

УДК 656.7

В. І. ЧЕПІЖЕНКО, Р. Е. ЛУКІЯНЧУК

*Національний авіаційний університет, м. Київ, Україна.***АНАЛІЗ МЕТОДІВ МАТЕМАТИЧНОГО МОДЕЛЮВАННЯ СУПУТНЬОГО СЛІДУ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН**

Приведено результати досліджень та систематизації видів математичного моделювання супутнього сліду повітряних суден, а також проведено аналіз встановлених правил та методів запобігання влучання у супутній слід. Систематизація й узагальнення досліджень у сфері супутнього сліду дозволили виділити основні переваги та недоліки видів моделювання супутнього сліду, визначити модель небезпечних зон супутнього сліду, що формується за повітряним судном, та відповідно враховувати ці небезпечні зони при вирішенні конфліктних ситуацій та небезпечних явищ, таких як зближення чи потрапляння в супутній слід.

Ключові слова: безпека польотів, моделювання супутнього сліду, ІКАО, мінімуми ешелонування, множинний конфлікт, пропускна здатність, супутній слід.

Вступ

Сучасна тенденція збільшення завантаженості аеродромів та інтенсифікації руху в повітряному просторі призводить до небезпечних умов створення множинних конфліктів повітряних суден (ПС). Вирішення окремих парних конфліктів не дозволяє задовольнити потреби необхідного рівня безпеки польотів за нинішніх обставин в складній ергатичній системі [1]. Дослідження в області розв'язання множинних конфліктів [1-3] показали, що зазначена проблема еволюціонує у зв'язку з наступними чинниками:

- впровадження нових концепцій вільного польоту (Free Flight), вільних маршрутів (Free Route), навігації, заснованої на характеристиках (Performance Based Navigation), що передбачають зміну структури повітряного простору, методів навігації та, у свою чергу, зміни методів врахування впливу супутнього сліду на літальні апарати;
- створення нових класів повітряних суден (більш важких), безпілотних літальних апаратів тощо;
- ускладнення топології конфліктів (збільшення щільності повітряного руху);
- впровадження нових організаційно єдиних транспортних систем.

Відповідно підвищується пріоритетність попереднього точного математичного аналізу і моделювання руху ПС в ергатичній системі з урахуванням супутнього сліду, що дозволяє удосконалити існуючі стандартні процедури вильоту та заходження на посадку (SID/STAR) та підвищити пропускну здатність зі збереженням або підвищенням рівня безпеки польотів.

Актуальність проблеми

На 12^{ій} конференції з аеронавігації ІКАО [4] було заявлено про намір зміни діючих мінімумів ешелонування. Причиною стала застарілість перегляду мінімумів ешелонування з урахуванням турбулентності в супутньому сліді. Консервативність вбачалася в частині, що стосується необхідного ешелонування пар ПС з урахуванням супутнього сліду, в силу недостатньої точності існуючих на той час моделей руху і загасання турбулентності в супутньому сліді, а також точності даних про фактичну модель поведінки супутнього сліду.

Внесення змін до діючих мінімумів ешелонування може бути досягнуто без змін до вимог оснащення ПС або змін до необхідних експлуатаційних характеристик ПС. Модернізація включає три елементи:

Елемент 1 – перегляд діючих мінімумів ешелонування ІКАО з урахуванням турбулентності в супутньому сліді з метою підвищення пропускної здатності злітно-посадкової смуги (далі – ЗПС) аеродромів без збільшення ризику зустрічі із супутнім слідом;

Елемент 2 – збільшення на деяких аеродромах числа прильотів з посадкою на паралельні ЗПС, відстань між осьовими лініями яких становить менше 760 м (2500 футів), шляхом модифікації схеми ешелонування з урахуванням турбулентності в супутньому сліді;

Елемент 3 – підвищення на деяких аеродромах числа вильотів з паралельних ЗПС шляхом зміни схеми ешелонування з урахуванням супутнього сліду.

На 37^{ій} сесії Асамблеї ІКАО [5] було розгляну-

то питання вихрової безпеки польотів та відмічено важливу економічну складову даного питання.

Після фінансової кризи у світі знову загострилася ситуація із забезпеченням пропускної спроможності поблизу великих аеропортів. За даними Європейської організації з безпеки аеронавігації (ЄВРОКОНТРОЛЬ) близько 15 основних аеропортів Європи працюють на межі своїх функціональних можливостей і одним з головних факторів, що стримують необхідну кількість злітно-посадкових операцій, є вимога забезпечення інтервалів ешелонування ПС з урахуванням турбулентності вихрового сліду. З огляду на це, розробка систем моніторингу та прогнозування вихрової безпеки польотів в районі аеродрому, що дозволяють переходити на нові процедури і правила виконання польотів за умовами турбулентності вихрового сліду, є актуальним завданням.

Огляд літератури

Найбільш достовірні відомості про супутній аеродинамічний слід отримують при проведенні льотних експериментів. Як показав досвід досліджень, такі експерименти мають велику вартість і є небезпечними. Тим не менше, основні відомості про супутній слід були отримані саме в льотних експериментах. Більшість досліджень у цьому напрямку виконано в Льотному дослідницькому інституті імені Громова, де розроблено спеціальні методики проведення льотних експериментів і обробки експериментальних даних [6]. Відомими є роботи О. М. Зам'ятіна, П. Р. Щитаєва, Е. Т. Березкіна [7, 8]. Теоретичні дослідження супутнього сліду базуються на використанні різних методів математичного моделювання турбулентних течій. Вони відрізняються складністю вирішення і точністю опису плинну.

Встановлені мінімуми ешелонування, пов'язані з турбулентністю в сліді

Врахування супутнього сліду - це питання безпеки, що також має великий вплив на формування структури повітряного простору. Швидко закручене повітря у вихорі може призвести до втрати керування ПС з потенційно катастрофічними наслідками. Тести з досвідченими льотчиками-випробувачами показали, що навіть важкі за розмірами комерційні авіалайнери можуть втратити керування, якщо вони слідуватимуть занадто близько до великих ПС. Зазвичай супутні сліди невидимі і пілоти не мають попереджень, що вони летять в напрямку входження у зону вихрового сліду. З цієї причини, Міжнародною організацією цивільної авіації (ІКАО) розроблено стандарти та рекомендовану практику щодо правил про дозволена відстань між ПС. Відповідно встановлено

мінімуми повздовжнього ешелонування з використанням систем спостереження обслуговування повітряного руху (ОПР), що пов'язані з турбулентністю, та Мінімуми повздовжнього ешелонування, які базуються на часі. Усі ці вимоги містяться в Doc 4444 ІКАО (Організація повітряного руху) [9]. Зазначені мінімуми ґрунтуються на розбивці типів ПС на три категорії, відповідно до максимальної сертифікованої злітної маси наступним чином [9, 10]:

- а) ВАЖКІ (Heavy- H) - усі типи ПС масою 136 000 кг або більше;
- б) СЕРЕДНІ (Medium- M) - типи ПС масою менше 136000 кг, але більше 7000 кг;
- в) ЛЕГКІ (Light - L) - типи ПС масою 7000 кг або менше.

Відповідно до вищезазначеної злітної маси встановлено мінімуми повздовжнього ешелонування з використанням систем спостереження обслуговування повітряного руху, пов'язаних з турбулентністю (таблиця 1 [9], [10]).

Таблиця 1
Мінімуми поздовжнього ешелонування

ПС, що слідує попереду	ПС, що слідує позаду	Мінімуми ешелонування, пов'язані з турбулентністю у супутньому сліді
Важкі (H)	Важкі (H)	7,4 км (4,0 морських миль)
	Середні (M)	9,3 км (5,0 морських миль)
	Легкі (L)	11,1 км (6,0 морських миль)
Середні (M)	Легкі (L)	9,3 км (5,0 морських миль)

Типи сучасних ПС можна розподілити відповідно до вищезазначених категорій як представлено у табл. 2. Крім того, даний розподіл дає змогу визначити встановлену відстань між ПС для запобігання потрапляння в супутній слід (рис. 1).

Аналіз стандартів та рекомендованої практики ІКАО, а також правил ешелонування, розроблених авіаційною владою певної держави, можуть відрізнятися в залежності від структури повітряного простору та різних методів розподілення типів повітряних суден по категоріям.

Структура вихрового сліду

Дослідження різних супутніх сліду ПС дозволило сформувати структуру вихрового сліду [6, 8] з точки зору формування і розвитку супутнього сліду за ПС - генератором супутнього сліду. Його схематично можна розділити на такі зони (рис. 2):

Таблиця 2

Систематизація ПС по категоріях

Н	М	L
Важкі (Н)	Середні (М)	Легкі (L)
Boeing 747	Boeing 737	Cessna 172
DouglasDC-10	Boeing727	Cessna 421C
Airbus A-300	Airbus A320	Beechcraft A36
AirbusA-340	MD-80,	Beechcraft 58TC
Lockheed L-1011	F100	Raytheon- BeechcraftKingAir B300

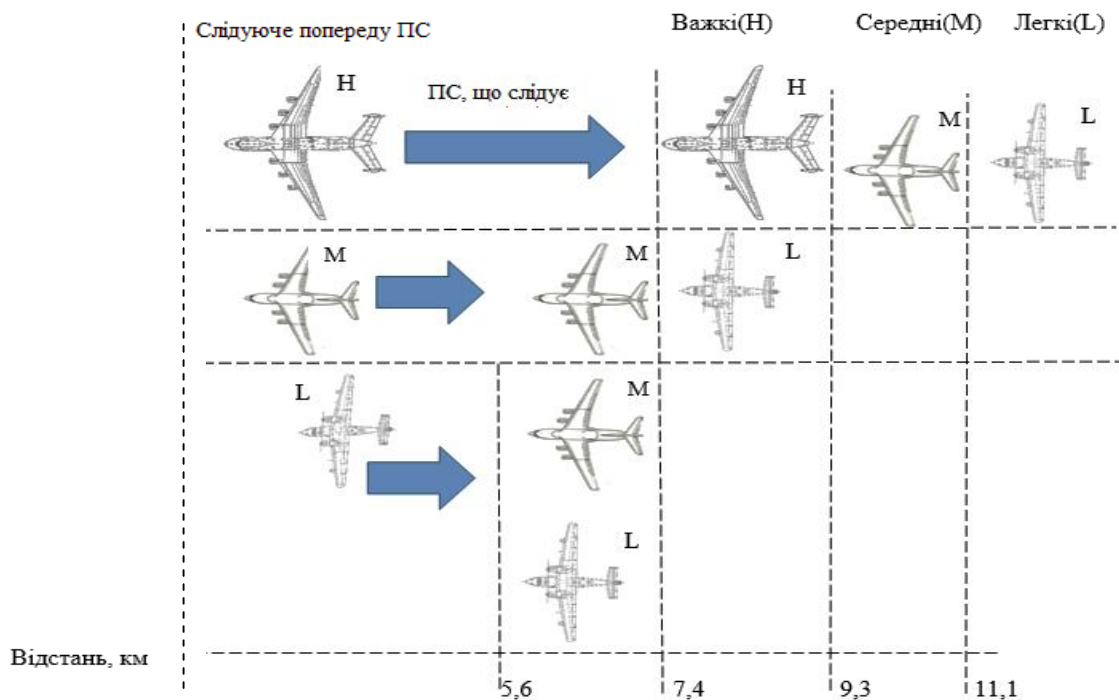


Рис. 1. Встановлена відстань між ПС для запобігання потрапляння в супутній слід

- Зона формування (Ближній супутній слід) ;
- Зона стійкого супутнього сліду (Дальній супутній слід);
- Зона нестійкого супутнього сліду (Дальній супутній слід);
- Зона зруйнованого сліду (Дальній супутній слід).

Протяжність зони формування або ближнього сліду невелика і приблизно дорівнює 2...2,5 розмаху крила ПС. Розкид у значеннях зони щодо формування супутнього сліду залежить від режиму польоту ПС, аеродинамічної компоновки, польотної кон-

фігурації крила, станом атмосфери. Початком стійкої зони можна вважати завершення процесу згорання вихрової пелени утворенням стійких вихрових джгутів. Цей момент і буде початком відліку часу існування супутнього сліду, тобто $t=0$. При візуалізації супутнього сліду в стійкій зоні чітко видно два вихрових джгута, що мають протилежне обертання всередину та однакову інтенсивність. Структуру вихрового сліду можна охарактеризувати геометричними та кінематичними параметрами: відстань між осями вихорів залежить від форми крила та кута атаки ПС.

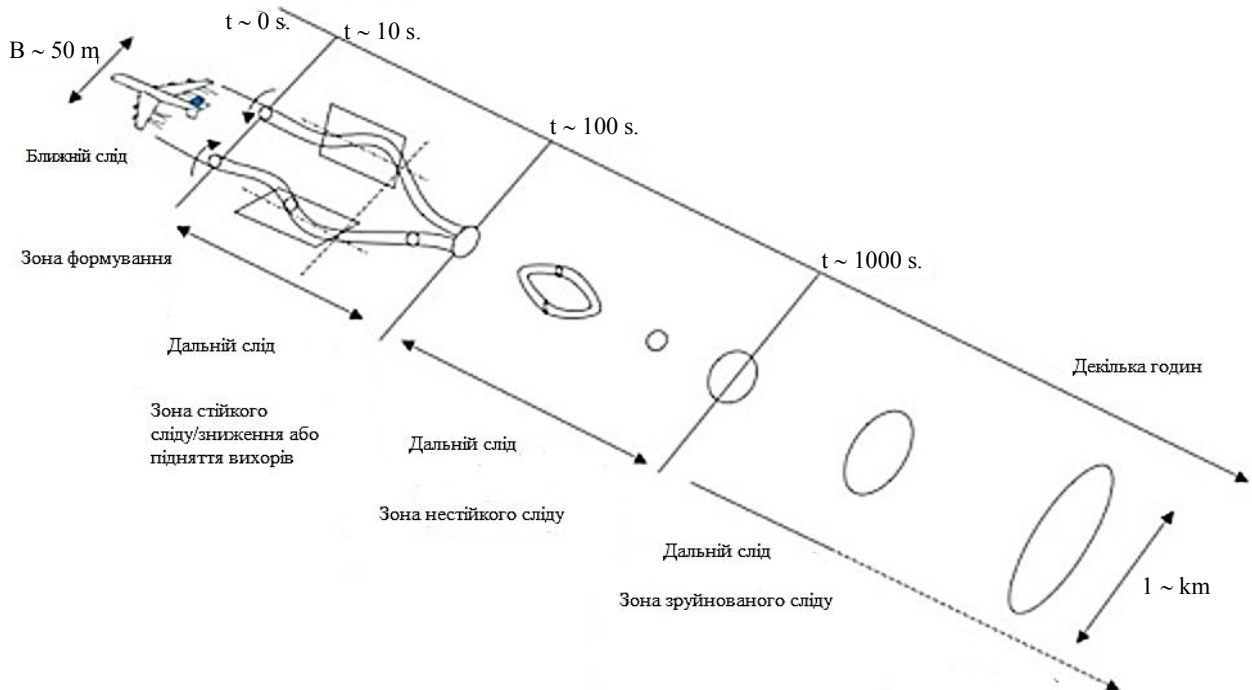


Рис. 2. Структура вихрового сліду

Швидкість руху повітря в супутньому сліді визначається інтенсивністю кінцевих вихорів. У центрі кінцевого вихору утворюється в'язке ядро, радіус якого залежить від геометрії крила, розташування двигунів, режиму польоту. Поле осьових швидкостей обмежене в основному середовищем вузького ядра кінцевого джгута. У льотних експериментах для візуалізації кінцевих вихорів використовували дим або частинки гелію. Протягом цього експерименту осьовий потік спостерігався як у бік руху генератора супутнього сліду, так і в протилежну сторону. За результатами льотних експериментів встановлено, що зниження супутнього сліду відбувається нерівномірно. На початковій ділянці руху супутній слід знижується інтенсивно, потім темп зниження сповільнюється і вихори зависають на певній висоті. Як показав аналіз наявних даних експерименту, опускання сліду для різних типів ПС не перевищувало 250 метрів. Швидкість зниження сліду залежить в основному від атмосферного тиску та поривів потоків повітря [6]. Дослідження [6] в області супутнього сліду показали складність і залежність структури повітряного потоку в супутньому сліді від багатьох факторів, серед яких виділяються наступні:

- аеродинамічна компоновка літака генератора;
- польотна маса ПС;
- режим польоту ПС;
- стан атмосфери.

Аналіз методів математичного моделювання

Проведений аналіз сучасних численних методів математичного моделювання супутніх слідів дозво-

лив виділити найпоширеніші з них:

- розв'язок систем рівнянь Нав'є – Стокса, усередненого за Рейнольдсом (Reynolds-Averaged Navier-Stokes – RANS) [11, 12];
- моделювання великомасштабних вихрових структур (Large Eddy Simulation – LES) [12, 13];
- пряме числове моделювання на базі рівнянь Нав'є-Стокса (Direct Numerical Simulation – DNS) [11 - 13];
- метод дискретних вихорів [14];
- різноманітні гібридні підходи, що у свою чергу мають в собі елементи методів DNS, RANS, LES, наприклад, метод моделювання від'єднаних вихорів (Detached Eddy Simulation - DES) тощо. Наразі гібридні методи не отримали належного фізичного обґрунтування і тому не отримали широкого застосування [15].

Зазначені методи використовуються для чисельного моделювання різних зон супутнього сліду та взаємодії турбулентних течій. Найбільш перспективний і ефективний шлях теоретичного дослідження супутнього сліду і його взаємодії з іншими ПС є моделювання чисельних методів на електронно-обчислювальних машинах. Схематичну класифікацію зазначених моделей приведено на рис. 3 [15, 11].

Пряме числове моделювання (Direct Numerical Simulation – DNS)

Метод DNS базується на числовому розв'язуванні системи рівнянь Нав'є – Стокса й дозволяє моделювати в загальному випадку рух

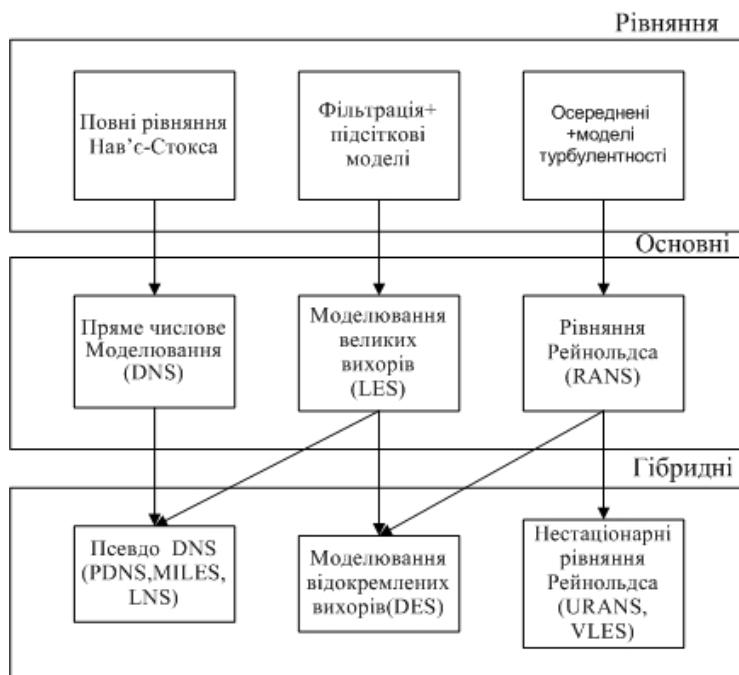


Рис. 3. Схематична класифікація моделей

в'язких стиснених газів з урахуванням хімічних реакцій як ламінарних, так і турбулентних режимів. Даний метод не потребує додаткових рівнянь. Розв'язуються нестационарні рівняння Нав'є – Стокса з дуже малим просуванням у просторі й часі.

До недоліків зазначеного методу DNS можна віднести потребу застосування надпотужних обчислювальних центрів і ефективність лише для невеликих чисел Рейнольдса ($Re = 10^3 - 10^4$), застосування обмежуються простою геометрією фізичної області. Через величезний обсяг інформації, отриманої при чисельному моделюванні, цінність представляють середні значення, отримані при рішенні задачі, з якими можуть порівнюватися інші моделі [15,11]. Пряме чисельне моделювання передбачає при рішенні повних рівнянь Нав'є – Стокса отримання моментальних характеристик турбулентного потоку. Проте, беручи до уваги необхідність великих потужностей обчислювальної техніки, DNS часто розглядається, як додаткове джерело даних і для візуалізації моментальної картини турбулентного потоку. Перспективним напрямком використання DNS є дослідження хімічних реакцій високотемпературних газових течій. Характерною особливістю досліджень в межах із застосуванням DNS є просторова обмеженість (потік в каналах та приграничних шарах); використання методу DNS для потоків географічного масштабу перешкоджає велика вартість [11]. Відповідно до прогнозів Ф. Спаларта [16] використання DNS для розв'язку прикладних задач (наприклад, для розрахунку обтікання ПС) стане можливим не раніше 2080 року.

Обмеженість використання DNS привела до створення нового напрямку – методу моделювання великомасштабних вихорів (Large Eddy Simulation).

Моделювання великомасштабних вихрових структур (Large Eddy Simulation)

Витоки LES припадають на часи дослідження метеорології, присвячених численному моделюванню циркуляції повітря в атмосфері з метою опису руху великомасштабних вихорів. При цьому статистичний вплив структур з підсітковими масштабами на великомасштабні вихори враховувалися за рахунок завдання турбулентної в'язкості, що вибиралася на основі емпіричних даних (в найпростіших випадках турбулентна в'язкість вважалася постійною величиною, яка не залежить від просторових координат та часу). Інші приклади практичної реалізації - моделювання потоку в каналі.

У той час як DNS відображає весь діапазон розмірів вихорів, у LES головний розрахунок припадає на великі вихори. Мова йде про моделювання вихорів з підсітковим масштабом (з масштабами, що менші кроку розрахункової сітки). Основна ідея LES полягає у формальному математичному розподіленні великих та малих вихрових структур за допомогою різних операцій, наприклад, операції фільтрації. У якості середнього значення функції в точці береться середнє значення функції по об'єму розрахункової сітки: чим більший крок усереднення, тим більші втрати інформації.

Перевагою зазначеного методу є простота по-

рівняно з DNS. LES потребує менших розрахункових ресурсів, оскільки цей метод виключає прямий розрахунок дрібних вихорів. Зазначений метод є більш інформативний, ніж DNS. Розв'язок, отриманий за допомогою LES, вміщує більше інформації. Так, наприклад, отримуються не тільки середні характеристики потоку (поля швидкостей, температури, тиску), але й також спектральні характеристики (спектри пульсацій швидкості тиску) та часові і просторові масштаби турбулентності. У більшості випадків моделювання за допомогою LES обмежуються середніми числами Рейнольдса, в окремих випадках число Рейнольдса приймає значення близькі до реальних ($Re = 10^6$), що представляє інтерес у інженерних додатках, які використовуються на практиці для розрахунку обтікання літального апарату та ін. [11]. Відповідно до оцінок Ф. Спаларта [16] широкомасштабна реалізація методу LES для вирішення прикладних задач реалізується до 2045 року.

Система рівнянь Нав'є – Стокса, усередненого за Рейнольдсом (Reynolds-Averaged Navier-Stokes)

У розрахунковій практиці домінує поліемпірична теорія турбулентності, що заснована на рішенні усереднених по Рейнольдсу рівнянь Нав'є – Стокса. Для моделювання супутніх струменів використовуються стаціонарні чи нестационарні рівняння Рейнольдса. Метод RANS [15] дозволяє відтворювати тільки середні значення скалярних та векторних параметрів течії. Застосування RANS визначається рівнем замикання осереднених рівнянь, які вирішують, виходячи з поставленого конкретного завдання, необхідної точності виконання, ресурсів ЕОМ, часових затрат, обмежень. При використанні рівнянь Рейнольдса основний інтерес спостерігається до динаміки великомасштабних вихорів, що відповідають за властивості турбулентних течій [11].

Поліемпіричні моделі в основному розроблені для розрахунку стаціонарних і слабо нестационарних течій.

Метод дискретних вихорів

Метод дискретних вихорів (МДВ) [4] використовують при великих числах Рейнольдса. В основу методу покладена заміна обтічного тіла і його супутнього сліду системою приєднаних і вільних вихорів. Таким чином, завдання вирішується за поступовими кроками до заданого кінцевого розрахункового кроку. На кожному розрахунковому кроці обчислюються навантаження, використовуючи інтеграл Коші-Лагранжа. При необхідності проводиться їх осереднення за часом.

МДВ виявився найбільш простим і вимагає для

своїї реалізації істотно менших витрат машинного часу порівняно з вищезазначеними підходами. При цьому МДВ використовується для обчислення аеродинамічних характеристик ПС і вивчення процесу зародження вихрових слідів, їхньому розвитку за ПС та іншими об'єктами. Започаткування дослідів МДВ належить С. М. Білоцерківському. Підхід базується на використанні моделювання за допомогою МДВ вихрових слідів у поєднанні з даними експериментальних випробувань. У цьому методі використовуються емпіричні дані для втрати циркуляції і її залежності від ступеня турбулентності атмосфери. Розглянемо приведену у монографії [14] постановку задачі та її рішення.

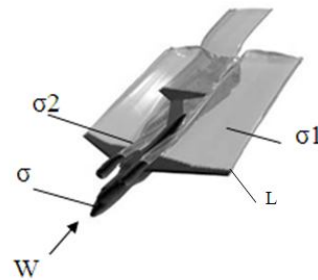


Рис. 4. Позначені потоки

Розглядається нестационарне обтікання ПС потоком ідеальної нестисненої рідини зі швидкістю W_∞ (рис. 4) Рух ПС, а також відхилення органів управління та механізації виконуються задовільним законам. Поверхня ПС вважається непроникною. Перебіг рідини є потенційною всюди за межами ПС і вихрових слідів, що виникають при відриві потоку з заданих ліній. Вихрові сліди представляють собою тонкі вихрові пелени, тобто поверхні, на яких мається розрив дотичної складової швидкості. При цьому лінії відриву потоку задаються.

Позначимо σ – несучі та керуючі жорсткі поверхні літака, у тому числі гондола двигуна; σ_1 – вільна вихрова пелена, що сходиться з несучих і керуючих поверхонь; σ_2 – поверхня струменя. Лінії сходження пелени позначимо L.

З математичної точки зору поставлена задача зводиться до відшукування нестационарних полів швидкостей $\vec{W}(\vec{r}, t)$ і тисків $p(\vec{r}, t)$ в прийнятій системі координат, які повинні задовольняти наступним умовам і рівнянням:

- потенціал обурених швидкостей $U(\vec{r}, t)$ у кожний момент часу поза поверхнями σ , σ_1 і σ_2 повинен задовольняти рівнянню Лапласа:

$$\Delta U = 0; \quad (1)$$

- на поверхні σ , повинна виконуватись умова непротікання:

$$\frac{\partial U}{\partial n} = -W_\infty \vec{n}; \quad (2)$$

- на поверхнях вихрового сліду σ_1 і σ_2 , що є поверхнями тангенціального розриву, повинна виконуватись умова відсутності перепаду тиску і відсутності потоку через цю поверхню:

$$p^+ = -p^-, W_n^+ = W_n^- = V_n, \quad (3)$$

де V_n – нормальна складова швидкості на поверхні σ_1 .

- на лініях відриву має дотримуватися умова Чаплигіна-Жуковського про кінцевість швидкості:

$$\bar{W}_n(\bar{r}, t) \rightarrow 0; \quad (4)$$

- на безкінечності обурення затухає:

$$\Delta U \rightarrow 0 \text{ при } \bar{r} \rightarrow \infty; \quad (5)$$

- для зв'язку швидкості і тиску використовуємо рівняння Бернуллі:

$$p = p_\infty + \frac{\rho W_\infty^2}{2} - \frac{\rho W^2}{2} - \rho \frac{\partial U}{\partial t}; \quad (6)$$

- при розв'язанні поставленої задачі потенціал $U(\bar{r}, t)$ або $U(\bar{M}, t)$ будемо шукати у вигляді потенціала подвійного слою:

$$U(M_0) = \bar{W}_\infty(t) + \sum_{i=1,2} \frac{1}{4\pi} \int_{\sigma_i} \frac{\partial}{\partial \bar{n}M} \left(\frac{1}{r_{MM_0}} \right) g_i(M, t) d\sigma_M, \quad (7)$$

де $g_i(M, t)$ – щільність потенціалу подвійного шару, розташованого на поверхні σ . При цьому швидкість рідини в кожній точці, що не лежить на поверхнях σ , σ_1 і σ_2 , визначається формулою

$$\bar{W}(M_0, t) = \bar{W}_\infty + \sum_{i=1,2} \frac{1}{4\pi} \int_{\sigma_i} \nabla_{M_0} \left(\frac{\partial}{\partial \bar{n}M} \left(\frac{1}{r_{MM_0}} \right) \right) g_i(M, t) d\sigma_M. \quad (8)$$

Вираз (8) дійсний і на поверхнях σ , σ_1 , σ_2 , якщо вхідні в нього інтеграли розуміти гіперсингулярними у сенсі кінечного значення по Адамару. Нагадаємо, що потенціал подвійного слою зазнає стрибок на поверхнях, де він розміщений, а його нормальна похідна безперервна. Відповідно поле швидкостей має стрибок тангенціальної складової на поверхнях ПС і його сліду, а нормальна складова на цих поверхнях також безперервна. Для задоволення умови (3) будемо шукати таке рішення, у якого поверхні $\sigma_1(t)$ і $\sigma_2(t)$ складаються з точок, що рухаються разом з рідиною, і щільність потенціалу подвійного слою $g_i(M, t)$ у кожній такій точці не залежить від часу. Припустимо, що в кожен момент $T \leq t$ з кожної точки лінії сходу пелени $M(s)$, де S – довжина дуги на цій лінії, сходять у потік частка рідини, яка в момент часу t займає положення $M(S, T, t)$ і що в кожен момент t сукупність усіх точок $M(s, \tau, t)$ утворює поверхню вихрових слідів $\sigma_1(t)$ і $\sigma_2(t)$. При цьому рівняння руху цих поверхонь приймає вид

$$\frac{\partial \bar{r}(S, T, t)}{\partial t} = \bar{W}(M(S, T, t), T \leq t, S : M(S) \in L. \quad (9)$$

При початкових умовах

$$\bar{r} = (S, T, t) |_{t=T} = \bar{r} M(s), \quad (10)$$

де $\bar{r} = (S, T, t)$ і $|\bar{r} M(s)$ радіус – вектори точок $M(S, T, t)$ і $M(s)$ відповідно, для функції $|g_2(M, t)$ справедливе відношення

$$g_2(M(S, T, t), t) \leq t, S : M(S) \in L. \quad (11)$$

Умова (2) еквівалентна рівнянню

$$\frac{1}{4\pi} \sum_{i=1,2} \int_{\sigma_i} \frac{\partial}{\partial \bar{n}M_0} \frac{\partial}{\partial \bar{n}M} \left(\frac{1}{r_{MM_0}} \right) g_i(M, t) d\sigma_{iM} = f(M_0), M_0 \in \sigma_1, \quad (12)$$

де $f(M_0) = -W_\infty \bar{n}(M_0)$.

Взаємозв'язок функцій $g_1(M, t)$ і $g_2(S, t)$ описується наступним співвідношенням, що витікає із вимоги інтегрування поля швидкостей

$$g_2(S, t) = g_1((M(s), t), S : M(s) \in L). \quad (13)$$

Таким чином, задача нестационарного відривного обтікання ПС ідеальної нестисненої рідини зводиться до вирішення замкнутої системи рівнянь (9) – (13) для функцій $\bar{r}(S, T, t), g_1(M, t), g_2(S, T)$; при цьому, якщо функції є рішенням вказаних рівнянь, потенціал $U(M, t)$, що визначається виразом (7), його відповідне поле швидкостей $\bar{W}(M, t)$, що визначається виразом (8), та тиску $p(M, t)$, що визначається з інтегралу (6), задовольняють умовам (1-6). Схематизацію ПС на рис. 5 здійснювали тонкими пластинами і об'ємними елементами.

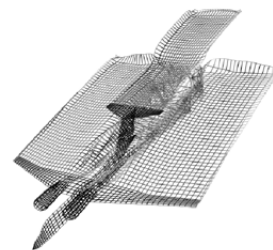


Рис. 5. Схематизація моделі

Крило та інші несучі поверхні схематизували тонкими пластинами, вигнутими по середній лінії профілів, а фюзеляж і мотогондоли двигунів – об'ємними елементами. Пластини і елементи моделюються безперервно розподіленим подвійним шаром з дискретизацією замкнутими вихровими рамками. У даному випадку використовуються

замкнуті вихрові рамки (комірки) чотирикутної форми. По контуру кожного осередку розміщені вихрові нитки, інтенсивність яких покладається невідомою. Вихрові нитки індують швидкості відповідно до закону Біо-Савара. Загальне поле швидкостей відшукують у вигляді суми швидкостей.

Результат вирішеної задачі МДВ представлений у Монографії - Близній супутній слід за ПС типу Ил-76 (рис. 6) [14]. Для розрахунку обтікання ПС і отримання характеристик ближнього супутнього сліду використовувалась нелінійна стаціонарна теорія, що базується на МДВ. Отримана схематизація дозволяє сформулювати геометричну модель заборононої зони [14].

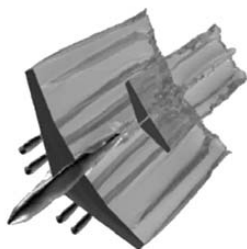


Рис. 6. Близній супутній слід за Ил-76

Систематизація

Таким чином, вищезазначені моделі мають свої переваги і недоліки та свої області застосування (табл. 3).

У якості основного методу математичного моделювання і розрахунку характеристик вихрового сліду рекомендовано вибирати МДВ у зв'язку з можливістю проведення розрахунку для великих чисел Рейнольдса, універсальністю методу (можливістю проведення різних видів моделювання), меншої собівартості та часового обмеження. Якість отриманих результатів та схематична модель вихрової пелени дозволяє відтворювати та визначати небезпечні зони супутнього сліду ПС.

Висновки

Завдання по визначенню характеристик вихрових слідів, виділення небезпечних зон, зміни встановлених правил ешелонування у зв'язку зі створенням нових більш важких типів ПС та концепцій є актуальним та становить величезний науково-технічний інтерес. У зв'язку з підвищенням щільності повітряного руху та появою передумов виникнення множинних конфліктів між ПС усе більшої актуальності набувають попередні точні методи запобігання влучання у супутній слід.

За допомогою проведеного аналізу переваг та недоліків методів визначено, що найбільш підходящим методом математичного моделювання і розрахунку супутнього сліду є МДВ, в силу його найбільшої кількості переваг над іншими методами (табл. 3).

Грунтуючись на математичній моделі вихрових слідів, можливе визначення небезпечних зон для ПС, наступних за ПС – генератором супутнього сліду, а також необхідних характеристик супутнього сліду.

Література

1. Чепиженко, В. И. Энергетико-потенциальный метод гарантированного разрешения поликонфликтов столкновения динамических объектов [Текст] / В. И. Чепиженко // Кибернетика и вычислительная техника. – 2012. – № 168. – С. 54–61.
2. Чепиженко, В. И. Виртуальные Эйштейновские силовые поля в синергии навигационного пространства сложных эргатических систем [Текст] / В. И. Чепиженко, С. В. Павлова, В. В. Павлов // Вісник НАУ. – 2012. – № 3 – С. 15–27.
3. Чепиженко, В. И. Анализ использования потенциальных полевых методов для решения навигационных и конфликтных задач объектов [Текст] / В. И. Чепиженко // Кибернетика и вычислительная техника. – 2012. – № 167. – С. 15–24.
4. Increased Runway Throughput through Dynamic Wake Turbulence Separation [Text] // 12-Conference ICAO AN-Conf/12-WP 4 Appendix G. – 2012. – P. 1–8.

Таблиця 3

Основні переваги та недоліки

Назва методу	Основа	Залежність від числа Рейнольдса	2/3D моделі	Складність моделювання	Емпіризм	Врахування атмосфери	Універсальність	Собівартість
DNS	числовий	+	+	+	-	-	-	+
LES	гібридний	+	+	+	-	-	-	+
RANS	числовий	+	-	-	+	-	-	-
DES	гібридний	+	+	-	+	-	-	-
МДВ	гібридний	+	+	-	+	+	+	-
Експериментальний	натурні випробування	-	+	+	-	+	+	+

5. Актуальные аспекты создания глобальной системы вихревой безопасности полетов. ИКАО. А37-WP/268 [Электронный ресурс] / Международная организация гражданской авиации : сайт. – Режим доступа: http://www.icao.int/Meetings/AMC/Assembly37/Working%20Papers%20by%20Number/wp268_ru.pdf. – 15.10.2014.

6. Кобрин, В. Н. Анализ процесса формирования вихревых следов за летальными аппаратами [Текст] / В. Н. Кобрин, О. В. Соловьев, В. В. Чмовж // Системи озброєння і військова техніка. – 2013. – № 2. – С. 93–98.

7. Методы аэродинамических исследований в полёте: справочная библиотека авиационного инженера-испытателя [Текст] / А. Д. Миронов, А. Н. Замятин, А. В. Роднов, А. А. Королёв, М. Г. Фомин. – М. : Машиностроение, 1985. – 108 с.

8. Zamyatin, A. N. Full scale studies of structure inatmospheric boundary layer [Text] / A. N. Zamyatin, V. C. Gratchov // 14-th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. ICAS Proceedings. – 1984. – Vol. 2. Toulouse, France. – P. 1235 – 1240.

9. Организация воздушного движения. Правила аэронавигационного обслуживания (PANS-ATM). ICAO Doc 4444 ATM/501 [Электронный ресурс] / Aviadocs : сайт. – 15-е издание. – 2007. – 470 с. – Режим доступа: http://www.aviadocs.net/icaodocs/Docs/4444_cons_ru.pdf. – 15.10.2014.

10. Про затвердження Правил ешелонування під час обслуговування повітряного руху [Електронний ресурс] : наказ Міністерства транспорту та зв'язку України від 29 вересня 2010 р. № 714. – Режим доступа: http://search.ligazakon.ua/l_doc2.nsf/link1/RE18340.html. – 15.10.2014.

11. Волков, К. Н. Моделирование крупных вихрей в расчетах турбулентных течений [Текст] / К. Н. Волков. – М. : ФИЗМАТЛИТ, 2008. – 368 с.

12. Белов, И. А. Моделирование турбулентных течений [Текст] : учебное пособие / И. А. Белов, С. А. Исаев. – СПб. : Балт. гос. техн. ун-т, 2001. – 108 с.

13. Белоцерковский, О. М. Метод крупных частиц в газовой динамике [Текст] / О. М. Белоцерковский, Ю. М. Давыдов. – М. : Наука, 1982. – 391 с.

14. Гиневский, А. С. Вихревые следы самолетов [Текст] / А. С. Гиневский, А. И. Желанников. – М. : Физматлит, 2008. – 172 с.

15. Сохацький, А. В. Математичне моделювання аеродинаміки літального апарата типу "несуче крило" [Текст] / А. В. Сохацький // Вісник Академії митної служби України. Сер. : Технічна наука. – 2012. – Т. № 1. – С. 122–132.

16. Spalart, P. R. Strategies for turbulence modeling and simulation [Текст] / P. R. Spalart // International Journal of Heat and Fluid Flow. – 2000. – V. 21, No. 3. – P. 252–263.

Поступила в редакцію 15.10.014, рассмотрена на редколлегии 18.11.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. Аеронавігаційних систем С. В. Павлова, Інститут аеронавігації Національного авіаційного університету, м. Київ, Україна

АНАЛИЗ МЕТОДОВ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ СПУТНОГО СЛЕДА ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

В. И. Чепиженко, Р. Э. Лукианчук

Приведены результаты исследований и систематизации видов математического моделирования спутного следа воздушных судов, а также проведен анализ установленных правил и методов предотвращения попадания в спутный след. Систематизация и обобщение исследований в области спутного следа позволили выделить основные преимущества и недостатки видов моделирования спутного следа, определить модель опасных зон спутного следа, формируемого за воздушным судном, и следовательно учитывать эти опасные зоны при решении конфликтных ситуаций и опасных явлений, таких как сближение или попадание в спутный след.

Ключевые слова: безопасность полетов, ИКАО, минимумы эшелонирования, множественный конфликт, пропуская способность, спутный след.

ANALYS OF MATHEMATICAL WAKE TURBULENCE MODELLING METHODS

V. I. Chepizhenko, R. E. Lukiianchuk

This article provides the results of research and systematization of various mathematical wake turbulence modelling methods as well as the analysis of established rules and procedures concerning the prevention of falling into the wake vortex. Systematization and generalization of research in this field gives an opportunity to identify the main advantages and disadvantages of the wake turbulence modeling methods, and to determine the model of dangerous areas within wake vortex and furthermore to consider these dangerous areas in the solution of conflicts and hazardous situations such as air proximity orienting in the wake vortex.

Key words: capacity, flight safety, modeling of wake, ICAO, polyconflict, separation minima, wake turbulence.

Чепиженко Валерій Іванович – д-р техн. наук, проф., директор інституту аеронавігації Національного авіаційного університету, м. Київ, Україна.

Лукианчук Роман Едуардович – аспірант кафедри аеронавігації Національного авіаційного університету, м. Київ, Україна, e-mail: ukracd@avia.gov.ua.