.

Модель Ментера – *SST* модель

В роботі для моделювання пограничного шару в середовищі *ANSYS FLUENT* використана модель Ментера – *SST* (*Shear Stress Transport*). Дана модель, представляє собою комбінацію $k-\varepsilon$ та $k-\omega$ моделей. Так, $k-\varepsilon$ модель, запропонована Харлоу [7] - [9], забезпечує розрахунок вільних і струменевих зсувних течій, а $k-\omega$ модель забезпечує істотно більш точний опис пристінкових пограничних шарів. З урахуванням цих обставин, Ментером [8] було запропоновано об'єднати ці моделі з використанням спеціально сконструйованої для цього емпіричної функції F_1 , яка забезпечує близькість сумарної моделі до моделі $k-\varepsilon$ вдалині від твердих стінок і до моделі $k-\omega$ в пристінній частині потоку.

Ця модель, записана в термінах k (кінетична енергія турбулентності) і ω (питома швидкість її дисипації), має наступний вигляд [7] - [9]:

$$\frac{d(\rho k)}{dt} = \nabla \cdot [(\mu + \sigma_k \mu_T) \nabla k] + P_k - \beta^* \rho \omega k, \quad (4)$$

$$\frac{d(\rho \omega)}{dt} = \nabla \cdot [(\mu + \sigma_\omega \mu_T) \nabla \omega] + \gamma \frac{\rho}{\mu_T} + P_k - \beta \rho \omega^2 + (1 + F_1) d_{k\omega}. \quad (5)$$

Розрахунок генераційного члена P_k проводиться по формулі:

$$P_k = \min(\mu_t S^2, 20\beta^* \rho k \omega), S^2 = 2S_{ij}S_{ij},$$

а останній член рівняння переносу ω (член з перехресною дифузиею – *cross-diffusion term*) визначається співвідношенням:

$$d_{k\omega} = \frac{2\rho\sigma_{\omega 2}}{\omega}(\nabla k) \cdot (\nabla \omega).$$

Для визначення турбулентної в'язкості по відомим значенням k та ω в *SST* моделі використовується співвідношення, що базується на гіпотезі Бредшоу [9] про пропорційності напруження зсуву в пристінній частині пограничного шару енергії турбулентних пульсацій, що дозволяє уникнути характерного для $k-\varepsilon$ моделей затягування відриву:

$$\mu_t = \frac{\rho a_1 k}{\max(a_1 \omega, \Omega F_2)}.$$

Емпірична функція F_2 розраховується по формулі:

$$F_2 = \tanh(\arg_2^2),$$

де $\arg_2^2 = \max\left(\frac{2\sqrt{k}}{0,09\omega d_\omega}, \frac{500\nu}{d_\omega^2\omega}\right)$, а d_ω – відстань від розглядуваної точки до найближчої точки твердої поверхні.

Емпіричні константи моделі визначаються через відповідні константи $k-\varepsilon$ та $k-\omega$ моделей за допомогою функції F_1 :

$$\begin{aligned} \sigma_k &= F_1\sigma_{k1} + (1-F_1)\sigma_{k2}, & \sigma_\omega &= F_1\sigma_{\omega 1} + (1-F_1)\sigma_{\omega 2}, \\ \beta &= F_1\beta_1 + (1-F_1)\beta_2, \end{aligned}$$

де $F_1 = \tanh(\arg_1^4)$, $\arg_1 = \min\left[\max\left(\frac{\sqrt{k}}{0,09\omega d_\omega}, \frac{500\nu}{d_\omega^2\omega}\right), \frac{4\rho\sigma_{\omega 2}k}{CD_{k\omega}d_\omega^2}\right]$, а

$$CD_{k\omega} = \max\{D_{k\omega}, 10^{-20}\}.$$

Індекси «1» та «2» відносяться відповідно до констант $k-\varepsilon$ та $k-\omega$ моделей:

$\sigma_{k1} = 0,85$, $\sigma_{\omega 1} = 0,5$, $\beta_1 = 0,075$, $\sigma_{k2} = 1,0$, $\sigma_{\omega 2} = 0,0856$, $\beta_2 = 0,0828$, а останні константи дорівнюють:

$$\beta^* = 0,09, \quad \kappa = 0,41, \quad a_1 = 0,31, \quad \gamma = \beta/\beta^* - \sigma_\omega \kappa^2 / \sqrt{\beta^*}.$$

Граничні умови задаються наступним чином. На твердій стінці кінетична енергія турбулентності береться рівною нулю, а її питома дисипація визначається за формулою:

$$\omega_w = 10 \frac{6\nu}{\beta_1 \Delta y_1^2}, \quad (6)$$

де Δu_1 – величина першого пристінного шару газу.

На вхідних ділянках зовнішньої границі розрахункової області задається значення питомої дисипації:

$$\omega_\infty = C \frac{U_\infty}{L}, \quad (7)$$

де U_∞ та L – характерні для даної течії швидкісний та лінійний масштаби, а $C = 1 \dots 10$ – константа.

Планування експерименту

В якості розрахункової моделі для дослідження якості моделювання пограничного шару в середовищі *ANSYS FLUENT* взято ЛА замкненої аеродинамічної схеми.

В процесі розрахунку пристінні кінцеві об'єми моделі ЛА замкненої схеми в середовищі *ANSYS FLUENT* промодельовані п'ятьма варіантами пристінних шарів для визначення оптимального результату аеродинамічних характеристик. На рис. 3 проілюстровані варіанти з моделюванням 1 та 20 пристінних шарів.

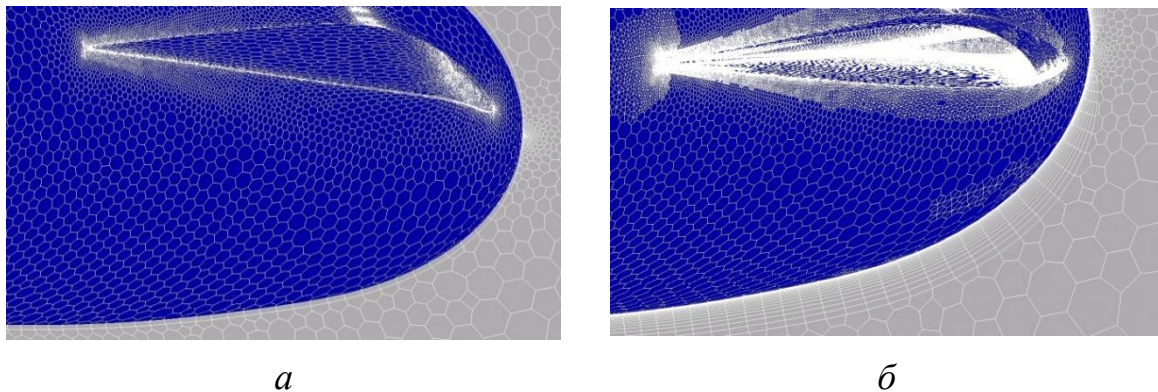


Рис. 3. Ілюстрація розбиття пристінних кінцевих об'ємів до моделі ЛА замкненої схеми на пристінні шари:

a – один пристінний шар; *б* – 20 пристінних шарів

Діапазон розрахункових кутів атаки: $\alpha = 0 \dots 16^\circ$ через 1° , де α – кут атаки між вектором швидкості V_∞ набігаючого потоку та будівною віссю *OX* фюзеляжу.

Початкові розрахункові умови: модель турбулентної в'язкості *SST*, число $M = 0,04$ (відповідає істинній льотній швидкості $V_{нол} = 50$ км/год ІС), тиск $P = 101325$ Па, температура $T = 288,15$ К, площа несучих поверхонь переднього та заднього крил $S_{н.н} = 0,412$ м², середня аеродинамічна хорда $b_{САХ} = 0,13$ м. Розрахункова сітка – 5,816 млн. кінцевих об'ємів прийнята згідно з [2].

Результати розрахункових досліджень

Отримані аеродинамічні характеристики в зв'язній системі координат ($OXYZ$) перераховані згідно [6] в швидкісній системі координат ($OX_a Y_a Z_a$).

На основі отриманих розрахунків побудовано графіки залежностей коефіцієнтів піднімальної сили $c_{ya} = f(\alpha)$ (рис. 4, а) та сили лобового опору $c_{xa} = f(\alpha)$ (рис. 4, б) по куту атаки, а також графіки залежності $c_{ya} = f(c_{xa})$ (рис. 5) для п'яти варіантів моделювання пристінних шарів.

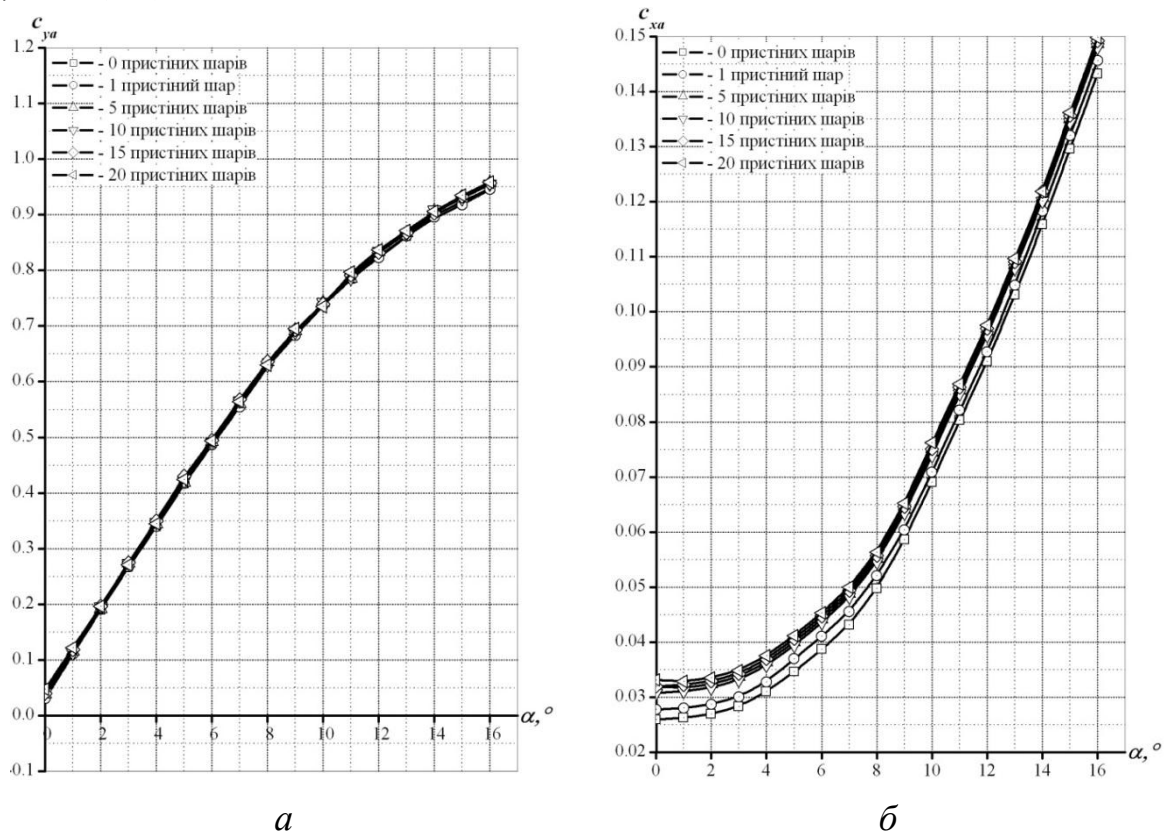


Рис. 4. Графіки залежностей $c_{ya} = f(\alpha)$ (а) та $c_{xa} = f(\alpha)$ (б) ЛА замкненої схеми в залежності від якості моделювання пограничного шару

Аналізуючи отримані залежності, видно розходження коефіцієнта аеродинамічного опору в залежності від моделювання пристінних шарів моделі ЛА замкненої схеми. В свою чергу, якість моделювання пристінних шарів істотно не впливає на значення коефіцієнта піднімальної сили.

Для визначення оптимального результату було прийнято рішення оцінити відсоткове співвідношення аеродинамічних характеристик від k -го розбиття до $(k+1)$ -го так, як це описано в роботі [6]:

$$\Delta c_{yakk+1} = \left(\frac{c_{yak}}{c_{yakk+1}} - 1 \right) \cdot 100\%, \quad \Delta c_{xakk+1} = \left(\frac{c_{xak}}{c_{xakk+1}} - 1 \right) \cdot 100\%, \quad (8)$$

де c_{yak} , c_{xak} , c_{yak+1} , c_{xak+1} – коефіцієнти піднімальної сили та сили лобового опору в швидкісній системі координат відповідно k -го та $(k+1)$ -го розбиття.

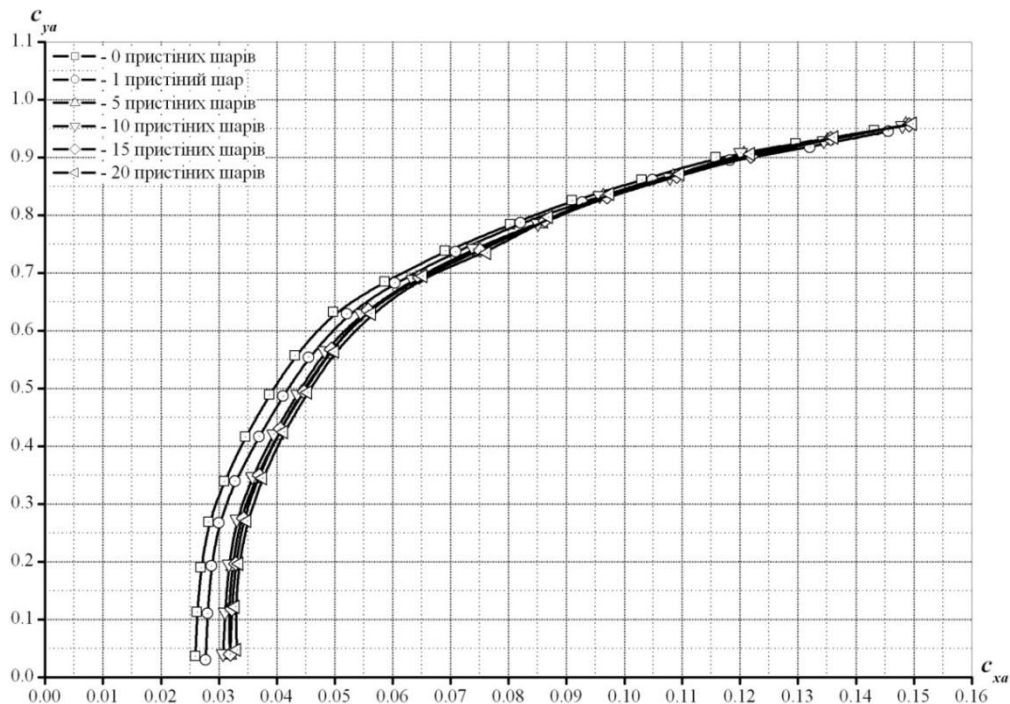


Рис. 5. Графіки залежності $c_{ya} = f(c_{xa})$ ЛА замкнутої схеми в залежності від моделювання пристінних шарів

Відсоткові співвідношення характеристик представлені в таблиці. Ці значення повинні бути менше 2 % – задана точність розрахунку в даній роботі. Слід зазначити, що знак «-» в таблиці значить, що аеродинамічна характеристика з k -го розбиття менша за аеродинамічну характеристику $(k+1)$ -го розбиття. Характеристики приведені в %.

Таблиця.

Процентні відношення аеродинамічних характеристик k -го розбиття пристінних шарів моделі ЛА замкнутої схеми до $(k+1)$ -го

Кут атаки α°	Відношення 1-го розбиття до 2-го		Відношення 2-го розбиття до 3-го		Відношення 3-го розбиття до 4-го		Відношення 4-го розбиття до 5-го	
	Δc_{ya12}	Δc_{xa12}	Δc_{ya23}	Δc_{xa23}	Δc_{ya34}	Δc_{xa34}	Δc_{ya45}	Δc_{xa45}
0	1,40	-6,46	-0,89	-13,15	-1,18	1,87	-1,01	-1,56
1	1,98	-6,32	-1,05	-11,56	1,88	1,93	-1,00	-1,89
2	-1,58	-6,20	0,44	-11,18	-1,16	1,89	0,16	-1,73
3	0,40	-5,90	-1,32	-10,87	0,00	1,81	1,58	-1,78
4	-0,14	-5,47	-1,11	-9,95	-1,10	1,68	1,50	-1,60
5	-0,10	-6,39	-0,41	-7,65	-0,70	1,50	1,40	-1,48
6	0,47	-5,74	-1,12	-6,93	0,43	1,38	0,34	-1,35

Прилади та методи контролю

Кут атаки α°	Відношення 1-го розбиття до 2-го		Відношення 2-го розбиття до 3-го		Відношення 3-го розбиття до 4-го		Відношення 4-го розбиття до 5-го	
	Δc_{ya12}	Δc_{xa12}	Δc_{ya23}	Δc_{xa23}	Δc_{ya34}	Δc_{xa34}	Δc_{ya45}	Δc_{xa45}
7	0,50	-5,23	-0,91	-6,74	-1,12	1,22	0,74	-1,18
8	0,53	-4,53	-0,93	-5,57	0,81	1,10	1,01	-1,08
9	0,28	-2,92	-1,10	-5,70	0,25	0,93	-0,30	-0,92
10	0,17	-2,54	-0,63	-4,85	-0,17	0,80	0,63	-1,57
11	-0,38	-2,19	0,32	-4,21	-0,11	0,69	-0,74	-0,69
12	0,43	-1,92	-1,27	-3,76	-0,10	0,63	-0,61	-0,59
13	-0,08	-1,71	-0,64	-3,33	0,20	0,55	-0,44	-0,54
14	0,55	-2,01	-1,22	-2,01	-0,23	0,50	-0,37	0,00
15	0,68	-1,81	-1,23	-2,24	0,00	0,44	-0,23	-0,44
16	0,15	-1,63	-1,19	-2,03	0,22	0,40	-0,18	-0,39

Аналізуючи данні табл. 1, бачимо:

1. Якість моделювання пограничного шару не впливає на значення коефіцієнта піднімальної сили. Зберігається деяка різниця між варіантами розбиття, але вона менша за обрану точність отримання результатів ($|\Delta c_{yakk+1}| < 2\%$).
2. Процентні відношення $\Delta c_{xa12} > 2\%$ 1-го розбиття до 2-го та $\Delta c_{xa23} > 2\%$ 2-го розбиття до 3-го не задовольняють обраній точності отримання результату.
3. Процентні відношення $\Delta c_{xa34} < 2\%$ 3-го розбиття до 4-го та $\Delta c_{xa45} < 2\%$ 4-го розбиття до 5-го задовольняють обраній точності отримання результату. Таким чином можна вважати, що розбиття пристінних кінцевих об'ємів на п'ять пристінних шарів для подальшого моделювання пограничного шару буде задовольняти обраній точності отримання аеродинамічних характеристик. Також можна стверджувати, що подальше розбиття пристінних кінцевих об'ємів на 10 та 20 пристінних шарів не призведе до значної зміни характеристик.

Висновки

В роботі досліджено вплив якості моделювання пограничного шару при виконанні *CFD*-розрахунку аеродинамічних характеристик літального апарата замкненої схеми в середовищі *ANSYS FLUENT*. Знайдено раціональне розбиття пристінних кінцевих об'ємів на пристінні шари для подальшого моделювання пограничного шару.

Визначено, що якість моделювання прикордонного шару в *ANSYS FLUENT* істотно впливає на значення коефіцієнта аеродинамічного опору і майже не впливає на значення коефіцієнта піднімальної сили.

Показано, що аеродинамічні характеристики моделі ЛА при деякому розбитті пристінних кінцевих об'ємів на пристінні шари стабілізуються і не залежать від подальшого збільшення пристінних шарів. Дане явище подібне сітковій незалежності, коли при деякій розрахунковій сітці аеродинамічні характеристики не залежать від подальшого збільшення кінцевих об'ємів сітки моделі ЛА.

Список використаної літератури

1. *Мхитарян, А. М.* Аэродинамика / А. М. Мхитарян. — М.: Машиностроение, 1976. — 448 с.
2. *Гарбарук А. В.* Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений: учебное пособие / А. В. Гарбарук, М. Х. Стрелец, М. Л. Шур — СПб: Изд-во Политехн. ун-та, 2012. — 88 с.
3. *Каплун, А. Б.* *ANSYS* в руках инженера [Текст] / А. Б. Каплун, Е. М. Морозов, М. А. Олферьева: Практическое руководство. — М.: Машиностроение, УРСС, 2003. — 272 с.
4. *Чигарев, А. В.* *ANSYS* для инженеров [Текст] / А. В. Чигарев, А. С. Кравчук, А. Ф. Смалюк: Справ. пособие. — М.: Машиностроение-1, 2004. — 512 с.
5. *Басов, К.А.* *ANSYS* в примерах и задачах [Текст] / Под общ. ред. Д. Г. Красковского. — М.: Машиностроение, 2002. — 224 с.
6. *Хомінич, О. О.* Дослідження впливу параметрів сітки на результати *CFD*-розрахунку аеродинамічних характеристик літального апарату замкненої аеродинамічної схеми в середовищі *ANSYS FLUENT* [Текст] / О. О. Хомінич, В. В. Зілінка, Д. М. Зінченко // Авиационно-космическая техника и технология: сб. науч. тр. / М-во образования и науки Украины, Нац. аерокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковського «ХАИ». — Харьков, 2016. — Вып. 2 (129). — С. 13–22.
7. *Wilcox, D. C.* Turbulence Modeling for CFD [Text] / D.C. Wilcox // NASA Ames, Stanford Center Turbulence Research Annual Research Briefs. — 2006. С. 536.
8. *Abe, H.* Direct Numerical Simulation of a Fully Developed Turbulent Channel Flow with Respect to the Reynolds Number [Text] / H. Abe, H. Kawamura // Journal of Fluids Engineering. — 2011. — Vol. 123, № 3. — С. 382-393.
9. *Knight, D. D.* Advances in CFD Prediction of Shock Wave Turbulent Boundary Layer Interactions [Text] / D. D. Knight, H. Yan, A. G. Panaras, A. Zhetovodov // Progress in Aerospace Sciences. — 2013. — Vol. 39. — С. 121-184.