

A. В. СОХАЦЬКИЙ**ЧИСЕЛЬНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ОБТІКАННЯ ТРАНСПОРТНОГО АПАРАТА ТИПУ НЕСУЧЕ КРИЛО ПОБЛИЗУ ЗЕМЛІ**

Розглядається задача моделювання обтікання транспортного апарата типу несуче крило поблизу землі. Течія навколо транспортного апарата є турбулентною. На сьогодні найбільш досконалі математичні моделі аеродинаміки побудовані на фізичних властивостях в'язкого стисливого газу та ґрунтуються на осереднених за Рейнольдсом рівняннях Нав'є – Стокса. Математичне моделювання турбулентних течій залишається однією з найбільш складних проблем. Надійне передбачення характеристик турбулентних потоків відноситься до винятково важливої наукової проблеми. Це пов'язано зі складністю та недостатнім вивченням турбулентності, як фізичного явища. Метою роботи є побудова математичної моделі, числового методу, алгоритму розв'язування задачі та розробки програмного забезпечення для дослідження аеродинамічних характеристик транспортного засобу типу несуче крило. Для замикання осереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є – Стокса застосовано однопараметричну модель турбулентності Спаларта – Аллмараса. Вихідну систему диференціальних рівнянь записано в криволінійній системі координат. Розроблено постановку початкових та межових умов для параметрів течії, а також методу, алгоритм розв'язування задачі та програмне забезпечення. Для числового інтегрування системи диференціальних рівнянь використано скінченно-об'ємний метод. Задача розв'язувалася в багатоблоковій постановці. Проведено тестування розробленої методики алгоритмів та комплексу програм на стандартних задачах аеродинаміки: обтікання поперечно розміщеного колового циліндра та кулі. Виконано числове моделювання обтікання стислим газом транспортного засобу, що рухається поблизу землі. Всі розрахунки проводилися для числа Рейнольдса $Re = 1,0 \cdot 10^6$ та числа Маха $M = 0,4$. Числове моделювання проводилося на криволінійній багатоблоковій сітці. Досліджено вплив землі на характеристики течії навколо транспортного засобу. Проведені дослідження показали, що наявність близько розміщеної землі має значний вплив на характеристики течії навколо транспортного засобу. Таким чином, для забезпечення потрібних параметрів динаміки руху транспортного засобу поблизу землі необхідно урахувати вплив землі на його аеродинамічні характеристики.

Ключові слова: аеродинаміка транспортних апаратів, фізичні властивості в'язкого стисливого газу, числове моделювання, число Рейнольдса, рівняння Нав'є – Стокса, моделі турбулентності, аеродинамічні характеристики.

A. В. СОХАЦЬКИЙ**ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ТРАНСПОРТНОГО АППАРАТА ТИПА НЕСУЩЕЕ КРЫЛО ВБЛИЗИ ЗЕМЛИ**

Рассматривается задача моделирования обтекания транспортного аппарата типа несущее крыло вблизи земли. Течение вокруг транспортного аппарата является турбулентным. На сегодня наиболее совершенные математические модели аэродинамики построены на физических свойствах вязкого сжимаемого газа и основываются на усредненных по Рейнольдсу уравнениях Навье – Стокса. Математическое моделирование турбулентных течений остается одной из наиболее сложных проблем. Надежное предсказание характеристик турбулентных потоков относится к исключительно важной научной проблеме. Это связано со сложностью и недостаточной изученностью турбулентности как физического явления. Целью работы является построение математической модели, численного метода, алгоритма решения задачи и разработки программного обеспечения для исследования аэродинамических характеристик транспортного средства типа несущее крыло. Для замыкания осередненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса применена однопараметрическая модель турбулентности Спаларта – Аллмараса. Исходная система дифференциальных уравнений записана в криволинейной системе координат. Разработана постановка начальных и граничных условий для параметров течения, а также методика, алгоритм решения задачи, и программное обеспечение. Для численного интегрирования системы дифференциальных уравнений использован конечно-объемный метод. Задача решалась в многоблочной постановке. Проведено тестирование разработанной методики алгоритмов и комплекса программ на стандартных задачах аэродинамики: обтекание поперечно размещенного кругового цилиндра и шара. Выполнено численное моделирование обтекания сжимаемым газом транспортного средства, движущегося вблизи земли. Все расчеты проводились для числа Рейнольдса $Re = 1,0 \cdot 10^6$ и числа Маха $M = 0,4$. Численное моделирование проводилось на криволинейной многоблочной сетке. Исследовано влияние земли на характеристики течения вокруг транспортного средства. Проведенные исследования показали, что наличие близко расположенной земли имеет значительное влияние на характеристики течения вокруг транспортного средства. Таким образом, для обеспечения необходимых параметров динамики движения транспортного средства вблизи земли необходимо учитывать влияние земли на его аэродинамические характеристики.

Ключевые слова: аэродинамика транспортных аппаратов, физические свойства вязкого сжимаемого газа, численное моделирование, число Рейнольдса, уравнение Навье – Стокса, модели турбулентности, аэродинамические характеристики.

A. V. SOKHATSKY**NUMERICAL SIMULATION OF THE FLOW AROUND AN AIRFOIL TYPE TRANSPORT VEHICLE NEAR THE GROUND**

The problem of modeling the flow around an airfoil type transport vehicle near the ground is considered. The flow around the vehicle is turbulent. Nowadays, the most advanced mathematical models of aerodynamics are based on the physical properties of a viscous compressible gas and are based on the Reynolds-averaged Navier – Stokes equations. Mathematical modeling of turbulent flows remains one of the most challenging problems. Reliable prediction of the characteristics of turbulent flows is an extremely important scientific problem. This is due to the complexity and insufficient study of turbulence as a physical phenomenon. The aim of this work is to build a mathematical model, a numerical method, an algorithm for solving the problem, and to develop software for studying the aerodynamic characteristics of a vehicle of the airfoil type. To close the Reynolds-averaged Navier – Stokes equations, the one-parameter Spalart – Allmaras turbulence model was used. The initial system of differential equations is written in a curved coordinate system. The initial and boundary conditions for the flow parameters are formulated. The methodology, algorithm for solving the problem, and software are developed. The finite-volume method was used for numerical integration of the system of differential equations. The problem was solved in a multi-block formulation. The developed methodology of algorithms and a set of programs were tested on standard aerodynamic problems: the flow around a transversely placed circular cylinder and a ball. Numerical modeling of the flow of compressed gas around a vehicle moving near the ground was performed. All calculations were carried out for the Reynolds number $Re = 1,0 \cdot 10^6$ and the Mach number $M = 0,4$. Numerical simulations were performed on a curved multi-block grid. The influence of the ground on the characteristics of the flow around the vehicle was

investigated. The studies have shown that the presence of a nearby ground has a significant impact on the flow characteristics around the vehicle. Thus, in order to ensure the required parameters of vehicle dynamics near the ground, it is necessary to take into account the influence of the ground on its aerodynamic characteristics.

Key words: vehicle aerodynamics, physical properties of viscous compressible gas, numerical modeling, Reynolds number, Navier – Stokes equation, turbulence models, aerodynamic characteristics.

Вступ. Математичне моделювання аеродинаміки транспортних апаратів є доволі складною та актуальною задачею. На сьогодні найбільш досконалі математичні моделі аеродинаміки побудовані на фізичних властивостях в'язкого стисливого газу та ґрунтуються на рівняннях Нав'є – Стокса. Правомірність їх використання підтверджується багаточисельними дослідженнями. Складності додає той факт, що реальні течії є турбулентними. Розрахунок турбулентних течій і на теперішній час залишається однією з найбільш складних проблем. Надійне передбачення характеристик турбулентних потоків, що представляють практичний інтерес, як і раніше, є швидше виключенням, ніж правилом, що пояснюється винятковою складністю турбулентності як фізичного явища [1, 2].

Аналіз останніх досліджень. Специфічна особливість турбулентності полягає в тому, що, на відміну від багатьох інших фізичних явищ, для опису яких строгі математичні моделі відсутні, турбулентні течії, згідно з сучасним рівнем знань, описуються класичним рівнянням Нав'є – Стокса, і в цьому сенсі проблема моделювання турбулентності може вважатися вирішеною частково [1 – 6]. Складна стохастична природа ускладнює процес їх вивчення. Як фізичне, так і математичне моделювання таких течій є надзвичайно складним, як з фізичної, так і з математичної точки зору. Розрахунок характеристик турбулентних потоків і на сьогодні залишається, швидше за все, мистецтвом обчислювача. Це пояснюється надзвичайною фізичною складністю турбулентності і також її стохастичною природою. Турбулентна течія носить *тривимірний нестационарний характер*. Вона має широкий спектр просторово-часових масштабів. Дослідження показують, що разом з «універсальною» дрібно-масштабною турбулентністю, істотний вплив на параметри турбулентних потоків мають відносно стійкі великомасштабні (з розмірами порядку макро-масштабу течії), принципово тривимірні нестационарні турбулентні структури. Характеристики цих структур залежать від конкретної геометрії даної течії і межових умов і, отже, не можуть бути описані у рамках напівемпіричних моделей, що не враховують цих важливих обставин.

Незважаючи на величезний прогрес обчислювальної техніки, досягнутий в останні десятиліття, її можливості все ще далеко не достатні для розв'язування цих рівнянь. Вважається, що для високих чисел Рейнольдса (які представляють практичний інтерес) навіть за найоптимістичнішими прогнозами проблеми моделювання турбулентності залишатимуться такими принаймні аж до кінця XXI століття [1, 2]. Сучасні математичні моделі турбулентних течій будуються, в основному, на осереднених за Рейнольдсом рівняннях Нав'є – Стокса та замикаються напівемпіричними моделями турбулентності. Пряме чисельне моделювання та застосування *методів великих вихорів* залишається поки що проблематичним. Хоча розвиток аеродинаміки має більш ніж вікову історію, проте математичне моделювання турбулентних течій і на сьогодні залишається виключно актуальною проблемою, хоча і спостерігається швидкий розвиток теоретичної та обчислювальної аеродинаміки [1 – 6].

Отже, слід зазначити, що напевне впродовж найближчих десятиліть років основним робочим інструментом для вирішення прикладних завдань аеродинаміки залишатимуться напівемпіричні методи, що базуються на використанні RANS у поєднанні з різними напівемпіричними моделями турбулентності, і *метод DES*, який також значною мірою спирається на це моделювання.

В роботі розглядаються проблеми моделювання аеродинаміки транспортних апаратів на основі моделей в'язкої рідини з використанням осереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є – Стокса.

Постановка задачі. Реальні течії навколо транспортного засобу є виключно турбулентними. Їх математичне моделювання і на сьогодні залишається складною проблемою *обчислювальної аеродинаміки*. Тому розробка математичних моделей аеродинамічних процесів є актуальним та важливим завданням. **Метою** роботи є побудова математичної моделі, числового методу, алгоритму розв'язування задачі та створення програмного забезпечення для дослідження аеродинамічних процесів турбулентних течій навколо *транспортного апарата типу несуче крило* малого видовження поблизу землі.

Математична модель та методика розв'язування задачі. Для розв'язування задачі з визначення аеродинамічних характеристик транспортного засобу *типу Maglev* обрано модель течії в'язкого стисливого газу, що описується осередненими за Рейнольдсом рівняннями Нав'є – Стокса. Розрахункова область навколо транспортного апарата є складною, тому доцільно використовувати багатоблоковий підхід та криволінійну систему координат. Система рівнянь Нав'є – Стокса, осереднена за Рейнольдсом для довільної криволінійної системи координат, в загальному випадку запишеться так:

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial (\hat{E} - \hat{E}_v)}{\partial \xi} + \frac{\partial (\hat{F} - \hat{F}_v)}{\partial \eta} + \frac{\partial (\hat{G} - \hat{G}_v)}{\partial \zeta} = \hat{H}, \quad (1)$$

де \widehat{Q} – вектор невідомих змінних; $\widehat{E}, \widehat{F}, \widehat{G}$ – вектори нев'язких потоків;

$$\widehat{E}_v = \xi_x E_v + \xi_y F_v + \xi_z G_v, \quad \widehat{F}_v = \eta_x E_v + \eta_y F_v + \eta_z G_v, \quad \widehat{G}_v = \zeta_x E_v + \zeta_y F_v + \zeta_z G_v$$

– вектори в'язких потоків; $\widehat{H} = 1/j H$ – вектор джерельних членів.

Вектори $\widehat{Q}, \widehat{E}, \widehat{F}, \widehat{G}, E_v, F_v, G_v$ визначаються наступними співвідношеннями:

$$\widehat{Q} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ E_t \end{bmatrix}, \quad \widehat{E} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho U u + \xi_x p \\ \rho U v + \xi_y p \\ \rho U w + \xi_z p \\ (E_t + p)U - \xi_t p \end{bmatrix}, \quad \widehat{F} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u V + \eta_x p \\ \rho v V + \eta_y p \\ \rho w V + \eta_z p \\ (E_t + p)V - \eta_t p \end{bmatrix}, \quad \widehat{G} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho W \\ \rho u W + \zeta_x p \\ \rho v W + \zeta_y p \\ \rho w W + \zeta_z p \\ (E_t + p)W - \zeta_t p \end{bmatrix}, \quad (2)$$

$$E_v = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} - q_x \end{bmatrix}, \quad F_v = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} - q_y \end{bmatrix}, \quad G_v = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zz} \\ u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz} - q_z \end{bmatrix}, \quad (3)$$

де $\xi_x, \xi_y, \xi_z, \eta_x, \eta_y, \eta_z, \zeta_x, \zeta_y, \zeta_z$ – метричні коефіцієнти; $J = \partial(\xi, \eta, \zeta)/\partial(x, y, z)$ – якобіан перетворення координат; $\tau_{xx}, \tau_{yy}, \tau_{zz}, \tau_{xy}, \tau_{xz}, \tau_{yz}$ – компоненти тензора напружень; q_x, q_y, q_z – компоненти вектора теплових потоків; $E_t = \rho \left[e + \frac{1}{2}(u^2 + v^2 + w^2) \right]$.

В системі рівнянь (1) n – компонентні вектори $\widehat{Q}, \widehat{E}_i, \widehat{F}_i, \widehat{G}_i, \widehat{E}_v, \widehat{F}_v, \widehat{G}_v$ мають відповідний вигляд в залежності від моделі турбулентності. Геометрія розрахункової сітки не змінювалася під час розрахунку. Це сприяє тому, що метричні коефіцієнти та якобіан залишаються сталими.

Останнім часом для розрахунків просторових течій триває все більший пошук придатних диференціальних однопараметричних моделей турбулентності [1 – 7]. Однією з них є модель Спаларта – Алмараса [5, 6, 7].

Турбулентні ефекти описуються в рамках гіпотези Буссінеска про уявлення дотичних напружень з використанням напівемпіричної моделі для турбулентної в'язкості. Рівняння (1) замикається диференціальним рівнянням переносу вихрової кінематичної псевдов'язкості:

$$\frac{\partial(\rho \tilde{v})}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \tilde{v} u_j) = E_t + F_t - G_t + T_t, \quad (4)$$

де $E_t = \frac{1}{\sigma} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho(v + \tilde{v}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right) + C_{b2} \rho \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right]$ – дифузійний член, що задовольняє межові умові на стінці $\tilde{v} = 0$;

$F_t = C_{b1}(1 - f_{t2})\rho \tilde{S} \tilde{v}$ – вираз, що описує виробництво турбулентності в області і підтримує опис течії в ламінарному підшарі; $G_t = C_{w1} f_w \rho \left(\frac{\tilde{v}}{d} \right)^2$ – вираз, що описує розпад турбулентності в ламінарному підшарі;

$T_t = f_{t1} \rho \Delta U^2 + f_{t2} \rho \frac{C_{b1}}{\kappa^2} \left(\frac{\tilde{v}}{d} \right)^2$ – вираз наближеного опису перехідного режиму зі згладжувальними функціями f_{t1}, f_{t2} , які забезпечують перехід від ламінарного до турбулентного режиму в пристінній області.

Вихрова в'язкість розраховується за співвідношенням:

$$\mu_{tur} = \rho \tilde{v} f_{v1}, \quad (5)$$

де $f_{v1} = 1 - \chi^3 / (\chi^3 - C_{v1}^3)$ – демпферна функція для відношення кінематичних в'язкостей $\chi = \tilde{v}/\nu_{lam}$, що відповідає демпферу Ван-Дрїста.

Допоміжні співвідношення визначаються з виразів:

$$\tilde{S} = f_{v3} \omega + \frac{\tilde{v}}{(\kappa d)^2} f_{v2}, \quad d - \text{найближча відстань до стінки}; \quad f_{v2} = 1 - \chi / (1 + \chi f_{v1}), \quad \omega = |\nabla \times \tilde{v}| - \text{модуль вихору};$$

$$f_{v3} = \frac{(1 + \chi f_{v1})(1 - f_{v2})}{\chi}; \quad f_w = g \left[\frac{1 + C_{w3}^6}{g^6 + C_{w3}^6} \right]^{1/6}; \quad g = r + C_{w2}(r^6 - r), \quad r \equiv \tilde{v} / (\tilde{S} \kappa d^2);$$

$$C_{w1} = C_{b1} / \kappa^2 + (1 + C_{b2}) / \sigma; \quad C_{w2} = 0,3, \quad g = r + C_{w2}(r^6 - r); \quad C_{w3} = 2, \quad f = g \left(\frac{1 + C_{w3}^6}{g^6 + C_{w3}^6} \right);$$

$$f_{t1} = c_{t1} g_t \exp \left(-c_{t2} \frac{\omega_t^2}{\Delta U^2} [d^2 + g_t^2 d_t^2] \right); \quad g_t = \min(0,1, \Delta U / \omega_t \Delta x); \quad f_{t2} = c_{t3} \exp(-c_{t4} \chi^2);$$

$$c_{v1} = 7,1, \quad c_{v2} = 5,0, \quad c_{t1} = 1, \quad c_{t2} = 2, \quad c_{t3} = 1,1, \quad c_{t4} = 2; \quad C_{b1} = 0,1355, \quad C_{b2} = 0,622, \quad C_{b3} = 2/3.$$

В роботі використовується модель турбулентності Спаларта – Аллмараса в реалізації відокремлених вихорів. *Модель відокремлених вихорів (DES)* формується шляхом заміни змінної d на \tilde{d} , яка визначається за формулою [6]:

$$\tilde{d} \equiv \min(d, C_{DES} \Delta), \tag{6}$$

де $\Delta \equiv \max(\Delta x, \Delta y, \Delta z)$; $C_{DES} = 0,65$ – стала моделі DES.

Числовий метод. Для числового розв’язку системи рівнянь (3) використано *метод контрольного об’єму (МКО)*. Основні засади МКО полягають в тому, що розглядаються класичні рівняння балансу деякої величини Q в контрольному об’ємі V , обмеженому поверхнею $S = \sum S_k$ з зовнішньою нормаллю \vec{n} . Інтегруючи рівняння (1) по контрольному об’єму отримаємо [3]:

$$\iiint_{\Delta V} \left[\frac{\partial \hat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial(\hat{E} - \hat{E}_v)}{\partial \xi} + \frac{\partial(\hat{F} - \hat{F}_v)}{\partial \eta} + \frac{\partial(\hat{G} - \hat{G}_v)}{\partial \zeta} - \hat{H} \right] dV = 0. \tag{7}$$

Застосовуючи до рівняння (7) *теорему про середнє і Остроградського – Гаусса*, отримаємо:

$$\frac{\partial \tilde{Q}}{\partial t} = -\frac{1}{\Delta V} \iint_S \left[(\hat{E} - \hat{E}_v) n_x + (\hat{F} - \hat{F}_v) n_y + (\hat{G} - \hat{G}_v) n_z \right] dS + \tilde{H}, \tag{8}$$

де S – поверхня навколо контрольного об’єму ΔV ; \vec{n} – вектор зовнішньої нормалі до поверхні S .

Верхній знак $[\sim]$ означає середнє значення шуканої функції за об’ємом:

$$\tilde{f} = \frac{1}{\Delta V} \iiint_{\Delta V} f dV. \tag{9}$$

Отримана система алгебраїчних рівнянь розв’язувалася *методом Гаусса – Зейделя*. Розроблена методика, алгоритм та програмне забезпечення тестувалося на цілому ряді стандартних задач: обтікання поперечно розміщеного циліндра, кулі, крилового профілю *NACA0012*. На рис. 1 показано розподіл *ізобар* навколо профілю *NACA0012*. Видно, що результати розрахунків узгоджуються з даними експерименту [8].

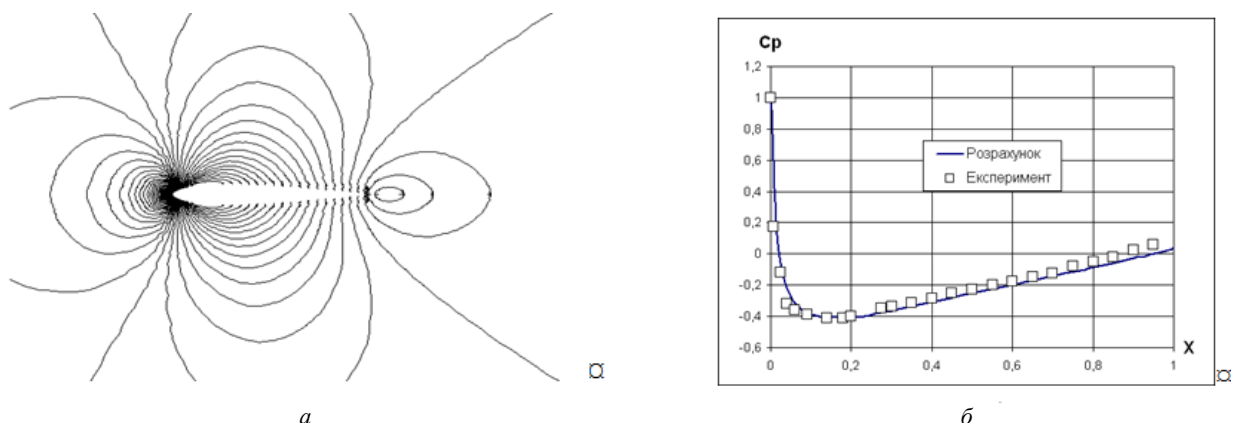


Рис. 1 – Результати розрахунків аеродинамічних характеристик навколо профілю *NACA0012*
 a – розподіл ізобар навколо профілю *NACA0012*, b – розподіл коефіцієнта тиску по поверхні профілю, експеримент [8].

Виконано дослідження аеродинаміки транспортного апарата типу несуче крило малого видовження. Обрис транспортного апарата при вигляді зверху представляє собою рівнобедрену трапецію (рис. 1). Носова та кормова частини мають клиноподібні форми. Днище є плоским. Форма в плані транспортного апарата являє собою несуче крило у вигляді рівнобедреної трапеції з малим розмахом. Розмах по передній крайці дорівнює $l_{per} = 0,5$, по

задній – $l_{zad.} = 2.0$. Довжина корпусу транспортного апарата складає $l_{corp.} = 5.0$. Розрахункова область розбита на два блоки (рис. 2). Сітка блока №1 має H – подібну форму у поздовжній та поперечній площинах. Сітка блока №2 також має H – подібну форму у поздовжній та поперечній площинах. Блоки розрахункової області охоплюють транспортний апарат з верхньої частини (блок №1) та з нижньої частини (блок №2). Загальна кількість вузлів складає 847442. Геометрія сітки в процесі розрахунку не змінювалась. Відповідно, метричні коефіцієнти залишалися сталими, що спрощує числовий розрахунок.

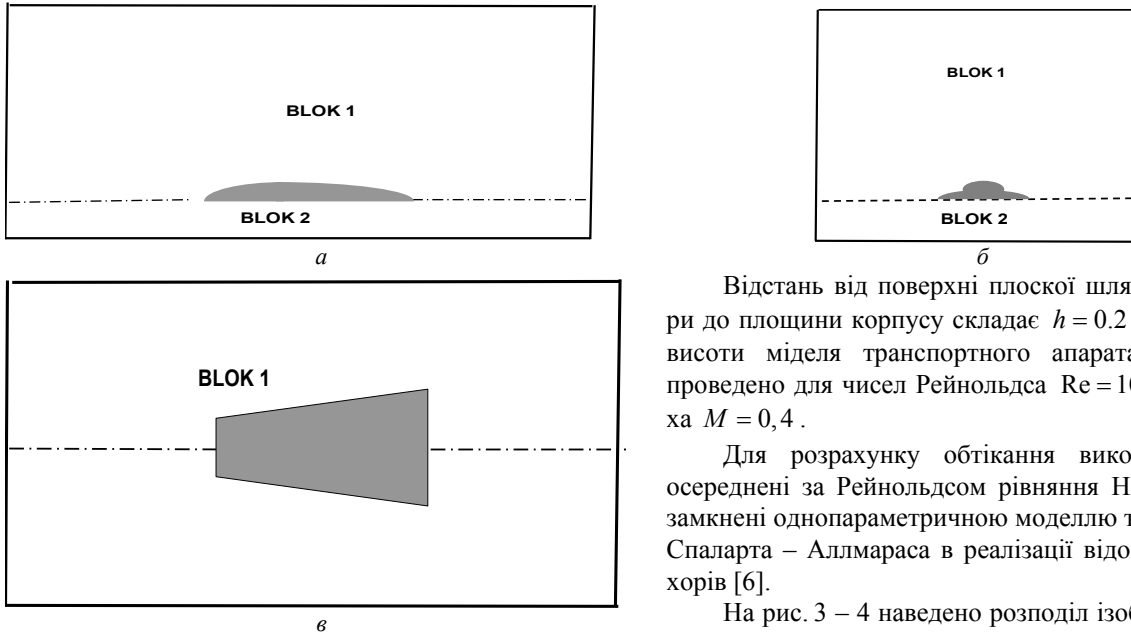


Рис. 2 – Схема розрахункової області навколо транспортного апарата крилового компонування:
а – вид збоку; б – вид спереду; в – вид зверху.

Відстань від поверхні плоскої шляхової структури до площини корпусу складає $h = 0.2$ максимальної висоти міделя транспортного апарата. Розрахунки проведено для чисел Рейнольдса $Re = 1000000$ та Маха $M = 0,4$.

Для розрахунку обтікання використовувалися осереднені за Рейнольдсом рівняння Нав'є – Стокса, замкнені однопараметричною моделлю турбулентності Спаларта – Аллмараса в реалізації відокремлених вихорів [6].

На рис. 3 – 4 наведено розподіл ізобар над корпусом транспортного апарата та навколо в площині XOZ та розподіл ізоліній завихреності над корпусом транспортного апарата та навколо у площині XOZ .

Зона найбільшого тиску знаходиться на верхній частині клиноподібного носика. Такий розподіл тиску сприяє появі пікірувального моменту. Під днищем транспортного апарата в поздовжньому напрямку під дією шляхової структури зміна тиску незначна. На верхній частині корпусу транспортного апарата зміна тиску більш інтенсивна, що сприяє появі підйімальної сили. В результаті виникає підймальна сила, яка намагається підняти транспортний апарат над шляховою структурою.

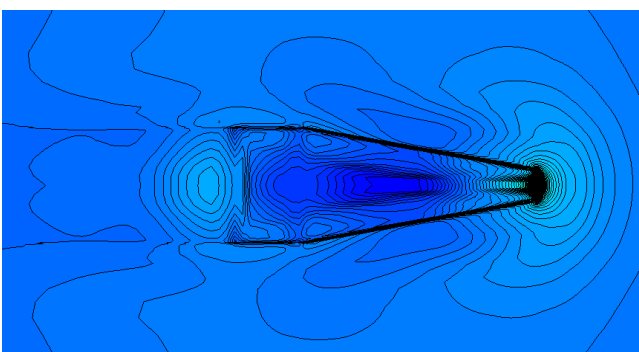


Рис. 3 – Ізобари над корпусом транспортного апарата та навколо в площині XOZ .

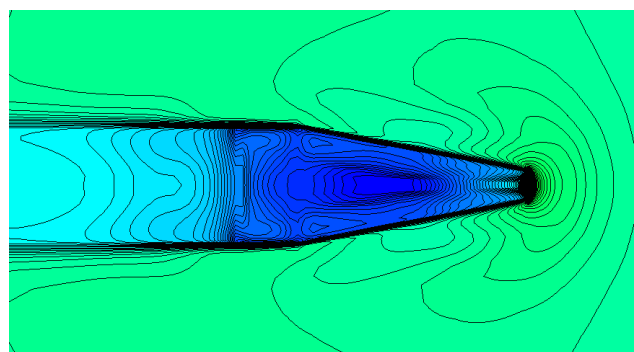


Рис. 4 – Розподіл ізоліній завихреності над корпусом транспортного апарата та навколо у площині XOZ .

Перспективи подальших досліджень. В подальших дослідженнях необхідно розв'язувати зв'язану задачу динаміки та аеродинаміки транспортного засобу, що рухається поблизу землі.

Висновки. В даній роботі реалізовано розроблену методику, алгоритм та комплекс програм для розрахунку обтікання транспортного апарата, що рухається поблизу землі. Наявність близько розміщеної землі змінює параметри течії навколо транспортного апарата. Це сприяє підвищенню підйімальної сили та спричиняє зміну моментних характеристик.

Список літератури

1. Волков К. Н., Емельянов В. Н. Моделирование крупных вихрей в расчетах турбулентных течений. – М. : Физматлит, 2008. – 368 с.
2. Garbaruk A. V., Strelets M. X., Travin A. K., Shur M. L. Современные подходы к моделированию турбулентности. – СПб. : Изд-во Политехн. ун-та, 2016. – 234 с.
3. Сохацький А. В. Теоретичні основи створення аеродинамічних компоновань перспективних швидкісних транспортних апаратів : дис. доктора технічних наук : 05.07.01. – Дніпропетровськ, 2010. – 364 с.
4. Menter F. R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications // *AIAA Journal*. – 1994. – v. 32. – N. 8. – P. 1598 – 1605. <https://doi.org/10.2514/3.12149>.
5. Spalart P. R., Allmaras S. R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows // *AIAA Meeting paper*. 30-th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 6 – 9 January 1992, Reno, USA. – 21 p. <https://doi.org/10.2514/6.1992-439>.
6. Forsythe J. R., Squires K. D., Wultzer K. E., Spalart P. R. Detached-Eddy Simulation of Fighter Aircraft at High Alpha // *AIAA Meeting paper*. 40-th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 14 – 17 January 2002, Reno, USA. – 11 p. <https://doi.org/10.2514/6.2002-591>.
7. Hedges L. S., Travin A., Spalart P. R. Detached-eddy simulations over a simplified landing gear // *J. Fluids Engineering*. – 2002. – v. 124. – P. 413–423. <http://dx.doi.org/10.1115/1.1471532>.
8. Emmons H. W. Flow of a compressible fluid past a symmetrical airfoil in a wind tunnel and in free air // National advisory committee for aeronautics. Technical note. – Washington, 1948. – №1746. – 32 p.

References (transliterated)

1. Volkov K. N., Emel'yanov V. N. *Modelirovaniye krupnykh vikhrey v raschetakh turbulentnykh techeniy* [Modeling large eddies in turbulent flow computations]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2008. 368 p.
2. Garbaruk A. V., Strelets M. H., Travin A. K., Shur M. L. *Sovremennyye podkhody k modelirovaniyu turbulentnosti* [Contemporary approaches to turbulence modeling]. Sankt-Petersburg. Izd-vo Politekh. un-ta Publ., 2016. 234 p.
3. Sokhats'kiy A. V. *Teoretychni osnovy stvorenniya aerodynamichnykh komponuvan' perspektivnykh shvydkisnykh transportnykh aparativ : dys. doktora tekhnichnykh nauk : 05.07.01* [Theoretical basis for creating aerodynamic setups of prospective high-speed transport vehicles : Doktor of technical sciences thesis : 05.07.01]. Dnipropetrovsk, 2010. 364 p.
4. Menter F. R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA Journal*. 1994, vol. 32, no. 8, pp. 1598–1605. <https://doi.org/10.2514/3.12149>.
5. Spalart P. R., Allmaras S. R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows. *AIAA Meeting paper*. 30-th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 6 – 9 January 1992, Reno, USA. 21 p. <https://doi.org/10.2514/6.1992-439>.
6. Forsythe J. R., Squires K. D., Wultzer K. E., Spalart P. R. Detached-Eddy Simulation of Fighter Aircraft at High Alpha. *AIAA Meeting paper*. 40-th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 14 – 17 January 2002, Reno, USA. 11 p. <https://doi.org/10.2514/6.2002-591>.
7. Hedges L. S., Travin A., Spalart P. R. Detached-eddy simulations over a simplified landing gear. *J. Fluids Engineering*. 2002, vol. 124, pp. 413–423. <http://dx.doi.org/10.1115/1.1471532>.
8. Emmons H. W. Flow of a compressible fluid past a symmetrical airfoil in a wind tunnel and in free air. *National advisory committee for aeronautics. Technical note*. Washington, 1948, no. 1746. 32 p.

Надійшла (received) 19.04.2023

Відомості про авторів / Сведения об авторах / Information about authors

Сохацький Анатолій Валентинович – доктор технічних наук, професор, професор кафедри транспортних систем та технологій, Університет митної справи та фінансів; провідний науковий співробітник, Інститут транспортних систем та технологій Національної академії наук України, м. Дніпро; тел.: (097) 047-12-54; e-mail: Sokhatsky_anatoly@ukr.net.

Сохацький Анатолій Валентинович – доктор технических наук, профессор, профессор кафедры транспортных систем и технологий, Университет таможенного дела и финансов; ведущий научный сотрудник, Институт транспортных систем и технологий Национальной академии наук Украины, г. Днепро; тел.: (097) 047-12-54; e-mail: Sokhatsky_anatoly@ukr.net.

Sokhatsky Anatoly Valentynovich – Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor of the Department of Transport Systems and Technologies, University of Customs and Finance; Leading Researcher at the Institute of Transport Systems and Technologies of the National Academy of Sciences of Ukraine, Dnipro; tel.: (097) 047-12-54; e-mail: Sokhatsky_anatoly@ukr.net.