

Присяжнюк Олена Вікторівна (Присяжнюк Елена Викторовна, Prysiazhniuk Olena Victorivna) – кандидат технічних наук, Національний університет водного господарства та природокористування, м. Рівне; тел.: (067) 125-93-04; e-mail: lenapris@ukr.net.

Пасічник Василь Андрійович (Пасечник Василий Андреевич, Pasichnyk Vasyl Andreevych) – аспірант, Національний університет водного господарства та природокористування, м. Рівне; тел.: (099) 161-33-96; e-mail: xend777@gmail.com.

УДК 519.6

А. В. СОХАЦЬКИЙ

МОДЕЛЮВАННЯ АЕРОДИНАМІКИ НЕСУЧИХ СИСТЕМ ПОБЛИЗУ ЗЕМЛІ

Розглядається задача математичного моделювання аеродинаміки транспортних апаратів поблизу землі. Моделювання аеродинаміки несучих систем є надзвичайно актуальною проблемою при проектуванні транспортних апаратів. Це обумовлено складністю опису фізичних процесів реальних турбулентних течій з однієї сторони та необхідністю забезпечення відповідних критеріїв стійкості та керованості транспортним апаратам з іншої. В зв'язку з цим розробка математичних моделей для прогнозування динаміки турбулентних течій навколо транспортних апаратів є невідкладною необхідністю. В роботі розглядаються підходи до моделювання аеродинаміки несучих систем на основі в'язкої та ідеальної рідини. Розроблено комплекс програмного забезпечення для моделювання аеродинаміки транспортних апаратів з використанням осереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є – Стокса та методів дискретних особливостей. Приводяться результати розрахунків та перспективи подальших досліджень.

Ключові слова: аеродинаміка транспортних апаратів, числове моделювання, метод дискретних вихорів, рівняння Нав'є – Стокса, моделі турбулентності.

А. В. СОХАЦЬКИЙ

МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ НЕСУЩИХ СИСТЕМ ВБЛИЗИ ЗЕМЛИ

Рассматривается задача математического моделирования аэродинамики транспортных аппаратов вблизи земли. Моделирование аэродинамики несущих систем является чрезвычайно актуальной проблемой при проектировании транспортных аппаратов. Это обусловлено сложностью описания физических процессов реальных турбулентных течений с одной стороны и необходимостью обеспечения соответствующих критериев стойкости и управляемости транспортным аппаратам с другой. В этой связи разработка математических моделей для прогнозирования динамики турбулентных течений вокруг транспортных аппаратов является неотложной необходимостью. В работе рассматриваются подходы к моделированию аэродинамики несущих систем на основе вязкой и идеальной жидкости. Разработан комплекс программного обеспечения для моделирования аэродинамики транспортных аппаратов с использованием осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса и методов дискретных особенностей. Приводятся результаты расчетов и перспективы дальнейших исследований.

Ключевые слова: аэродинамика транспортных аппаратов, численное моделирование, метод дискретных вихрей, уравнения Навье – Стокса, модели турбулентности.

A. V. SOKHATSKY

MODELING AERODYNAMICS OF BEARING SYSTEMS IN THE NEAR-GROUND REGION

In the paper mathematical modeling of aerodynamics of transport vehicle in the near-ground region is considered. Modeling aerodynamics of bearing systems is an extremely relevant issue when planning a transport vehicle. It is caused by complication of description of physical processes of real turbulent flows on the one hand and necessity of providing corresponding criteria of stability and controllability of transport vehicles from the other. In this connection the development of mathematical models for predicting dynamics of turbulent flows round transport vehicles is an urgent necessity. In the paper the approaches to modeling bearing system aerodynamics based on viscous and ideal fluid are presented. The complex of software for modeling transport vehicle aerodynamics using Reynolds – averaged Navier – Stokes equation and method of discrete singularities is developed. The results of calculations and prospect of further research are discussed.

Key words: aerodynamics of transport vehicles, numerical simulation, method of discrete vortices, Navier – Stokes equations, model of turbulence.

Вступ. Визначення аеродинамічних характеристик несучих систем літальних апаратів і на сьогодні є надзвичайно актуальною проблемою. Це обумовлено складністю фізичних процесів, що протікають навколо поверхні літальних апаратів. Окрім цього, природа турбулентних течій, механізм її дії на літальні апарати вивчені не на достатньому рівні. На сьогодні відсутня загальна теорія опису цих фізичних процесів. Створення методів їх математичного моделювання є задачею майбутнього. Особливо важливим є розробка математичних моделей динаміки вихорових течій. [1 – 4].

Аналіз останніх досліджень. Механізм турбулентних течій є недостатньо вивченим, що вносить певні труднощі в розробку методів їх математичного моделювання. В зв'язку з цим фізичні дослідження та розробка математичних моделей для прогнозування динаміки турбулентних течій навколо літальних апаратів потребує інтенсивного розвитку. Для моделювання течій навколо літальних апаратів найбільш поширеними є підходи, основані на моделях ідеальної та в'язкої рідини. Застосування моделі ідеальної рідини в основному базується на використанні рівнянь Ейлера та методу дискретних особливостей в різноманітних концепціях. Класифікація сучасних підходів до математичного моделювання в'язких турбулентних течій представлена на рис. 1 [1]. Для моделювання турбулентних течій найбільш поширеними є наступні підходи [1 – 3]:

- пряме числове моделювання (Direct Numerical Simulation – DNS);
- метод великих вихорів (Large Eddy Simulation – LES);
- осереднені за Рейнольдсом рівняння Нав'є – Стокса. (Reynolds-Averaged Navier – Stokes – RANS).

Найбільш достовірним вважається пряме числове моделювання (DNS). При використанні методу DNS розрізняються усі масштаби турбулентності. Це дозволяє розрахувати амплітудно-частотні та середні характеристики потоку шляхом осереднення за достатньо довгим інтервалом часу. Використання DNS вимагає застосування потужних обчислювальних ресурсів. Передбачається, що широке використання DNS для розв'язування практичних задач стане можливим в кінці нинішнього століття.

Моделювання великих вихорів (LES) займає проміжне становище поміж прямим числовим моделюванням та осередненими рівняннями Нав'є – Стокса. В LES поле течії розділяється на рух великих та дрібних вихорів. Великі вихори розраховуються. Дрібномасштабна турбулентність вважається ізотропною і має універсальний характер. В порівнянні з DNS, метод LES потребує набагато менших ресурсів електронно-обчислювальних машин. Кількість вузлів для LES складає біля 5 % кількості вузлів, необхідних при використанні DNS.

В сучасних методах обчислювальної аеродинаміки застосування моделей в'язкої рідини ґрунтується на використанні осереднених за Рейнольдсом рівняннях Нав'є – Стокса. (Reynolds-Averaged Navier – Stokes – RANS).

На сьогодні найбільш поширеним підходом для моделювання турбулентних течій залишається напівемпірична теорія турбулентності. Напівемпіричні моделі турбулентності розроблені для розрахунку стаціонарних і слабо стаціонарних течій. Їх калібрування обмежується вибором емпіричних констант для тонких зсувних шарів. Напівемпірична теорія турбулентності застосовується при розв'язуванні осереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є – Стокса. RANS дозволяє відтворювати тільки середні значення скалярних та векторних параметрів течії. Застосування RANS визначається рівнем замикання осереднених рівнянь. Питання замикання осереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є – Стокса вирішують, виходячи з поставленої конкретної задачі, потрібної точності розв'язування, ресурсів ЕОМ, часових затрат, обмежень.

Досвід застосування методу нестационарних рівнянь Нав'є – Стокса (Unsteady Reynolds-Averaged Navier – Stokes – URANS) виявив цілий ряд протиріч. Намагання обґрунтувати правомірність URANS непереконливі, оскільки традиційні моделі турбулентності калібруються за осередненими за часом характеристиками течії. Моделювання зовнішнього обтікання зі значними відривними зонами, де характерні квазіперіодичні режими течії, методом URANS вдається якісно описати фізичний процес та отримати відповідні фізичному експерименту кількісні параметри течій. В багатьох інших випадках результати розрахунків методом URANS не дають достатньо придатні результати [1]. Залишаються відкритими питання меж його використання.

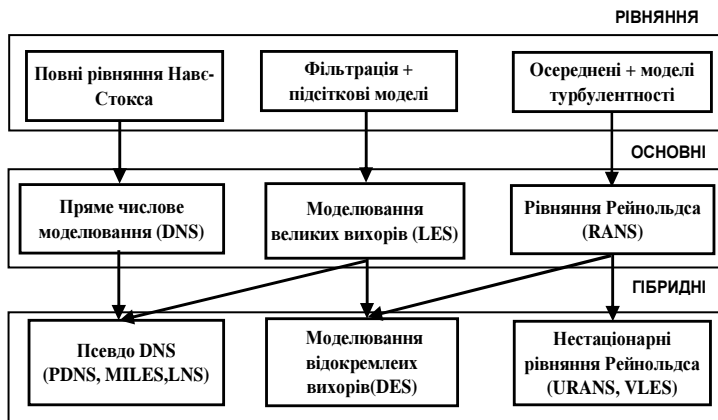


Рис. 1 – Класифікація методів моделювання турбулентних течій.

Постановка задачі. Розроблено методику, алгоритми та програмне забезпечення моделювання течії в'язкого стисливого газу на основі розв'язування осереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є – Стокса. Розрахункова область навколо транспортного апарата є складною, тому необхідно використовувати криволінійну систему координат. Система рівнянь Нав'є – Стокса в формі Рейнольдса для довільної криволінійної системи координат запишеться

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

де \hat{Q} – вектор невідомих змінних; $\hat{E}, \hat{F}, \hat{G}$ – вектори нев'язких потоків; $\hat{E}_v = \xi_x E_v + \xi_y F_v + \xi_z G_v$, $\hat{F}_v = \eta_x E_v + \eta_y F_v + \eta_z G_v$, $\hat{G}_v = \zeta_x E_v + \zeta_y F_v + \zeta_z G_v$ – вектори в'язких потоків; $\hat{H} = 1/j H$ – вектор джерельних членів.

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

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

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

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 та 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 $\hat{Q}, \hat{E}_i, \hat{F}_i, \hat{G}_i, \hat{E}_v, \hat{F}_v, \hat{G}_v$ мають відповідний вигляд в залежності від моделі турбулентності. Для замикання системи рівнянь в роботі використано модель турбулентності *Спаларта – Алмараса* [5] в реалізації відокремлених вихорів (DES). Розроблено алгоритми та комплекс програм розв'язування задач аеродинаміки на основі використання методу DES.

Успіх в розвитку вихорової динаміки рідини та газу дозволяє використовувати числові методи, в основу яких покладена концепція методу дискретних вихорів. За своєю ідеологією метод дискретних вихорів добре пристосований до сучасної обчислювальної техніки і дозволяє проводити широкі числові експерименти. Його універсальність: за допомогою єдиного підходу дозволяє вирішувати задачі від найпростіших лінійних плоских до просторових нелінійних. Його реалізація ґрунтується на тому, що *крайова задача математичної фізики* зводиться до сингулярних інтегральних рівнянь. В аеродинаміці дуже зручно представляти обтічну поверхню вихровим шаром в силу її фізичної наочності. За допомогою методу дискретних вихорів ця *задача Неймана для рівнянь Лапласа* зводиться по суті до числового розв'язання деякого граничного сингулярного інтегрального рівняння:

$$\frac{1}{4\pi} \frac{\partial}{\partial \bar{n}_{M_0}} \sum_{i=1}^2 \int_{\sigma_i} \frac{\partial}{\partial \bar{n}_M} \left(\frac{1}{r_{MM_0}} \right) g_i(M, t) d\sigma_{i,M} = f(M_0, t), \quad (2)$$

де $f(M_0, t)$ – функція потенціалу подвійного шару; σ_i – i -я вихорова поверхня; $g_i(M, t)$ – густина потенціалу подвійного шару.

Задача буде повністю розв'язана, якщо для визначення тиску в точках шуканої поверхні σ_i буде здиференційований *інтеграл Коші – Лагранжа*:

$$\frac{p}{\rho} = \frac{p_\infty}{\rho} - \frac{\bar{V}^2}{2} - \frac{\partial \Phi}{\partial t}. \quad (3)$$

Застосовуючи метод накладення потоків, незбуреного поступального потоку і потоку, індукованого вихоровою системою крила, представимо потенціал швидкості в вигляді суми потенціалу поступального незбуреного потоку та потенціалу вихорової системи крила.

Потенціал вихорової системи крила визначимо як суму потенціалів приєднаних та вільних вихорових рамок. Здиференціював за напрямком нормалі до поверхні крила, одержимо систему лінійних алгебраїчних рівнянь відносно невідомих циркуляцій приєднаних вихорових рамок:

$$\sum_{\mu=1}^{2N} \sum_{\nu=1}^M \Gamma_{\mu\nu} w_{\mu\nu}^{ik} + \sum_{\mu=1}^{2N} \sum_{r=1}^P \Gamma_{\mu r}^I w_{\mu r}^{ik} + \sum_{r=1}^{2P} \sum_{\nu=1}^P \Gamma_{r\nu}^{II} w_{r\nu}^{ik} + \sum_{\mu=1}^{2N} \sum_{r=1}^P \Gamma_{\mu r}^{III} w_{\mu r}^{ik} + U_0 \sin \alpha = 0; \quad k = 1, 2, \dots, 2N; \quad i = 1, 2, \dots, M, \quad (4)$$

де $\Gamma = \Gamma_r / V_0 b_0$ – безрозмірна циркуляція вихорової рамки; $\Gamma_{\mu r}^I, \Gamma_{r\nu}^{II}, \Gamma_{\mu r}^{III}$ – безрозмірні циркуляції вільних вихорових рамок в i -й контрольній точці k -ї панелі; $w_{\mu\nu}^{ik}, w_{r\nu}^{ik}, w_{\mu r}^{ik}$ – швидкості, індуковані вихоровою рамкою, що складається з вихорових відрізків одиничної інтенсивності; α – місцевий кут атаки k -го перерізу; U_0 – швидкість незбуреного набігаючого потоку.

Умова Чаплигіна – Жуковського формулюється як прямування до нуля інтенсивності вихорової рамки при її наближенні до крайки крила. Як показали розрахунки, воно виконується. Для моделювання наявності поверхні шляхової структури вводилась дзеркально відображена вихорова система [3, 4]. Аеродинамічні навантаження

розраховувалися за допомогою інтеграла Коші – Лагранжа (3).

Заміняємо тонку несучу поверхню безперервно розподіленим вихоривим шаром, що складається із приєднаних та вільних дискретних вихорів. Різницю потенціалів виражаємо через циркуляцію Γ_i .

Числовий метод. Для розв'язування системи рівнянь (3) використано методу контрольного об'єму. Основні засади методу контрольного об'єму (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}

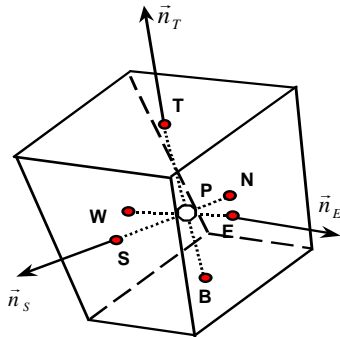


Рис. 2 – Контрольний об'єм.

(рис. 2). Інтегруючи рівняння (1) по контрольному об'єму отримуємо:

$$\iiint_{\Delta V} \left[\frac{\partial \hat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial (\hat{E} - \hat{E}_v)}{\partial \xi} + \frac{\partial (\hat{F} - \hat{F}_v)}{\partial \eta} + \frac{\partial (\hat{G} - \hat{G}_v)}{\partial \zeta} - H \right] dV = 0. \quad (5)$$

Застосовуючи до рівняння (6) *теорему про середнє* і *Остроградського – Гаусса*, одержимо:

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial t} = -\frac{1}{\Delta V} \iint_S \left[(\hat{E} - \hat{E}_v) n_x + (\hat{F} - \hat{F}_v) n_y + (\hat{G} - \hat{G}_v) n_z \right] dS + \tilde{H}, \quad (6)$$

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:

$$\tilde{f} = \frac{1}{\Delta V} \iiint_{\Delta V} f dV. \quad (7)$$

Для проведення числового розв'язування вихідних рівнянь виконано їх лінеаризацію. Для розрахунку вектора конвективного потоку в рівнянні (3) застосовується *метод розщеплення Ван-Ліра* [6]. Для одержання неявного алгоритму система нелінійних вихідних рівнянь лінеаризується за допомогою рознесення векторів потоків в *ряд Тейлора*.

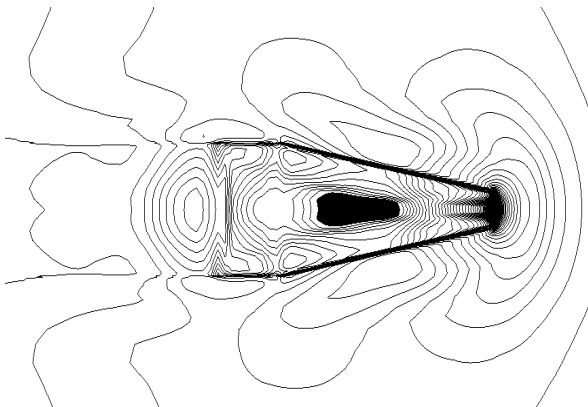


Рис. 3 – Ізобари в площині XOZ.

Результати досліджень з використанням DES. Виконано дослідження аеродинаміки транспортного апарата типу несуче крило малого видовження, що рухається поблизу шляхової структури. Форма в плані транспортного апарата представляє собою несуче крило у вигляді рівнобедреної трапеції з малим розмахом. Розмах по передній крайці дорівнює $l_{per} = 0.5$, по задній – $l_{zad.} = 2.0$. Носова та кормова частина мають клиноподібні форми. Днище є плоским. Довжина корпусу транспортного апарата складає $l_{корп.} = 5.0$. Розрахункова область розбита на два блоки. Сітка блоку № 1 має H -подібну форму у поздовжній та у поперечній площині. Сітка блоку № 2 також має H -подібну форму у поздовжній та у поперечній площинах. Блоки розрахункової області охоплюють транспортний апарат з

верхньої частини (блок № 1) та з нижньої частини (блок № 2). Відстань від поверхні плоскої шляхової структури до площини корпусу складає $h = 0.2$ максимальної висоти міделя транспортного апарата. Розрахунки проведені для чисел Рейнольдса $Re = 10^6$ та Маха $M = 0.4$.

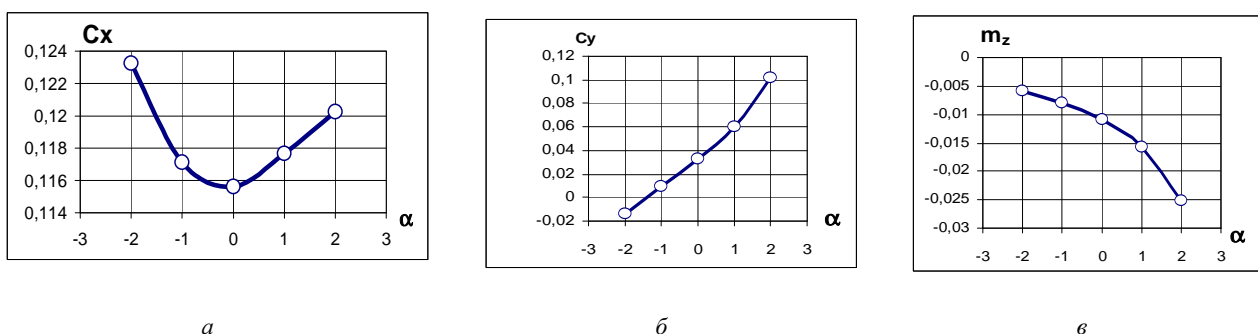


Рис. 4 – Аеродинамічні характеристики транспортного апарата: а – C_x ; б – C_y ; в – m_z .

Розрахунки показали, що форма носової частини транспортного апарата сприяє формуванню зона найбільшого тиску на верхній частині клиноподібного носика (рис. 3). 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 утримувати транспортний апарат над шляховою структурою.

Розраховано аеродинамічні характеристики для режимів руху з кутами тангажа $\vartheta = -2^\circ$, $\vartheta = -1^\circ$, $\vartheta = 0^\circ$, $\vartheta = 1^\circ$, $\vartheta = 2^\circ$. Отримані значення аеродинамічних характеристик $c_x(\vartheta)$, $c_y(\vartheta)$, $m_z(\vartheta)$ наведено на рис. 4.

Проведені розрахунки показали, що мінімальний лобовий опір характерний для $\vartheta = 0^\circ$. Розрахунки показали, що транспортний апарат є статично стійким.

Проведено аналіз динаміки зміни коефіцієнта аеродинамічного опору літального апарата на кінцевому етапі числового розрахунку. Поведінка коефіцієнта лобового опору, як функції від часу, підтверджує збіжність розрахункового процесу.

Результати досліджень з використанням методу дискретних вихорів. Для перевірки працездатності програмного забезпечення виконано тестові числові розв'язування ряду плоских та просторових задач в рамках моделі в'язкого та ідеального газу.

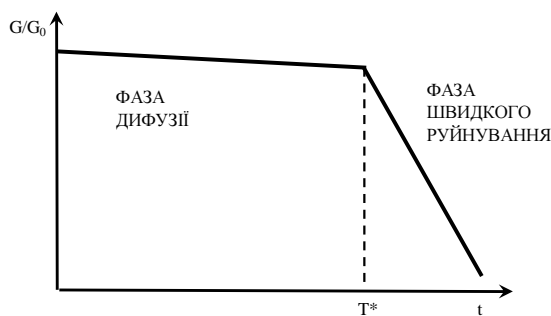


Рис. 5 – Фази руйнування просторового вихору в сліді.

Експериментальні дослідження показують, що процес розпаду вихору сліду складається з двох фаз [7]: дифузії та швидкого руйнування (рис. 5). Час дифузійного розпаду розраховується за співвідношенням [7]:

$$T^* = \min(T_{link}, 8t_0) \quad (8)$$

де T_{link} – час дотику вихорів; $t_0 = 2\pi b^2/G_0$; b – відстань поміж вихорами сліду.

Тому вихоровий слід моделювався з урахуванням дифузії та швидкого руйнування. Проведено дослідження аеродинамічних характеристик крила складної геометрії з позитивною стрілоподібністю. Крило складається з двох частин: центроплану та консолі. Геометрію крила показано на рис. 6, а.

Стрілоподібність центроплану крила по передній крайці складає $\chi = 70^\circ$. Коренева хорда має розмір $b_{коренева} = 3$. Розмах крила складає $l = 2$. Кінцівки крила мають нульову стрілоподібність.

Стрілоподібність центроплану крила по передній крайці складає $\chi = 70^\circ$. Коренева хорда має розмір $b_{коренева} = 3$. Розмах крила складає $l = 2$. Кінцівки крила мають нульову стрілоподібність.

Розраховувалися аеродинамічні характеристики для кутів атаки в діапазоні від $\alpha = 0$ до $\alpha = 18^\circ$ для наступних відносних відстаней до поверхні шляхової структури: $h = \infty$; $h = 0,75$; $h = 1,0$; $h = 1,25$; $h = 1,5$; $h = 1,75$; $h = 2,0$; $h = 2,25$; $h = 2,5$; $h = 2,75$; $h = 3,0$ (рис. 6).

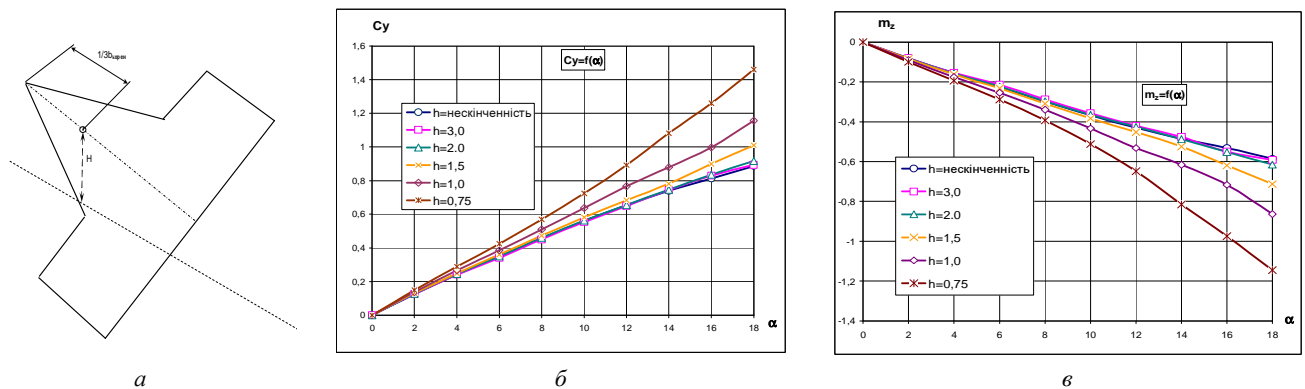


Рис. 6 – Залежність аеродинамічних характеристик від кута атаки поблизу землі для складної геометрії з нульовою стрілоподібністю консолей поблизу поверхні шляхової структури $\lambda = 2$: а – форма крила в плані; б – C_y ; в – m_z .

Відстань від крила до поверхні шляхової структури вимірювалася не від задньої крайки, а від точки, розміщеній на кореневій хорді, рівній її третій частині від передньої крайки, як показано на рис. 6, а. Вибір цієї точки пов'язаний з тим, що рух крила поблизу поверхні шляхової структури має складний характер. Його можна розкласти на ряд складових: як рух центра ваги і обертання навколо центра ваги. Тому при своєму русі відносно поверхні шляхової структури координати положення, як транспортного засобу так і крила відраховувати потрібно відносно положення центра ваги. Кутів положення крила також зручніше вимірювати відносно центра ваги.

Результати досліджень показують, що наближення крила до землі приводить до зростання несучих властивостей. При цьому пікіруючий момент крила зростає.

Перспективи подальших досліджень. На сьогодні відсутня універсальна модель опису турбулентних течій. Необхідно проводити пошук шляхів створення більш досконалих моделей турбулентності. Для цього потрібні проведення більш точних експериментальних та числових досліджень.

Висновки. В роботі приведена постановка та розв'язок задачі розрахунку обтікання літального апарату на основі розв'язування осереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є – Стокса та шляхом використання методу дискретних вихорів. Отримано розподілені та інтегральні аеродинамічні характеристики. Методи дискретних вихорів дозволяють отримати придатні результати з набагато меншими затратами часу на розробку програмного забезпечення та проведення відповідних розрахунків. Слід відмітити, що використання складних методів приводить до значних часових затрат. В такому випадку вибір варіантів компоновочних схем транспортного апарату дещо ускладнюється. В зв'язки з цим рекомендується проводити дослідження з використанням методів різної форми складності.

Список літератури

1. Волков К. Н., Емельянов В. Н. Моделирование крупных вихрей в расчетах турбулентных течений. – М. : Физматлит, 2008. – 368с.
2. Гиневский А. С., Желанников А. И. Вихревые следы самолетов. – М. : Физматлит, 2008. – 172с.
3. Сохацький А. В. Теоретичні основи створення аеродинамічних компоновувальних перспективних швидкісних транспортних апаратів : дис. доктора технічних наук : 05.07.01. – Дніпропетровськ, 2010. – 364с.
4. Сохацький А. В. Застосування сингулярних інтегральних рівнянь для чисельного моделювання аеродинаміки несучих систем транспортних засобів // Вісник Академії митної служби України. – Дніпропетровськ : АМСУ, 2006. – № 3 (27). – С. 81 – 88.
5. Spalart P. R., Allmaras S. R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows // AIAA paper. – 1992. – Vol. 0439. – 21 p.
6. Van Leer B. Flux–vector splitting for the Euler equations // Lecture Notes in Phys. – 1982. – V. 170. – P. 507 – 512.
7. Gerz T., Holzapfel F., Darracq D. Aircraft wake vortices // WakeNet Position Paper. – 2001. – 43 p.

References (transliterated)

1. Volkov K. N., Emelyanov V. N. *Modelirovaniye krupnykh vikhrey v raschetakh turbulentnykh techeniy* [Modeling of large vortices in turbulent flow computations]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2008. 368 p.
2. Ginevskiy A. S., Zhelannikov A. I. *Vikhrevye sledy samoletov* [Vortex traces of aircrafts]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2008. 172 p.
3. Sokhats'kiy A. V. *Teoretichesni osnovy stvorenniya aerodinamichnykh komponuvan' perspektivnykh shvydkisnykh transportnykh aparativ : dys. doktora tekhnichnykh nauk : 05.07.01* [Theoretical basis for creating aerodynamic layouts of perspective high-speed transport vehicles: thesis of the Doctor's dissertation, spec. : 05.07.01]. Dnipropetrovsk, 2010. 364 p.
4. Sokhats'kiy A. V. *Zastosuvannya syngulyarnykh integral'nykh rivnyan' dlya chysel'nogo modelyuvannya aerodynamiky nesuchykh system transportnykh zasobiv* [Using singular integral equations for numerical modeling of aerodynamics of transport vehicle bearing system]. *Visnyk Akademiyi mytnoyi sluzhby Ukrainy* [Bulletin of the Academy of Customs Service of Ukraine]. Dnipropetrovsk.: AMSU Publ., 2006, vol. 3 (27), pp. 81–88.
5. Spalart P. R., Allmaras S. R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows. *AIAA paper*. 1992, vol. 0439. 21 p.
6. Van Leer B. Flux–vector splitting for the Euler equations. *Lecture Notes in Phys*. 1982, vol. 170, pp. 507–512.
7. Gerz T., Holzapfel F., Darracq D. Aircraft wake vortices. *WakeNet Position Paper*. 2001, 43 p.

Надійшла (received) 25.03.2019

Відомості про авторів / Сведения об авторах / Information about authors

Сохацький Анатолій Валентинович (Сохакский Анатолий Валентинович, Sokhatsky Anatoly Valentinovich) – доктор технічних наук, професор, завідувач кафедри транспортних систем та технологій Університету 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.

УДК 532.5:534.7

Л. М. ТЕРЕЩЕНКО, В. А. ВОСКОБІЙНИК, О. А. ВОСКОБОЙНИК, А. В. ВОСКОБІЙНИК

ФІЗИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ТЕЧІЇ ЧЕРЕЗ ДВОПЕЛЮСТКОВИЙ МЕХАНІЧНИЙ СЕРЦЕВИЙ КЛАПАН

Аналізуються результати експериментальних досліджень гідродинамічного шуму струменевої течії через відкритий та напівзакритий двопелюстковий механічний клапан серця. Вихрова та струменева течії нижче за потоком від протезу серцевого клапану є нелінійними, випадковими процесами. Такі процеси аналізуються за допомогою методів математичної статистики і теорії ймовірності. Обробка та аналіз результатів вимірювання полів пульсацій тиску, гідродинамічного шуму поблизу мітрального клапану і вібрацій моделей лівого шлуночка та лівого передсердя були виконані з визначенням статистичних моментів різного порядку.

Ключові слова: серцевий клапан, вихрова течія, гідродинамічний шум, пульсації тиску, бічний та центральний струмінь, статистичний аналіз.

Л. Н. ТЕРЕЩЕНКО, В. А. ВОСКОБОЙНИК, А. А. ВОСКОБОЙНИК, А. В. ВОСКОБОЙНИК
ФИЗИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ЧЕРЕЗ ДВУХЛЕПЕСТКОВЫЙ МЕХАНИЧЕСКИЙ СЕРДЕЧНЫЙ КЛАПАН

Анализируются результаты экспериментальных исследований гидродинамического шума струйного течения через открытый и полузакрытый двухлепестковый механический клапан сердца. Вихревые и струйные течения ниже по потоку от протеза сердечного клапана являются

© Л. М. Терещенко, В. А. Воскобийник, О. А. Воскобойник, А. В. Воскобийник, 2019