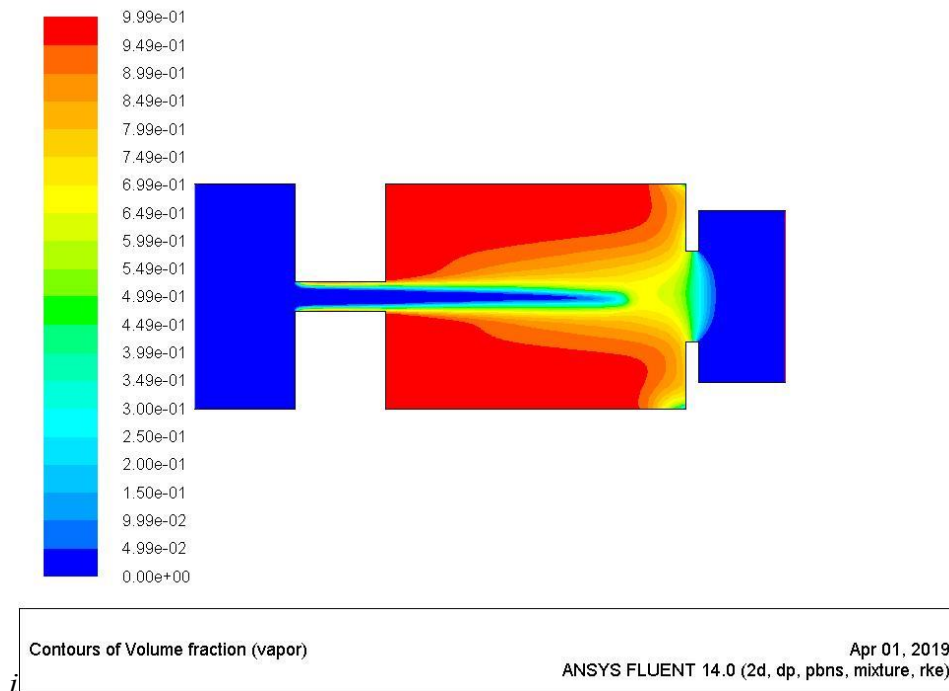


рівним 50 атм і вихідним в 5 атм. Використовувалась двопараметрична модель турбулентності SST  $k - \epsilon$  та модель кавітації Schnerr-Sauer.



**Рис. 2 – Частка фракції «пар» при чисельному моделюванні кавітації.**

Результат дослідження передусім підтверджує принципіальну можливість оптимізації дослідження процесу кавітації за рахунок чисельних експериментів. Крім того, показано, що існує можливість вибору більш економного, з точки зору обчислювальних ресурсів, підходу до чисельного рішення, який забезпечує в більшості випадків допустиму точність розрахунків.

**Список використаних джерел**

1. Кавітація. Фізичні, хімічні, біологічні та технологічні аспекти / Шевчук Л. І., Старчевський В. Л. — Львів: Видавництво Львівської політехніки, 2014. — 376 с.
2. Воронин Г.И. Системы кондиционирования воздуха на летательных аппаратах / Г.И. Воронин. – М.: Машиностроение, 1973. – 444 с.
2. ANSYS FLUENT 12.0 Theory Guide. April 2009. ANSYS Inc.

**УДК 519.6:533.6**

**Сохацький А.В.,** д.т.н., проф.

Інститут транспортних систем та технологій НАН України

**ВИБІР МОДЕЛЕЙ ТУРБУЛЕНТНОСТІ ДЛЯ ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІКИ ТРАНСПОРТНОГО ЗАСОБУ**

*Складна стохастична природа турбулентних течій ускладнює процес їх вивчення. Фізичне та математичне моделювання таких течій є надзвичайно складним, як фізичної так і з математичної точки зору. Розглядаються проблеми моделювання течій, що базуються на використанні осереднених рівнянь Нав'є-Стокса в формі Рейнольдса. Проведено аналіз моделей турбулентності. Числові розрахунки турбулентних течій підтверджують вибір комбінованої RANS - LES моделі для розрахунку аеродинаміки транспортного апарата.*

*Ключові слова: Чисельне моделювання, рівняння Нав'є-Стокса, турбулентна течія, моделі турбулентності, аеродинаміка транспортних апаратів.*

**Вступ.** Рівень розвитку обчислювальної техніки показує, що впродовж найближчих років основним робочим інструментом для вирішення прикладних завдань аеродинаміки залишатимуться напівемпіричні методи, що базуються на використанні осереднених рівнянь Нав'є-Стокса (RANS). Характеризуючи сучасний стан напівемпіричних моделей турбулентності, призначених для замикання осереднених рівнянь Нав'є-Стокса доводиться констатувати, що надії на створення універсальної моделі, придатної для розрахунку усіх або, принаймні, більшість аеродинамічних течій є нездійсненними. Дана оцінка базується на багаторічному досвіді застосування напівемпіричних моделей турбулентності і на відсутності реального прогресу в області побудови таких моделей впродовж останніх десятиліть [1-10].

Причина цього полягає в тому, що разом з "універсальною" дрібномасштабною турбулентністю, істотний вплив на параметри турбулентних потоків проводять відносно стійкі великомасштабні, принципово тривимірні нестационарні турбулентні структури. [3] 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.

Дослідження аеродинамічних характеристик транспортних апаратів з використанням математичного моделювання має реальні перспективи, для оптимізації їх технічних параметрів. Особливо важливим є розробка методів розв'язування рівнянь Нав'є-Стокса.

**Аналіз застосування напівемпіричних моделей.** Задача моделювання турбулентних течій полягає в розв'язуванні осереднених рівнянь Нав'є-Стокса. Для їх розв'язування необхідне замикання відповідною моделлю турбулентності.

Аналіз застосування напівемпіричних моделей турбулентності при розрахунку різноманітних типів турбулентних течій свідчить про те, що стосовно задач зовнішньої аеродинаміки з обмеженими відривними зонами, найбільш високий "рейтинг" мають дві моделі турбулентності: модель Спаларта - Аллмараса (SA модель) [1,4,8], та модель Ментера  $k-\omega$  Shear Stress Transport або SST модель) [9,10].

Перша з них містить тільки одне диференціальне рівняння перенесення для модифікованої турбулентної в'язкості  $\tilde{\nu}$ , а друга - два рівняння: для кінетичної енергії турбулентності  $k$  і питомій швидкості її дисипації  $\omega$ . На жаль, віддати однозначну перевагу одній з цих моделей не є таким простим питанням. Вибір тієї або іншої моделі для розрахунку певного типу течії є значною мірою вибором дослідника. Проведений аналіз розв'язування ряду задач показує, що SA модель, як правило, дещо "затягує" відрив примежевого шару, що індукується несприятливим поздовжнім градієнтом тиску.

Проте дослідження показують, що обидві моделі занижують темп релаксації примежевого шару, що формується вниз за потоком від точки приєднання, до свого "рівноважного" стану і значно завищують розміри так званого "кутового відриву", тобто, відриву від поверхні двогранного кута за наявності несприятливого градієнта тиску. Це спостерігається, наприклад, при наявності кута між крилом і фюзеляжем літака. [2]. Зниження темпу релаксації примежевого шару характерно в тому або іншому ступені усім відомим напівемпіричним моделям турбулентності [2]. Слід також відмітити, що навіть для деяких приєднаних течій ні та, ні інша модель не дозволяють отримати результати, що задовольняють сучасним вимогам до точності розрахунку аеродинамічних характеристик.

До таких течій, зокрема, відносяться течії з сильною кривизною ліній течії і обертанням, для яких переважними вважаються моделі Рейнольдсових напружень [11]. Для розрахунку таких течій з використанням SA моделі розроблена спеціальна поправка. [4,8].

При розрахунку турбулентного примежевого шару на пластині обидві моделі забезпечують практично однакову і досить високу точність розрахунку основних характеристик цієї течії [12].

Досить близькі і точні результати дають обидві моделі при розрахунку обтікання профілю NACA0012 навіть при досить великих безвідривних кутах атаки і при моделюванні багатьох інших аналогічних течій. Проте при розрахунку відривних течій ситуація помітно змінюється.

Так розрахунок течії в асиметричному дифузори, показує, що SA і SST моделі передбачають точки відриву, що помітно відрізняються один від одного за координатою, на похилій стінці асиметричного дифузора. Модель SA моделі, має точка відриву, яка знаходиться нижче по потоку і ближче до експериментального значення [13], ніж модель SST. Модель SST краще, ніж SA описує зміну тертя уздовж верхньої (прямій) стінки дифузора.

Що стосується течій з протяжними відривними зонами, то даний час вважається, що RANS моделі в принципі нездатні забезпечити прийнятну для практики точність розрахунку таких течій, і в цьому сенсі SA і SST моделі не є виключеннями. Приклад розрахунку двовимірного аеродинамічного профілю NACA0012 при великих кутах атаки показує, що з збільшенням кутів атаки спостерігається значне відхилення у величині коефіцієнта опору розрахованих та експериментальних даних для обох моделей.

Для аналізу аеродинаміки наземних транспортних засобів підходить розгляд задачі - обтікання моделі автомобіля [15]. Це є відомим міжнародним тестом для оцінки можливостей моделей турбулентності для розрахунку відривних течій. Результати розрахунків цієї течії, отримані з використанням SA і SST моделей для випадку, коли кут нахилу заднього скосу "даху" складає  $25^{\circ}$  є незадовільними. SA модель передбачає безвідривну течію в площині симетрії скосу, тоді як згідно SST моделі в цій площині має місце повністю відривна течія. При цьому ні та, ні інша модель не відтворює вимірне поле швидкості, в якому у вказаній площині має місце відрив потоку, що супроводжується його приєднанням до поверхні "скосу" і подальшим відривом від його задньої кромки

**Результати досліджень.** В результаті цілеспрямованих зусиль обчислювальної гідроаеродинаміки вдалося накопичити велику і, що особливо важливо, об'єктивну інформацію про можливості різноманітних напівемпіричних моделей турбулентності при розрахунку тих або інших типів турбулентних течій. Аналіз цієї інформації свідчить про те, що стосовно задач зовнішньої аеродинаміки, пов'язаних з розрахунком безвідривних течій і течій з обмеженими відривними зонами, найбільш високий "рейтинг" мають дві моделі турбулентності: модель Спаларта - Аллмараса (SA модель) [1,4,8], та модель Ментера ( $k-\omega$  Shear Stress Transport або SST модель) [9,10].

Як уже акцентувалося перша з них містить тільки одне диференціальне рівняння перенесення для модифікованої турбулентної в'язкості  $\tilde{\nu}$  а друга - два такі рівняння, для кінетичної енергії турбулентності  $k$  і питомій швидкості її дисипації  $\omega$ . На жаль, віддати однозначну перевагу однієї з цих моделей не представляється можливим, внаслідок чого вибір тією або іншою з них при розрахунку тієї або іншої течії є значною мірою "ділом смаку" дослідника. З певною упевненістю можна констатувати лише те, що SA модель, як правило, дещо "затягує" відрив примежевого шару, що індукується несприятливим поздовжнім градієнтом тиску.

Як показують дослідження, обидві моделі занижують темп релаксації примежевого шару, що формується вниз за потоком від точки приєднання, до свого "рівноважного" стану і значно завищують розміри так званого "кутового відриву", тобто, відриву від поверхні двогранного кута за наявності несприятливого градієнта тиску (наприклад, кута між крилом і фюзеляжем літака) [2]. Зниження темпу релаксації примежевого шару характерно в тому або іншому ступені усім відомим напівемпіричним моделям турбулентності [2]. Слід також відмітити, що навіть для деяких приєднаних течій ні та, ні інша модель не дозволяють отримати результати, що задовольняють сучасним вимогам до точності розрахунку аеродинамічних характеристик.

Останнім часом все більше уваги приділяється підходам до моделювання турбулентних течій, що базуються на наступних методах аерогідродинаміки:

- метод прямого числового моделювання ( Direct Numerical Simulation або DNS );
- метод моделювання великих вихорів ( Large Eddy Simulation або LES).

Проте їх широке застосування обмежене через недостатні обчислювальні ресурси електронно-обчислювальних машин.

Аналіз показує, що в даний час DNS може використовуватися лише для розрахунку течій з відносно низькими числами Рейнольдса і застосовується, головним чином, у фундаментальних дослідженнях, метою яких є отримання детальної інформації про структуру і основні закономірності турбулентності. Це ніскільки не зменшує важливості цього підходу, оскільки отримані за допомогою DNS результати, разом з експериментальними даними, складають основу для калібрування і тестування напівемпіричних моделей турбулентності. Більше того, слід урахувати, що в майбутньому DNS може стати мабуть, домінуючим підходом для розв'язування аерогідродинамічних задач. Передбачається, що DNS може отримати розповсюдження і в суміжних областях техніки, таких як хімічні технології, атомна енергетика і т. п.[2].

Метод моделювання великих вихорів ( LES) є другим за трудомісткістю з існуючих підходів до моделювання в обчислювальній аерогідродинаміці [3]. Ідея цього підходу полягає в заміні "глобального" усереднювання характеристик реальної турбулентної течії за часом, на якому базується виведення рівнянь Рейнольдса, "фільтрацією" цих характеристик їх просторовим усереднюванням за областями з розмірами порядку розміру фільтру.

Система рівнянь LES за формою аналогічна системі рівнянь RANS. Проте фізичний зміст цих двох систем різний. Так, додаткові (напруження Рейнольдса, що містить) члени RANS описують вплив усіх турбулентних неоднорідностей на усереднене рішення, тоді як аналогічні члени рівнянь LES ("підсіткова" напруженність) описують вплив тільки відносно дрібних (з розмірами меншими розміру фільтру  $\Delta$ ) вихорів на залежне від часу розв'язування відфільтрованих рівнянь. Іншими словами, у рамках LES вихрові структури з розмірами, що перевищують розміри фільтру, розрізняються "точно" [2], а моделюються лише вихрові структури менших розмірів. Для того, щоб підкреслити це, моделі турбулентності для LES називають "підсітковими".

Складність розв'язування робить LES, для складних пристінних течій для діапазону чисел Рейнольдса, що представляють практичний інтерес (для високих чисел Рейнольдса) неможливим не лише нині, але і в недалекому майбутньому. Ця обставина послужила стимулом для створення гібридних RANS - LES підходів. Першим і найбільш розвиненим з них є метод Detached Eddy Simulation ( DES). Слід підкреслити, що перший розрахунок обтікання літака за допомогою цього методу, був виконаний в 2000 р., що свідчить також на користь достатньої надійності методу [6].

Таким чином, впродовж найближчих десятиліть, скоріш за все, основним робочим інструментом для розв'язування 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 ці моделі.

#### **Висновки.**

Розрахунок турбулентних течій з використанням SA і SST RANS моделей, надає достатньо точних результатів в порівнянні з експериментальними даними.

Метод DES був запропонований в якості альтернативи RANS і LES, як методам для розрахунку пристінних течій з великими відривними зонами, для яких RANS моделі не здатні забезпечити прийнятну точність, а LES вимагає надмірно великих обчислювальних ресурсів, що відсовує можливість його широкого практичного використання.

Таким чином ставиться задача з розробки методики, алгоритмів та програмного забезпечення на основі DES, як комбінованої RANS - LES моделі, яка поєднувала б в собі кращі якості обох методів, а саме, надійність і обчислювальну ефективність RANS в приєднаних примежевих шарах із зрозумілою фізикою течії та високою точністю. На основі проведеного аналізу у рамках DES "точно" можливий розрахунок не увесь спектр енергонесучих вихорів, а лише "відокремлені" вихори які містяться в відривних зонах. Вихори, що населяють область приєднаних примежевих шарів, описується звичайними напівемпіричними RANS моделями.

#### Список використаних джерел

1. Spalart P. R. "Strategies for turbulence modeling and simulations", Int. J. Heat Fluid Flow, 2000, v. 21, pp. 252-263.
2. Гарбарук А.В. Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений: учебное пособие / А.В. Гарбарук, М.Х. Стрелец, М.Л. Шур – СПб: Изд-во Полит. унта, 2012. – 88 с.
3. Ferziger J. H. "Recent Advances in Large Eddy Simulation", Engineering Turbulence Modelling and Experiments 3, W. Rodi and G. Bergeles (Editors), 1996, Elsevier, pp. 163-176.
4. Spalart P. R. "Editorial: RANS modeling into a second century", Special issue of International J. of CFD, 2009, v.23, No.4, pp.291-293.
5. Piomelli U., Balaras E. "Wall-layer models for large-eddy simulations", Annual Rev. Fluid Mech., 2002, v. 34, pp. 349-374.
6. Forsythe J., Squires K., Wurtzler K., Spalart P. "Detached-eddy simulation of fighter aircraft at high alpha", AIAA Paper 2002-0591.
7. Haase W., Aupoix B., Bunge U., Schwamborn D. (Eds.) "FLOMANIA – A European Initiative on Flow Physics Modelling", Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, 2006, v. 94.
8. Spalart P. R., Allmaras S. R. "A one-equation turbulence model for aerodynamic flows", AIAA Paper 1992-0439.
9. Menter F. R. "Zonal two-equation  $k-\omega$  turbulence models for aerodynamic flows", AIAA Paper 1993-2906.
10. Menter F. R., Kuntz M., and Langtry R. "Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model", Turbulence, Heat and Mass Transfer 4, ed: K. Hanjalic, Y. Nagano, and M. Tummers, Begell House, Inc., 2003, pp. 625 - 632.
11. Wilcox D. C. "Turbulence Modeling for CFD". Griffin Printing, Glendale, California, 1993.
12. "Turbulence modeling Resource. NASA Langley Research Center", <http://turbmodels.larc.nasa.gov> (page curator and responsible official C. Rumsey)
13. Buice C. U., Eaton J. K. "Experimental Investigation of Flow Through an Asymmetric Plane Diffuser", Report No. TSD-107, Thermosciences Division, Department of Mechanical Engineering, Stanford, 1997.
15. Lienhart H., Becker S. "Flow and Turbulence Structures in the Wake of a Simplified Car Model", SAE Technical paper, 2003-01-0656.

#### УДК 621.833.1

**Башта О.В.<sup>1</sup>**, к.т.н., доц., **Носко<sup>1</sup> П.Л.**, д. т. н., проф., **Цибрій<sup>1</sup> Ю.О.**, к.т.н., **Грабовський<sup>2</sup> Г.Г.**, д. т. н., проф.

<sup>1</sup>Національний Авіаційний Університет, Київ, Україна

<sup>2</sup>ДНВК «Київський інститут автоматики», Київ, Україна

### ВИЗНАЧЕННЯ ГІДРОДИНАМІЧНИХ ВТРАТ ПОТУЖНОСТІ У ВИСОКОШВИДКІСНИХ ЗУБЧАСТИХ ПЕРЕДАЧАХ

*Анотація* Запропоновано аналітичну залежність впливу геометричних та конструктивних параметрів зубчастого колеса на втрати потужності гідродинамічного опору обертанню. Проведено аналіз теоретичних та експериментальних втрат потужності в наслідок гідродинамічного опору обертанню зубчастих коліс при занурюванні їх в масляну ванну. Похибка порівняння експериментального та теоретичного дослідження не перевищує 12%.

*Ключові слова:* Зубчаста передача, гідродинамічні втрати, потужність, швидкість обертання