

УДК 533.6.08 : 532.527

DOI: 10.15587/1729-4061.2018.121962

## Дослідження способу керування структурою течії у вихрових камерах криловими вихорогенераторами

В. М. Турик, В. О. Кочін, М. В. Кочіна

*Досліджено новий спосіб керування енергоємними когерентними вихровими структурами (ЕКВС), які визначають процеси масо- і теплопереносу у вихрових камерах. Він полягає в раціональній організації напрямлених керувальних дій на ЕКВС системою неперервних упорядкованих вихрових шнурів від мініатюрного крила малого видовження, яке встановлене у проточному тракці впускного сопла камери. Запропоновано теоретико-експериментальне обґрунтування досліджуваного способу на основі принципу взаємної сприйнятливості вихрових структур*

*Ключові слова: когерентні вихрові структури, керування структурою течії, вихрова камера, криловий вихорогенератор, взаємна сприйнятливість вихорів*

### 1. Вступ

Раціональна організація процесів переносу маси, імпульсу та енергії в потоках рідин і газів технологічних, енергетичних і транспортних установок є однією з центральних проблем підвищення ефективності. З метою інтенсифікації або, навпаки, стабілізації та блокування тепломасообмінних, фізико-хімічних, електрофізичних процесів часто застосовується локальна або глобальна закрутка потоків. Однак дія відцентрових сил та осьових градієнтів тиску в зсувних потоках вихрових камер (ВК) спричиняє формування когерентних вихрових структур (КВС) різної топології та далеко не завжди очевидні особливості гідроаеродинамічних і теплообмінних процесів. Механізми формування, еволюції та взаємодії таких структур в обмежених закручених потоках вивчені поки що недостатньо. Тим не менш, виникнення КВС в закручених потоках є типовим для робочих процесів в багатьох машинах і апаратах. Це двигуни внутрішнього згоряння, МГД-генератори, газотурбіни і ракетні двигуни, топки, плазмотрони, циклони, ядерні енергоустановки тощо.

Традиційні методи керування потоками в практиці проектування апаратів вихрового типу зорієнтовані головно на зміну загальної картини течії. Як правило, це досягається варіюванням геометричних параметрів елементів конструкцій апаратів та підбором режимних характеристик на макрорівні. При таких інтегральних методах керування досягання певних переваг в ефективності тепломасообміну найчастіше здійснюється за рахунок зростання аерогідродинамічного опору системи. На сьогодні відомо, що найбільш істотний внесок в турбулентну дифузію та перемішування робочих середовищ дають енергоємні складові течії. Таким чином, в обмежених потоках із закруткою визначальна роль в процесах переносу маси, імпульсу й теплоти належить низькочастотним

складовим пульсаційного руху саме в енергоємних когерентних вихрових структурах (ЕКВС). Загальноприйнятих методик щодо принципів керування ЕКВС, зокрема на мікрорівні, дотепер не існує. Тому при вирішенні загальної проблеми подальшого підвищення економічності й надійності машин і апаратів вихрового типу розробка новітніх методів керування зазначеними ЕКВС у ВК з мінімальними енергетичними та матеріальними затратами є актуальним завданням.

## **2. Аналіз відомих досліджень та постановка проблеми**

Відомо, що при русі як ламінарних, так і турбулентних потоків вздовж кривини угнутих поверхонь має місце в'язка нестійкість пристінної течії в полях відцентрових сил. Це призводить до утворення упорядкованих вихорів типу Тейлора, Людвіга, Гьортлера, Діна та різновидів. Викликана ними неоднорідність структури течії в усередненому і пульсаційному рухах спричиняє суттєві зміни характеристик переносу та гідроаеродинамічного опору систем. Вивченню зазначених особливостей робочих процесів присвячено значну кількість теоретичних та експериментальних робіт щодо різних сфер застосування закручених потоків [1–13].

В роботі [1] досліджено складну структуру рідинних потоків із дисперсними домішками в полі відцентрових сил поблизу проникної циліндричної поверхні в ротаційному фільтрі. Вибір оптимального співвідношення чисел Рейнольдса в радіальному та коловому напрямках течії має забезпечити покращення якості очистки. В кінцевому рахунку керування процесом очищення досягається шляхом зміни конструктивних та режимних параметрів установки: варіюванням розмірів та форм отворів в роторному елементі, частотою його обертання, величиною зазору проточної частини апарата. Робота [2] присвячена дослідженню закручених потоків в топкових пристроях з метою підвищення ефективності вихрових технологій спалювання палив та контролю їх екологічних показників. Вивчення внутрішньої аеродинаміки вихрової топки в залежності від розташування пальникових струменів здійснюється для запобігання прецесії вихрового ядра та збурення потужних термоакустичних коливань. Але автори стверджують, що переваги та недоліки кожної конструкції в контексті досліджуваних процесів можна виявити лише на стадії повномасштабних випробувань або дослідно-промислової експлуатації.

Дослідженню закручених потоків та керуванню ними приділяється велика увага при проектуванні турбін та компресорів [3–5]. Відомо, що відрив потоку на робочих та статорних лопатках призводить до появи об'ємних пульсацій потоку та різкого зниження коефіцієнта корисної дії турбомашини. Робота [3] є однією з типових для напрямку досліджень методів керування нестационарним зривом на турбінних лопатках застосуванням струминних осциляторів. Поки що залишається відкритим питання забезпечення високої надійності роботи таких засобів керування на реальних установках. Висока економічність газотурбінних установок залежить, у першу чергу, від температури газу. Розробці нових високоефективних систем охолодження турбінних лопаток присвячено роботу [4]. Для керування процесом плівкового охолодження вхідних кромок ло-

патки пропонується подача охолоджувача через ряди циліндричних отворів в напівсферичних заглибленнях та траншеях. Ці геометричні неоднорідності є своєрідними вихорогенераторами для інтенсифікації процесу теплообміну. Отримані інтегральні показники свідчать про покращення температурних умов роботи лопатки, проте технологія виготовлення лопатки ускладнюється. Робота [5] охоплює більш широке коло застосування вихрових ефектів. Крім зазначеного напрямку, автори розвивають ідею застосування закрутки потоків для завісного охолодження плазмотронів з вихровою стабілізацією дуги, вихрових пальників, камер згоряння тощо. Експериментальні дані на інтегральному рівні обіцяють певне покращення ефективності робочих процесів таких апаратів.

В роботі [6] представлені результати вивчення КВС та їхнього внеску в покращення змішування потоків рідин з низьким та високим рівнем імпульсів для посилення теплової конвекції. Показано, що теплообмін біля стінки значною мірою залежить від великомасштабних турбулентних структур при високих числах Рейнольдса. Іntenсифікація теплообміну досягається створенням КВС в каналах з вмонтованими поздовжніми вихорогенераторами. Незважаючи на простоту геометричних форм, вирішення задач обчислення, прогнозування зон зворотних течій та ідентифікації КВС за вихровими генераторами складає серйозну проблему на стадії теоретико-чисельної реалізації. Роботу [7] присвячено дослідженню впливу вихорогенераторів на підвищення теплової продуктивності трубчастого теплообмінника. Вихорогенератори у вигляді різних крильця було розміщено в зоні потоку повітря в достатньо широкому діапазоні чисел Рейнольдса  $Re=5300\div 24000$ . Однак результат порівняння з гладкими трубами показує, що при зростанні числа Нуссельта застосування вихорогенераторів призводить до підвищення гідравлічних втрат напору.

Робота [8] узагальнює досвід авторів в галузі досліджень КВС щодо зовнішньої задачі гідромеханіки. Було систематизовано 12 основних видів КВС, які виникають в примежових шарах при обтіканні реальних тіл, а також методи керування цими КВС. Виявлено, що в примежовому шарі всі енергетичні обміни обумовлені особливостями та взаємодією окремих характерних видів КВС. Один з важливіших висновків цієї роботи полягає в наступному. Для оптимального керування закономірностями обтікання тіла необхідно здійснювати вплив не на весь примежовий шар, а на малу область формування ядра КВС, а також на зону основного обміну енергією. При цьому рівень інтенсивності керувальної дії на КВС в примежовому шарі може бути на порядок меншим порівняно з характеристиками усього примежового шару. Відповідно, для забезпечення керування можна витратити на порядок менше енергії, ніж цього потребують традиційні методи керування. В цьому полягає принцип взаємної сприйнятливості вихровими утвореннями примежового шару різноманітних керувальних збурень. Принцип дає інструмент керування процесом ламінарно-турбулентного переходу в примежових шарах. Ідеї цієї роботи отримали розвиток в статті [9] щодо керування примежовим шаром на крилі RSG-36 за допомогою генераторів вихорів, встановлених на його обтічній поверхні. Визначено геометричні параметри генераторів вихорів, при яких тривимірні збурення від них справляють найбільший вплив на аеродинамічні характеристики указаної моделі крила.

В роботі [10] експериментально досліджено складні ефекти при формуванні обтікання крил літального апарата (ЛА) з установленими на них генераторами вихорів. Виявлено взаємовплив поздовжніх вихрових структур, породжених генераторами вихрів, і поперечної вихрової структури, що утворюється в результаті обтікання крила нестационарним потоком. Доведено, що використання генераторів вихорів поліпшує злітно-посадочні характеристики ЛА та дозволяє використовувати крила більшої товщини з більшим паливним об'ємом. Збільшення критичних кутів атаки позитивно впливає на безпеку польотів ЛА.

В роботі [11] виявлено та детально проаналізовано характерні типи регулярних КВС у різних ділянках вихрових камер з розвиненою тупиковою частиною, яку пропонується використовувати в якості додаткового, вихорогенератора. До них віднесено наступні. В сопловій області це пари вихорів у кутових зонах вхідного сопла, пари поперечних вихорів у відривній зоні течії за соплом і розбіжні вихори типу Гьортлера-Людвіга на увігнутій стінці циліндричної верхньої камери. В тупиковій області це квазітейлорівські вихори, спіралеподібні ЕКВС типу «вуса», які розходяться у тупикову та активну частини камери, та приосьовий торнадоподібний квазітвердотільний вихор. Деталізація вихрових складових загального потоку в камері відкрила перспективу розробки більш раціональних способів керування КВС, а отже, процесами масо- й теплопереносу в апаратах вихрового типу. Експериментальне доведення такої можливості на основі узагальненого принципу взаємної сприйнятливості вихрових утворень дається в роботах [12, 13]. Енергетично незначні керувальні збурення вхідного потоку до ВК від малих заглиблень у впускному соплі камери збільшують спектральну щільність потужності пульсацій швидкості на найбільш енергоємних частотах приблизно у  $2 \div 11$  разів. В дослідженнях виявлено явище «зворотного розпаду вихорів», тобто «перекачування» енергетичної щільності від дрібномасштабних до найбільш великомасштабних вихрових складових ЕКВС.

Огляд відомих досліджень засвідчує наступне. Переважна більшість робіт присвячена достатньо наблизеним оцінкам характеристик закручених потоків щодо зовнішньої задачі аерогідромеханіки. В основу теоретико-чисельних робіт покладено існуючі моделі турбулентних течій, а експериментальних – дослідження картин течії, головним чином, на макрорівні. В результаті пропонуються графіки розподілу усереднених параметрів потоку або сукупності умовних векторів, траєкторій течії, які дуже схематично вказують напрямок руху частинок рідини (газу). Застосування таких методів обмежене конкретними конструкціями та далеко не завжди адекватними результатами комп'ютерного моделювання зсувної турбулентної течії. Відповідним чином, на макрорівні розглядається проблема організації процесів переносу в робочих середовищах у внутрішніх течіях в каналах та камерах. Побудова більш ускладнених моделей турбулентності на основі існуючих підходів не розв'язує низки принципів проблем. Не враховуючи відомих обчислювальних труднощів, одна з головних полягає в наступному. В турбулентних течіях із зсувом статистична сукупність вихорів, які формують актуальні значення параметрів, не є взаємно незалежною сукупністю, чого потребує центральна гранична теорема Ляпунова. З іншого боку, наявні детерміновані механізми взаємодії складових турбулентних течій.

Турбулентна течія (як і ламінарна в ряді випадків), особливо в полі відцентрових сил, супроводжується рухом упорядкованих вихорів, у тому числі найбільш енергетично «заряджених». Через своєрідний дуалізм природи аерогідродинамічних процесів в потоках різномасштабної вихрової структури традиційно пропоновані засоби інтегрального керування турбулентним переносом не можна вважати достатніми. Найбільш перспективним напрямком пошуку ефективних засобів керування структурою течії видається напрямок розвитку методу «тонких» впливів на ЕКВС на стадії їх формування. Мета впливів – забезпечити покращення процесу змішування потоків у ВК.

Розробці цього методу керування ЕКВС у вихрових камерах на підставі узагальненого принципу взаємної сприйнятливості вихрових утворень присвячено дану роботу.

### **3. Мета та задачі дослідження**

Мета роботи полягає в теоретико-експериментальній перевірці ефективності методу керування спіралеподібною ЕКВС у ВК за допомогою кінцевих вихрових систем, генерованих нерухомими крилами, що вмонтовані у впускному соплі камери. Ставиться задача спрямовано та з мінімальними втратами енергії забезпечити «тонкий» вплив на ЕКВС та характеристики змішування потоків у ВК.

Для досягнення зазначеної мети були поставлені такі завдання:

- розробити аргументовану методику застосування нерухомих крил в соплі вихрової камери та вивести критерій їх ефективності для керувальних дій;
- здійснити обґрунтований вибір геометричних та аеродинамічних параметрів крил даного призначення;
- дослідити особливості формування керувальних вихрових джгутів за умов обмеженості проточного тракту вхідного сопла камери;
- проаналізувати реакцію ЕКВС в активній зоні камери на керувальні дії соплового вихорогенератора.

### **4. Методика та технічні засоби проведення дослідження**

Методика виконання роботи включала наступні етапи:

- візуалізація течії у вхідному соплі ВК при установці в ньому трьох типів крилових елементів малого видовження ( $1 \leq \lambda \leq 3$ );
- теоретична оцінка ефективності крила як вихорогенератора у вхідному соплі ВК;
- теоретико-експериментальне узгодження параметрів керувальних вихорів з керованою ЕКВС в камері;
- експериментальна перевірка ефективності впливу керувальних дій соплового вихорогенератора на інтегральну характеристику ЕКВС у вихідному перерізі ВК.

Установка крилового елемента у впускному тракті пристрою може спричинити деяке зростання його аеродинамічного опору ВК. Утворення за крилом нестійкої вихрової системи у супутньому сліді не може розглядатися як фактор керування течією. Для компенсації впливу цього фактору на аеродинамічний

опір обрано відносно тонкі крила малого видовження з гідравлічно гладкою поверхнею. Кінцеві вихрові системи за крилом спричиняють індуктивний опір [14], який в авіації традиційно послаблюють різними засобами. Але в даному випадку для керування ЕКВС передбачено використання саме вихрових шнурів. Згідно з узагальненим принципом взаємної сприйнятливості вихрових структур, характеристики вихрових шнурів мають бути сумірними або з характеристиками вихорів Гьортлера-Людвіга в присопловій зоні ВК, або безпосередньо з характеристиками ЕКВС [11].

Досліди здійснено на аеродинамічному стенді «Вихрова камера» для дослідження внутрішніх вихрових течій. Стенд складається з експериментальної установки з прозорою робочою ділянкою у вигляді ВК внутрішнім діаметром  $d_0=0,102$  м та загальною довжиною  $L_0=0,635$  м з одиночним соплом. Сопло має тангенціальний по відношенню до порожнини камери проточний тракт прямокутного перерізу  $0,02 \times 0,04$  м<sup>2</sup> зі скругленнями по кутах. До вимірювального комплексу стенду входить апаратура термоанемометрування фірми "DISA Elektronik", Данія, з однопроводним дротяним датчиком і стандартні прилади контролю витрати та тиску з набором пневмометричних насадків. Апаратура термоанемометрування з'єднана з аналого-цифровим перетворювачем L-264 фірми "L-Card", Росія, що встановлений у вигляді плати розширення до IBM-сумісного комп'ютера. Також стенд укомплектований засобами візуалізації, кінофотореєстрування течії та координатними пристроями. Обробка вимірювальної інформації проводилась за допомогою ліцензійного програмного пакету «PowerGraph Professional», ООО «ДИСофт», Росія. Такий вимірювальний комплекс дає змогу безпосередньо вивчати вихрові структури, інтегральні та локальні характеристики турбулентної течії. Конструкція стенда та опис його елементів наведені в роботах [11–13].

Обмеженість перерізу проточного тракту вхідного сопла ВК обумовлює зміну аеродинамічних коефіцієнтів сумірного з ним крила як вихорогенератора відносно тих значень, які відповідають його безмежному обтіканню. До того ж, при великих кутах атаки можлива наявність екранного ефекту від стінки сопла, який суттєво впливає на коефіцієнт підйімальної сили крила. Для мінімізації впливу обмеженості перерізу проточного тракту вхідного сопла треба застосувати методику перерахунку аеродинамічних коефіцієнтів, характерних для досліджень в галузі дозвукової авіації, введенням додаткового поправкового коефіцієнта індуктивного опору від стінок труби. Мале видовження крила-вихорогенератора також потребує коригування аеродинамічних характеристик, отриманих при традиційних продувках крил в аеродинамічних трубах.

Всі ці фактори неможливо врахувати розрахунковим шляхом, у тому числі чисельним моделюванням. Це обумовлює необхідність постановки фізичних, і перш за все, візуалізаційних експериментів для коректного вибору геометричних та аеродинамічних параметрів крил-вихорогенераторів. Необхідно переконатися, що при зазначених умовах обтікання існує стійка генерація кінцевих вихрових джгутів, що сходять з крил, які мають виконувати функцію керувальних вихорів. Також важливо оцінити топологію з точки зору спроможності виконання певних вимог концепції взаємної сприйнятливості вихрових структур

для керування ними у порожнині ВК. Тільки на підставі отриманих результатів дослідів може бути з'ясована перспектива їх використання в контексті сформульованої задачі управління когерентними вихровими структурами в ВК.

#### 4. 1. Візуалізація течії у вхідному соплі вихрової камери

Візуалізація течії необхідна для визначення діапазону безвідривних додатних та від'ємних кутів атаки крил при зберіганні найбільш прийнятних умов стійкої генерації керувальних вихорів за умов обмеженості проточного тракту вхідного сопла. Досліджувався характер обтікання двох крил прямокутної форми в плані з хордою 0,02 м та крила трикутної форми з висотою та основою по 0,02 м. Коректність постановки експерименту потребує забезпечення плавності течії та рівномірності розподілу швидкості й тиску повітряного потоку на вході до сопла. Для цього було здійснено підключенням до нього насадка з внутрішнім профілем у вигляді лемніскати Я. Бернуллі.

Для вивчення особливостей формування керувальних вихрових джгутів було здійснено візуалізацію течії методом шовковинок. Це традиційний метод, який широко використовуються в експериментальній аеродинаміці. З огляду на розміри досліджуваних крил і сопла було використано шовкові нитки діаметром  $0,2 \cdot 10^{-3}$  м. Для визначення меж безвідривного обтікання крила легкі та відбиваючі світло шовкові нитки довжиною приблизно дві хорди крила приклеювалися в передній критичній точці середини хорди крил. За характером руху шовковинки («прилипання» до поверхні крила) робився висновок про траєкторії лінії току і, відповідно, про безвідривне або відривне обтікання крил. Для визначення наявності кінцевих вихорів крила шовковинки довжиною приблизно одна хорда крила приклеювалися до торцевих поверхонь крила в районі задньої критичної точки. При обтіканні тіла волокна орієнтуються в потоці за напрямом вектора швидкості. Вертикальні і горизонтальні проекції зміщення кожної нитки є відображенням кутів бічного зносу потоку. За наявності кінцевих вихорів кожна точка шовковинки здійснює обертовий рух, а вся шовковинка у цілому описує при обертанні конічну поверхню.

В експериментах проводилася відео- та фотозйомка при спеціальному освітленні з подальшою комп'ютерною обробкою отриманих матеріалів. Деякі особливості обтікання крил з нульовим, докритичними (безвідривними) і надкритичними (відривними) кутами атаки в соплі вихрової камери наведені на рис. 1. Діапазон кутів атаки складав  $-14^\circ \leq \alpha \leq 14^\circ$  при швидкості повітряного потоку, що набігає на крила,  $v_\infty = 50,6$  м/с і відповідному значенні числа Рейнольдса за еквівалентним діаметром сопла  $Re = 93760$ . Аргументація застосування крила профілю з двосторонньою опуклістю типу MB253515 буде наведена нижче.

Експерименти підтвердили наявність стійких кінцевих вихорів на крилах-вихорогенераторах досліджуваних типів, які працюють у проточному тракту впускного сопла камери. Швидкісна відеозйомка з частотою до 1200 кадрів за секунду показала, що шовковинки на кожній з бічних поверхонь крила мають протилежні напрямки обертання. При зміні знаку кута атаки крил напрямки обертання шовковинок змінюються на протилежні. При нульових кутах атаки крил обертання шовковинок не спостерігається. Шовковинка, закріплена на се-

редині крила, практично поблизу його передньої кромки, показувала наявність або відсутність відриву примежового шару на крилах при варіюванні кутів атаки. Дослідження показали, що характерні кути атаки крил малого видовження в соплі ВК (нульові і максимальні безвідривні) відрізняються від аналогічних характерних кутів атаки тих саме крил у вільному потоці. Це пояснюється впливом стінок сопла і екранним ефектом. Результати вимірювань зведені в табл. 1 і використані при подальшому проведенні термоанемометричних досліджень.

Візуалізація супроводжувалася фотографуванням методом серійної фотозйомки цифровими фотокамерами NIKON 1 V1 з об'єктивом 1NIKKOR 18,5 mm F/1,8 та SONY DSC-RX100M5. Частота фотозйомки була 5 кадрів за секунду для фотокамери NIKON 1 V1 та 24 кадри за секунду для камери SONY DSC-RX100M5. Розміри кадрів склали 3840×2160 пікселів для фотокамери NIKON 1 V1 та 5472×3638 пікселів для фотокамери SONY DSC-RX100M5.

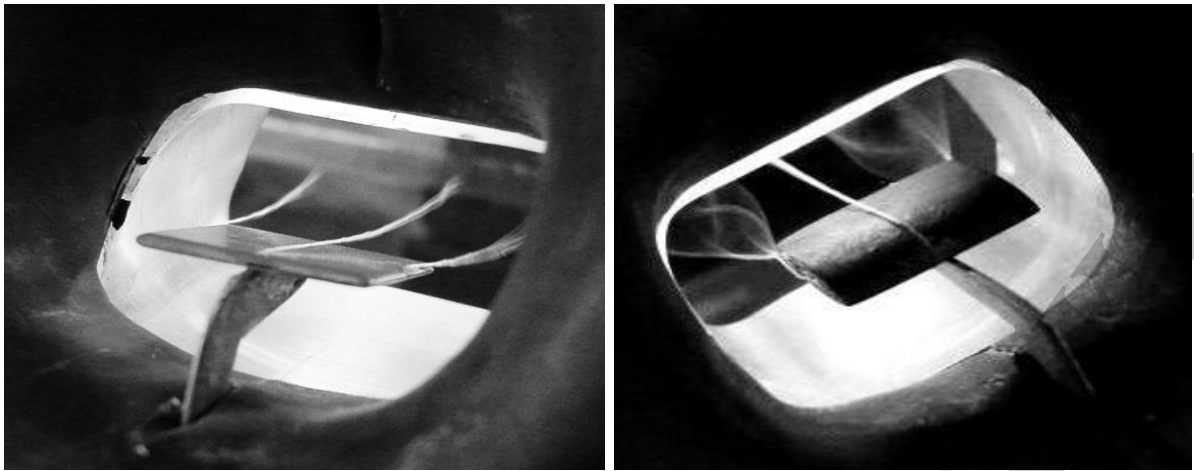
Витримка кожного кадру становила 1/100...1/200 секунди. Для визначення напрямку і частоти обертання кінцевих вихорів проводилася швидкісна відеозйомка цифровою фотокамерою SONY DSC-RX100M5 з частотою 1000 кадрів за секунду з витримкою кожного кадру 1/10000 секунди. Розмір кожного кадру становив 1244×420 пікселів. Далі здійснювалася розкадровка відеофрагменту за допомогою комп'ютерної програми VirtualDub ver.1.5.4. Частота обертання кінцевих вихорів відповідає частоті обертання шовковинок. Її величина визначалася за кількістю кадрів відеоряду при одному оберті шовковинок. Дані представлені в табл. 2 для трьох типів вихорогенераторів.

Таблиця 1

Залежність характеру обтікання крил в соплі від кутів атаки

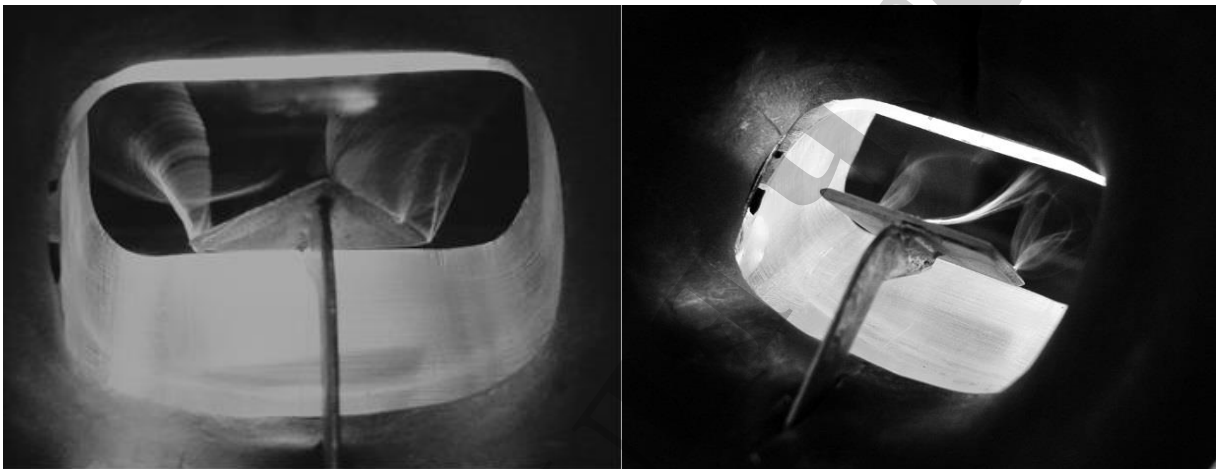
Тип крила	Характер обтікання крила	Кут атаки, град.
Прямокутне (профіль – плоска пластина)	Безвідривний	5
	Відривний	>12
	Відривний	<-6
Трикутне (профіль – плоска пластина)	Безвідривний	3
	Відривний	>13
	Відривний	<-8
Прямокутне (профіль – MB253515)	Безвідривний	8
	Відривний	>14
	Відривний	<-6





*a*

*б*



*в*

*г*

Рис. 1. Приклади картин визуалізації течії при кутах атаки крил: *a* – нульовому (плоска пластина), *б* – максимальному безвідривному (профіль МВ253515), *в* – максимальному безвідривному (трикутне крило), *г* – відривному (пластина)

З наведених в табл. 1 даних випливає, що максимальні за модулем безвідривні кути атаки крил в соплі ВК складають  $\alpha_{\max}=14^{\circ}$  та  $\alpha_{\min}=-6^{\circ}$ .

Таблиця 2

Частота обертання кінцевих вихорів при  $\alpha_{\max}>0$

Профіль крила	Середня частота обертання кінцевих вихорів $n$ , 1/с	
	$Re=55000$	$Re=95000$
МВ253515	189	259
Плоска пластина	176	236

Дані табл. 2 конкретизують наочне уявлення про фізичний процес зародження кінцевих вихорів в обмеженому просторі сопла. Величини частот обертання кінцевих вихорів в зонах формування необхідні для можливості розрахунку поперечних розмірів вихрових шнурів.

## 4. 2. Методика оцінки ефективності крила-вихорогенератора

Виведення характеристики корисного використання індуктивного опору крила-вихорогенератора та аналіз основних факторів впливу на неї доцільно провести двома етапами.

*Безмежне обтікання крила.*

Як відомо [14, 15], повна аерогідродинамічна потужність крила (кількість енергії, що відбирається крилом від потоку рідини за одиницю часу) дорівнює

$$N_R = R \cdot v_\infty,$$

де  $R$  – повний опір крила в потоці;  $v_\infty$  – швидкість потоку, що набігає на крило.

Повний опір крила в потоці

$$R = \sqrt{c_x^2 + c_y^2} \frac{\rho v_\infty^2}{2} S,$$

де  $\rho$  – густина середовища;  $S$  – площа крила в плані;  $c_y$  – коефіцієнт підйимальної сили крила у швидкісній (поточній) системі координат;  $c_x$  – коефіцієнт повного опору крила у швидкісній системі координат, який при дозвуковому обтіканні без урахування впливу твердих меж дорівнює сумі коефіцієнтів профільного та індуктивного опорів відповідно:  $c_x = c_x^{\text{np}} + c_{xi}$ , причому коефіцієнт профільного опору складається з коефіцієнтів опору тиску  $c_x^p$  та опору тертя  $c_x^f$ .

В контексті даної роботи затрати енергії потоку на утворення та підтримку кінцевих вихрових шнурів за одиницю часу можна вважати корисною потужністю крила як вихорогенератора. Її можна виразити через індуктивний опір крила  $R_i$  таким чином:  $N_i = R_i \cdot v_\infty$ , де

$$R_i = c_{xi} \frac{\rho v_\infty^2}{2} S.$$

Ефективність використання крила-вихорогенератора можна оцінити коефіцієнтом  $\eta$ , що дорівнює відношенню витраченої на утворення та підтримку вихрових шнурів потужності до повної аеродинамічної потужності крила

$$\eta = \frac{N_i}{N_R} = \frac{c_{xi}}{\sqrt{c_x^2 + c_y^2}}. \quad (1)$$

Для крил скінченного видовження коефіцієнт індуктивного опору дорівнює

$$c_{xi} = \frac{c_y^2}{\pi \lambda}, \quad (2)$$

де  $\lambda$  – видовження крила.

Перетворення виразу (1) з урахуванням (2) дає

$$\eta = \frac{c_y^2}{\pi \lambda \sqrt{c_x^2 + c_y^2}} = \frac{1}{\pi \lambda} \sqrt{\frac{K_\infty^2}{1 + K_\infty^2}} c_y,$$

де  $K_\infty = \frac{c_y}{c_x}$  – аерогідродинамічна якість крила в безмежному потоці.

Для крил малого видовження коефіцієнт індуктивного опору зростає в два рази [14, 15]

$$c_{xi} = \frac{2c_y^2}{\pi \lambda}.$$

Тому коефіцієнт ефективності використання крила в якості вихорогенератора становитиме

$$\eta = \frac{2}{\pi \lambda} \sqrt{\frac{K_\infty^2}{1 + K_\infty^2}} c_y. \quad (3)$$

Дослідження отриманої функції (3) дозволяє зробити такі висновки:

1. Визначний вплив на величину коефіцієнта ефективності використання крила  $\eta$  має видовження крила  $\lambda$ .

2. Найбільш раціональним є застосування в якості вихорогенератора крил малого видовження.

3. Коефіцієнт підйимальної сили  $c_y$  також істотно впливає на критерій ефективності  $\eta$ . Але для більшості прямокутних крил він обмежений величиною  $c_y^{\max} \leq 1,6$ .

4. Аерогідродинамічна якість крила  $K_\infty$  виявляє незначний вплив на коефіцієнт ефективності  $\eta$ . Зростання функції (3) обмежене тим, що величина  $\sqrt{\frac{K_\infty^2}{1 + K_\infty^2}} \rightarrow 1$  при  $K_\infty \rightarrow \infty$ . Так, вже при  $K_\infty = 3$  величина  $\sqrt{\frac{K_\infty^2}{1 + K_\infty^2}} \approx 0,95$ , тобто близька до 1.

Це дозволяє застосовувати як вихорогенератори крила з незначною аеродинамічною якістю.

*Обтікання крила в обмежених умовах.*

Для врахування ефекту близькості границь («тунельного ефекту») застосуємо методику перерахунку коефіцієнтів, характерну для досліджень в галузі дозвукової авіації: вплив обмежуючих стінок аеродинамічних труб (у нашому випадку — стінок проточного тракту вхідного сопла) можна враховувати уведенням додаткового поправкового коефіцієнта індуктивного опору від «тунельного ефекту»  $c_{xi}^T$ . Тоді реальний коефіцієнт опору крила дорівнює  $c_{xi}^T = c_x + c_{xi}^T$ . Величина  $c_{xi}^T$  розраховується за формулою

$$c_{xi}^T = -\varepsilon \frac{S}{F} c_y^2,$$

де  $F$  – площа поперечного перерізу проточного тракту вхідного сопла;  $\varepsilon$  – коефіцієнт, що залежить від форми прохідного перерізу сопла. Знак « $\rightarrow$ » означає занижений опір порівняно з реальним («тунель» сопла як аналог обмежуючих

пластинчастих дисків на торцевих краях крила, які запобігають перетокам та індуктивному опору при продувках профілів в аеродинамічних трубах). Аналіз літературних джерел з даними численних експериментів в аеродинамічних трубах [15–18] підтверджує правильність урахування наведених поправок, що дозволяє достатньо точно визначити вплив границь потоку на крило при різних можливих формах поперечного перерізу вхідного сопла ВК.

В теорії і практиці аеродинамічного експерименту добре відома особливість досліджень в замкнених аеродинамічних трубах. Так, для труб круглого перерізу за теоретичними розрахунками Тіт'енса [15], що перевірені експериментально, коефіцієнт форми  $\varepsilon=1/8$ . Для труб прямокутного перерізу, згідно з Глауертом [16], коефіцієнт форми є функцією виду  $\varepsilon=f(H_T/D_T)$ , де  $H_T$ ,  $D_T$  – відповідно висота та ширина перерізу труби. Для замкнених та відкритих труб еліптичного перерізу робочої частини при розмаху крил не більше 0,75 ширини потоку поправковий коефіцієнт  $\varepsilon$  не перевищує 0,20...0,22. У досліджуваному випадку найбільш раціональним є не стільки урахування впливу стінок сопла, скільки створення таких умов обтікання крил у ньому, за яких цей вплив може бути мінімізованим аж до нехтування ним. Оцінки показують, що така умова настає при співвідношенні  $S/F \leq 1/5$ . Тоді при будь-якому теоретично можливому значенні коефіцієнта  $\varepsilon$  коефіцієнт індуктивного опору від стінок проточного тракту  $c_{xi}^T$  не перевищуватиме за модулем величини 0,04. При виборі геометрії крила з  $c_y^{\max} \geq 1,0$  вплив обмеженості потоку буде складати не більше 4 %, чим можна знехтувати.

Визначимо коефіцієнт ефективності крила малого видовження як вихорогенератора для випадку обтікання обмеженим потоком. З урахуванням виразу для коефіцієнта  $c_{xi}^T$ , а також того, що реальна аеродинамічна якість тепер складатиме

$$K = \frac{c_y}{c_x + c_{xi}^T},$$

перетворимо формулу для коефіцієнта ефективності при  $K_\infty \rightarrow K$  до вигляду

$$\eta = \frac{2c_y}{\pi\lambda\sqrt{1+\frac{1}{K^2}}} = \frac{2c_y}{\pi\lambda\sqrt{1+\left(\frac{1}{K_\infty} - \varepsilon\frac{S}{F}c_y\right)^2}}, \quad (4)$$

де  $1/K_\infty$  – обернена аеродинамічна якість крила в безмежному потоці (величини  $K_\infty$  беруться з відомих атласів крилових профілів).

На підставі розрахунків по формулі (4) було здійснено пошук оптимального профілю крила з відомих атласів крилових профілів. Однак досліджуваний діапазон чисел Рейнольдса відрізняється від типових для авіації величин  $Re=10^6 \div 10^7$ . Тому було залучено найбільш сучасні дані продувок крил [19, 20], що використовуються в авіамоделюванні при проектуванні планерів, безпілотних апаратів малих розмірів, малих повітряних турбін тощо. Орієнтувалися на

бажані максимальні значення коефіцієнта підйимальної сили  $c_y$ , який істотно впливає на коефіцієнт індуктивного опору крила та критерій ефективності  $\eta$ . Найбільш прийнятним для даних цілей виявився ряд аеродинамічних профілів, параметри яких в діапазоні чисел Рейнольдса  $Re=40000\div 100000$  наведені в табл. 3. В результаті, з урахуванням технологічності виготовлення крила, в якості базового досліджуваного об'єкта було обрано крило з профілем типу MB253515 прямокутної форми в плані розмірами  $0,02\times 0,02$  м<sup>2</sup>. Однак в ряді випадків для порівняння картин візуалізації та параметрів обтікання були проведені продувки також крилових елементів вихорогенератора у вигляді прямокутної плоскої пластини аналогічних розмірів, а також трикутного крила з розмахом та висотою по  $0,02$  м.

Таблиця 3

Параметри аеродинамічних профілів та розрахований коефіцієнт ефективності

№	Вид профілю	$\bar{c}$ , %	$\bar{j}$ , %	$c_y^{\max}$	$c_x(c_y^{\max})$	$\alpha(c_y^{\max})$	$k(c_y^{\max})$	$\eta_{\max}$
1	A-18	7,26	3,84	1,133	0,0632	11,03	17,9	0,257
2	GM15	6,70	4,76	1,239	0,0292	9,92	42,2	0,281
3	Davis 3R із системою турбулізаторів	5,87	5,91	1,294	0,0700	11,75	18,5	0,294
4	AG16	7,11	1,18	1,143	0,1416	10,32	8,1	0,259
5	AG40d-02r Flap20deg крило із закритком, відхиленим на 20 градусів	8,00	2,37	1,392	0,0774	5,04	18,0	0,316
6	MB253515	14,96	2,43	1,100	0,0260	14...18	42,3	0,250
7	Пластина, прямокутник в плані ( $\lambda=2,5$ )	3,10	0	0,750	0,1500	10,00	5,0	0,191

#### 4. 3. Аеродинамічна модель крилового вихорогенератора

Згідно з теоремою М. Є. Жуковського, підйимальна сила крила нескінченного розмаху пропорційна циркуляції  $\Gamma$  швидкості за контуром, що охоплює крило. Тому по силі дії на незбурений потік крило, у першому наближенні, можна замінити нескінченно довгим вихровим шнуром із саме такою циркуляцією швидкості, як і у крила. Такий вихровий шнур, як відомо, називається приєднаним. Це найпростіша аеродинамічна модель крила.

Але обтікання крила скінченного розмаху має не плоскопаралельний характер, а просторовий, особливо поблизу його кінців. Якщо на крилі реалізується підймальна сила, то має місце перетікання повітря через кінцеві кромки до області зниженого тиску над крилом. В результаті позаду крила утворюється вихрова пелена, яка складається з так званих вільних вихорів [14, 15]. Кожна пара вільних вихорів по розмаху крила замикається на ньому відповідним приєднаним вихором із своєю інтенсивністю. Через нестійкість вихрова пелена на певній відстані від крила згортається до двох вихрових шнурів. В наближених розрахунках розглядають еквівалентну П-подібну аеродинамічну модель крила з постійною середньою циркуляцією  $\Gamma$  вздовж його розмаху: два напівнескінченні вихрові шнури, які збігаються з кінцевих кромки крила, замикаються одним приєднаним вихором (рис. 2). Оскільки циркуляція швидкості має бути постійною за довжиною всієї вихрової системи, то циркуляція навколо вільних вихорів дорівнює циркуляції навколо приєданого вихору.

Підймальна сила несучого вихору при відстані між вихровими шнурами  $l_1$  згідно з теоремою М. С. Жуковського дорівнює  $R_y = \rho_\infty v_\infty \Gamma l_1$ . З іншого боку

$$R_y = c_y \frac{\rho_\infty v_\infty^2}{2} S.$$

Із цих співвідношень випливає так зване рівняння зв'язку для будь-якого перерізу крила

$$\Gamma = \frac{1}{2} c_y \frac{S}{l_1} v_\infty. \quad (5)$$

Умова рівності індуктивних опорів П-подібної вихрової системи та реального крила вимагає, щоб відстань між вільними вихорами  $l_1$  була дещо більшою, ніж розмах крила  $l$ :  $l_1 = lk$ , де  $k > 1$ . Величина  $k$  залежить від форми крила в плані, від відносного видовження кила, але змінюється в межах  $k = 1,02 \div 1,04$  (рис. 2).

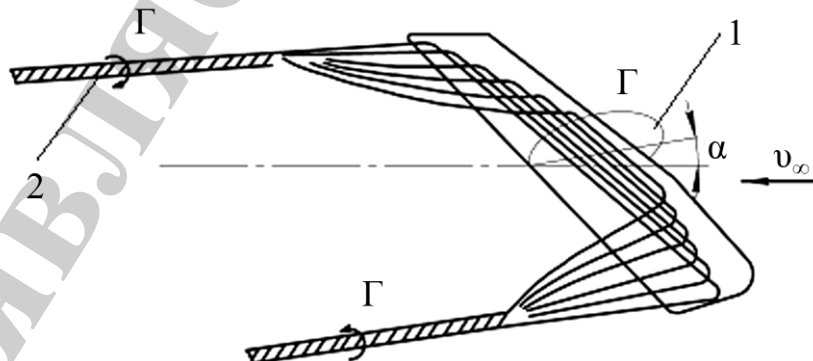


Рис. 2. Вихрова схема крила скінченного видовження:

1 – приєднаний вихор; 2 – вільні вихори

Для крил прямокутної форми в плані (тонке прямокутне крило; крило MB253515) маємо  $S=bl$ , де  $b=0,02$  м – хорда крила. Тоді на підставі (5) знаходимо:

$$\Gamma = \frac{1}{2,04} c_y v_\infty b. \quad (6)$$

Для трикутного крила:  $s = \frac{1}{2}lh$ , де  $l$  – основа,  $h$  – висота. Тоді (5) прийме вигляд:

$$\Gamma = \frac{1}{4,08} c_y v_\infty h.$$

Розглянемо прийнятну вихрову систему крила. Згідно з теоремою Стокса, циркуляція  $\Gamma$  навколо крила дорівнює потоку вихорів

$$\Gamma = \iint_{\sigma} \bar{\Omega} \cdot d\vec{\sigma}$$

через поверхню  $\sigma$ , пронизану сукупністю вихрових ниток із місцевою завихреністю  $\Omega_i$  за модулем вздовж розмаху крила. Якщо увести усереднене значення модуля завихреності

$$\bar{\Omega} = \frac{1}{\sigma} \iint_{\sigma} \Omega_i d\sigma,$$

то приходимо до рівності

$$\Gamma = \bar{\Omega} \sigma. \quad (7)$$

Але всі вихрові нитки, які спрямовані вздовж розмаху крила, входять до кінцевих вільних вихорів із завихреністю  $\bar{\omega}_b$  та площею поперечного перерізу  $\sigma_b$ . Тоді за другою кінематичною теоремою Гельмгольца маємо

$$\bar{\Omega} \sigma = \bar{\omega}_b \sigma_b.$$

Переходячи до усередненого значення кутової швидкості  $\bar{\omega}_b$  вільних вихорів відповідно до загальноприйнятої моделі локально недеформованих об'ємів газу, вираз (7) можна записати у вигляді

$$\Gamma = 2\bar{\omega}_b \sigma_b. \quad (8)$$

## 5. Результати розрахунків та інструментального дослідження

Проведемо розрахунки циркуляції швидкості  $\Gamma$  згідно з формулою (6) для крила типу MB253515 та прямокутної пластини при граничних значеннях діапазону чисел Рейнольдса  $Re=55000 \div 95000$ . Коефіцієнти підйимальної сили  $c_y^{\max}$

обираємо з табл. 3 при таких, визначених експериментально, максимальних безвідривних величинах кутів атаки за умов сопла: для крила MB253515  $\alpha(c_y^{\max})=14^\circ$ ; для пластини  $\alpha(c_y^{\max})=12^\circ$  (табл. 1). При цьому враховуємо, що коефіцієнт підйімальної сили відносно тонких профілів практично не залежить від числа  $Re$  в досить широкому діапазоні його зміни. На підставі даних табл. 2 знайдемо також відповідні значення усередненої кутової швидкості  $\bar{\omega}_b$  вільних вихорів за формулою  $\bar{\omega}_b = 2\pi n, 1/c$ . Формула (8) дає змогу розрахувати значення площ перерізу вільних вихорів  $\sigma_b$ , а отже, їх діаметрів  $d_b$ . Основні розрахункові параметри внесено до табл. 4.

Таблиця 4  
Характеристики вихрової системи крил прямокутної форми в плані

Профіль крила	$Re=55000$			$Re=95000$		
	$\Gamma, \text{м}^2/\text{с}$	$\bar{\omega}_b, 1/\text{с}$	$d_b, \text{мм}$	$\Gamma, \text{м}^2/\text{с}$	$\bar{\omega}_b, 1/\text{с}$	$d_b, \text{мм}$
MB253515	0,32	1186,92	13,14	0,56	1626,52	14,76
Пластина	0,22	1105,28	11,25	0,38	1482,00	12,76

В роботі [21] були виміряні значення діаметрів  $d_1$  і  $d_2$  двох основних вихорів, з яких складається спіралеподібна ЕКВС «вуса» у пристінній області досліджуваної нами ВК при відповідному максимальному значенні числа Рейнольда  $Re$ . На відстані 2 мм від внутрішньої стінки камери  $d_1=29,18$  мм,  $d_2=10,20$  мм; на відстані 4 мм –  $d_1=24,48$  мм,  $d_2=21,42$  мм. Середні для пристінної області значення діаметрів вихрових складових ЕКВС дорівнюють відповідно  $d_{1,c}=26,83$  мм і  $d_{2,c}=15,81$  мм. Порівняння наведених в табл. 4 величин діаметрів вільних вихрових шнурів з вище зазначеними свідчить про однакові порядки величин аж до наближеної рівності. Таким чином, виконано одну з головних вимог взаємної сприйнятливості вихрових утворень. Цей факт обумовлений спільними геометричними та кінематичними умовами формування в обмеженому просторі тракту сопла як керувальних вихрових шнурів за крилом, так і спіралеподібної ЕКВС в кутових зонах сопла.

Для оцінки ефективності керувальних впливів на ЕКВС в камері були проведені вимірювання актуальних швидкостей у вертикальному напрямку вихідного перерізу ВК, а також виділені усереднені за часом та пульсаційні складові. Це дозволило вирахувати відносні інтенсивності пульсацій за наявності крилового вихорогенератора типу MB253515 (коротко «МВ») при граничних безвідривних кутах атаки та за відсутності керувальної дії. Для прикладу надамо найбільш характерні залежності при  $Re=95\ 000$  (рис. 3, 4). На графіках наведені такі позначення:  $r^*=r/r_0$  – безрозмірний радіус ( $r_0$  – внутрішній радіус циліндричної частини ВК);  $U^*=U/W_a$ ,  $W^*=W/W_a$  – відповідно безрозмірні колова та осьова проекції усередненої місцевої швидкості ( $W_a$  – середнє за вихідним перерізом ВК значення швидкості потоку);  $\varepsilon_u = \sqrt{u'^2}/U$ ,  $\varepsilon_w = \sqrt{w'^2}/W$  – локальні відносні інтенсивності пульсацій швидкості за окремими компонентами (штрихом позначені миттєві пульсаційні складові швидкості).



Аналіз графіків показує наступне (рис. 3, 4). Колові швидкості відповідають одному напрямку обертання вихрових структур на виході з камери. Зростання величин швидкості по мірі наближення до верхньої циліндричної поверхні камери (рис. 3, *a*) свідчить про дію пристінної зони спіралеподібної ЕКВС в активній частині камери. Характерне для варіантів «без керування» та «з керуванням» зростання інтенсивності пульсацій колової швидкості ближче до осі камери (рис. 3, *б*) відображає значну зсувну взаємодію обертючих мас газу з різними коловими складовими швидкості в області течії між квазітейлорівськими вихорами та приосьовим торнадоподібним квазітвердотільним вихором [11].

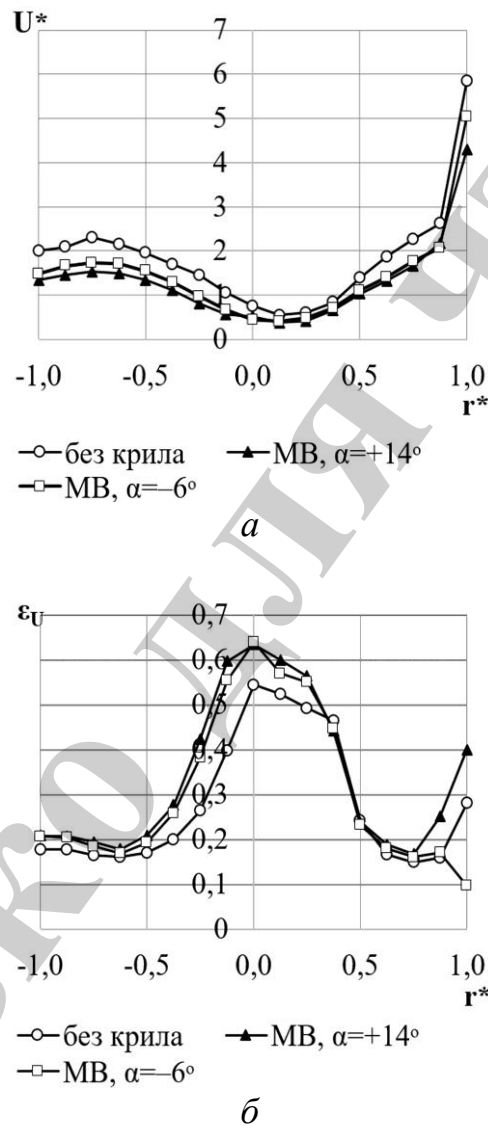


Рис. 3. Характеристики потоку у вихідному перерізі ВК: *a* – профілі колової проекції усередненої швидкості; *б* – розподіл інтенсивності пульсацій колової швидкості

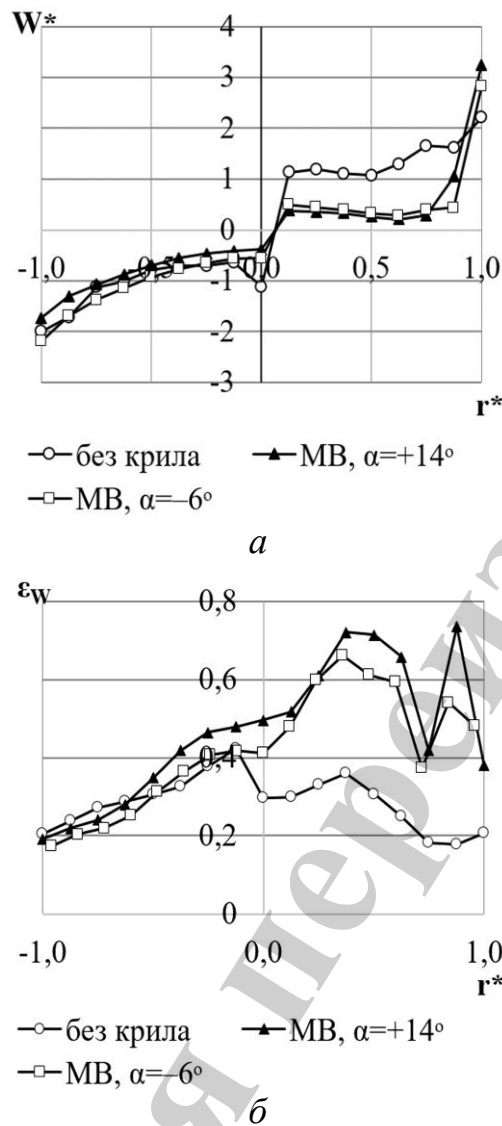


Рис. 4. Характеристики потоку у вихідному перерізі ВК: *a* – профілі осьової проекції усередненої швидкості; *б* – розподіл інтенсивності пульсацій осьової швидкості

Розподіл осьових складових швидкості (рис. 4, *a*) показує наявність зони зворотної течії в нижній частині камери ( $r^* < 0$ ). Це явище є типовим для вихрових камер і пояснюється дією відцентрової сили на потік. Наприклад, в камерах згоряння газотурбінних двигунів зони зворотної течії використовуються для стабілізації фронту полум'я. Області суттєвого зростання інтенсивності пульсацій осьової швидкості зміщені до  $r^* \leq 0,5$  і до  $r^* > 0,75$  при керувальних діях. Між зазначеними зонами маємо різке зменшення інтенсивності. Це пояснюється складною тривимірною взаємодією між потоками при переважанні колових складових швидкості над осьовими в інтервалі  $0,5 < r^* < 0,75$ . В області  $r^* > 0,75$  проявляється явний вплив пристінної спіралеподібної ЕКВС.

Розрахунки зміни усередненої за перерізом камери інтенсивності пульсацій при наявності керувальних дій  $\Delta \epsilon_{u,a}$ ,  $\Delta \epsilon_{w,a}$  (крило MB253515) по відношенню до значень  $\epsilon_{u,0}$  і  $\epsilon_{w,0}$  за відсутністю керування дозволяють увести відповідні показ-

ники впливу крилового вихорогенератора:  $k_u=(\Delta\varepsilon_{u,a}/\varepsilon_{u,0})\cdot 100\%$  та  $k_w=(\Delta\varepsilon_{w,a}/\varepsilon_{w,0})\cdot 100\%$ . Залежності відповідних величин від числа Рейнольдса потоку на вході до сопла ВК наведені на рис. 5. Як видно, дослідні точки з достатньо високою точністю апроксимуються лінійними законами.

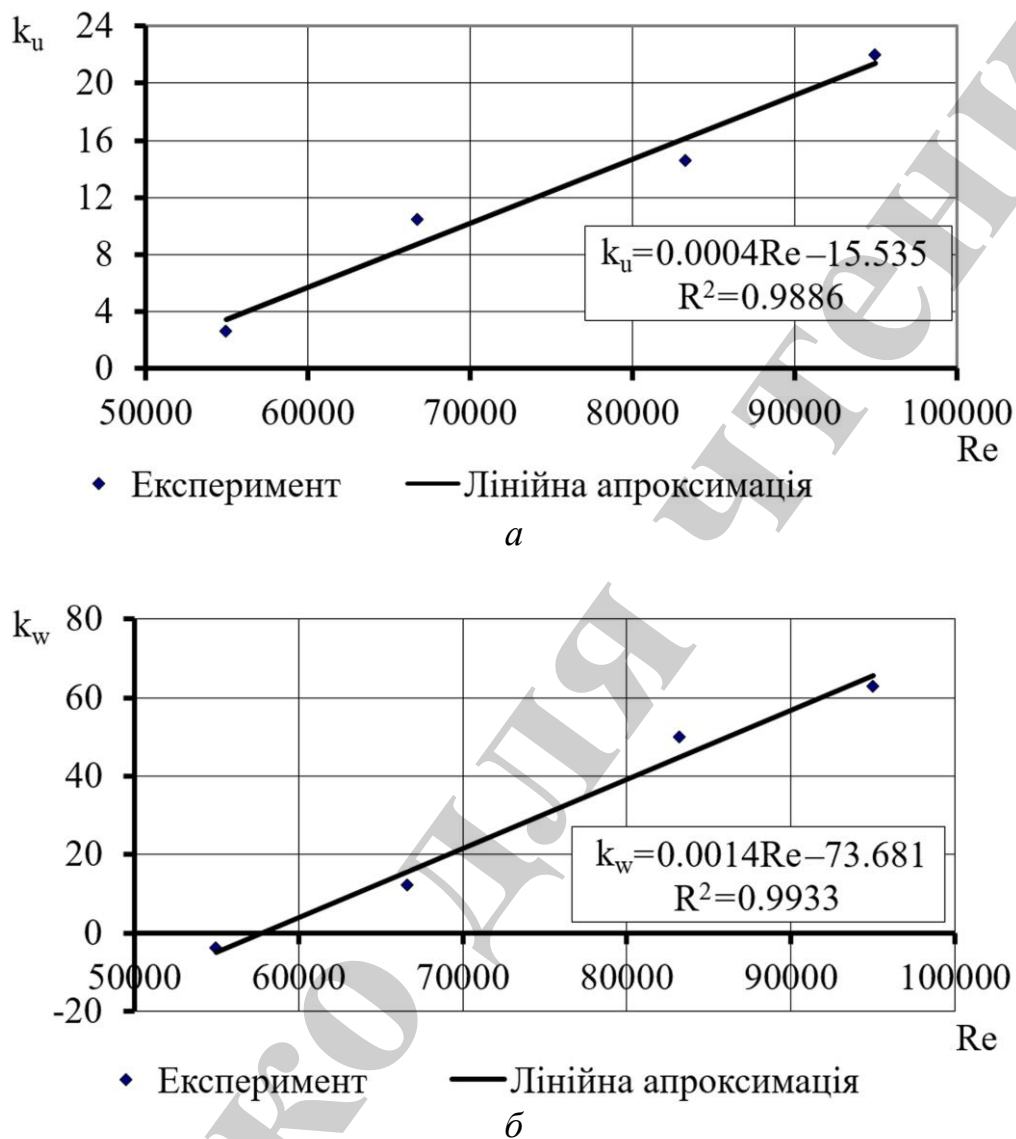


Рис. 5. Вплив керувальної дії крила MB253515 на інтенсивність пульсацій: *а* – за коловою швидкістю; *б* – за осьовою швидкістю

Порівняльний аналіз зміни усереднених за вихідним перерізом ВК величин  $\Delta\varepsilon_{u,a}$  і  $\Delta\varepsilon_{w,a}$  при максимальному значенні числа Рейнольдса  $Re_{\max}=95\ 000$  згідно з рис. 3 і 4 показує наступне. При безвідривному значенні кута атаки крила MB253515  $\alpha=14^\circ$  зростання відносної інтенсивності пульсацій при керуванні складає: за коловою швидкістю 22 %, за осьовою швидкістю 63 %. При від’ємному куті атаки  $\alpha=-6^\circ$  відповідні зміни становлять: за коловою швидкістю +10 %, за осьовою +47 %. При мінімальному значенні числа Рейнольдса ( $Re_{\min}=55\ 000$ ) і куті атаки  $\alpha=14^\circ$  зміна модуля інтенсивності пульсацій за двома складовими не перевищує 5 %.

Експериментальне визначення втрати тиску при роботі ВК з вихорогенераторами в соплі показало, що максимальне відносне зростання втрат не перевищує 1,7 % порівняно з втратами у ВК без соплового керування структурою течії. Таким чином, доведена ефективність застосування запропонованого загального принципу взаємної сприйнятливості вихрових утворень щодо керування структурою течії у ВК.

## **6. Обговорення результатів дослідження впливу керувальних вихорогенераторів на структуру течії у вихровій камері**

Робота є одним з етапів циклу експериментальних досліджень раціональних методів «тонкого» керування процесами переносу маси, імпульсу та енергії в робочих середовищах вихрових камер. Попередні дослідження [12, 13] і дану роботу об'єднує головний принцип – концепція взаємної сприйнятливості вихрових утворень. Дані табл. 4, а також аналіз рис. 3, 4 доводять можливість корисного застосування для досягання поставленої мети традиційно «шкідливих» кінцевих пар вихрових шнурів за крилами малого видовження ( $1 \leq \lambda \leq 3$ ), які установлені у проточному тракті впускного сопла ВК. «Шкідливість» зумовлена певною втратою кількості руху на утворення пари вихрових шнурів, що є причиною індуктивного опору. Разом з тим, застосування крил малого видовження значно збільшує критичні кути атаки, що в поєднанні з високими вимогами до стану обтічної поверхні крил зменшує їх профільний опір. Для забезпечення постійності максимального значення коефіцієнта підйімальної сили  $c_y^{\max}$  в достатньо широкому діапазоні чисел Рейнольдса профілі досліджуваних крил обрано відносно тонкими. Це важливо, оскільки  $c_y^{\max}$  істотно впливає на критерій ефективності  $\eta$  використання крила як вихорогенератора. До того ж, установка крилових елементів тонких профілів у впускному соплі камери при безвідривних кутах атаки не призводить до суттєвого зростання аеродинамічного опору ВК. Вище було визначено, що величина додаткових втрат тиску на ВК за рахунок керувальних дій не перевищує відносної похибки вимірювань.

Важливо підкреслити, що розміри поперечного перерізу кінцевих вихорів складають до 30 % від поперечних розмірів керованої спіралеподібної ЕКВС. Очевидно, визначальними факторами чутливості потужного вихрового утворення в камері до дії керувальних вихрових шнурів є такі:

- колінеарність осей збудження взаємодіючих систем;
- вплив керувальних вихрових шнурів на початкову фазу формування ЕКВС, оскільки хорда крила сумірна з протяжністю соплового тракту;
- сумірність енергетичних характеристик взаємодіючих вихорів, які формуються вхідним потоком.

Як видно, навіть наближена П-подібна аеродинамічна модель крила, доповнена експериментальними даними щодо частоти обертання вільних вихрових шнурів, дає позитивний результат. Перспективність запропонованого методу керування обумовлена тим, що інтенсивність та енергетичні параметри кінцевих вихорів крила прогнозовані та можуть бути розраховані.

Дослідження планується продовжувати у напрямку варіювання відносного

розмаху та форми крила в плані з проведенням спектрального і дисперсійного аналізу пульсаційного руху газу. Це дозволить більш точно визначити просторово-частотні області розподілу енергії пульсацій як в ЕКВС, так і в керувальних збуреннях для удосконалення запропонованого методу керування ЕКВС, а отже, масо- і теплообмінними процесами в промислових установках.

Крім того, планується розширити досліджуваний діапазон чисел Рейнольдса за параметрами вхідного потоку  $Re=55000\div 95000$  при варіюванні значень співвідношення площ поперечного перерізу проточного тракту сопла і циліндричної частини ВК (в даній роботі співвідношення було фіксованим і складало 0,1).

## 7. Висновки

1. Запропонований новий метод керування енергоємними когерентними вихровими структурами (ЕКВС), які визначають процеси масо- і теплопереносу у вихрових камерах. Він полягає у керувальних діях на ЕКВС системою неперервних упорядкованих вихрових шнурів, які генеруються нерухомими крилами кінцевого розмаху, вмонтованими у впускному соплі камери.

2. Проведена теоретична оцінка ефективності застосування крила як вихрогенератора в умовах вихрової камери та отримано аналітичний вираз критерію ефективності  $\eta$ . Визначено, що найбільший вплив на його величину має відносне видовження крила  $\lambda$  та коефіцієнт підйимальної сили  $c_y$ .

3. На підставі запропонованого критерію ефективності було обрано оптимальний профіль крила для здійснення тонкого керування ЕКВС, а також визначено, що найбільш раціональним є застосування крил малого видовження.

4. Ефективність запропонованого методу керування структурою течії у ВК доведена збільшенням усереднених значень відносної інтенсивності пульсацій швидкості на виході з камери від 10 % до 63 % при зростанні аеродинамічного опору камери на величину не вище похибки вимірювань.

## Література

1. Mochalin I. V., Khalatov A. A. Centrifugal instability and turbulence development in Taylor–Couette flow with forced radial throughflow of high intensity // *Physics of Fluids*. 2015. Vol. 27, Issue 9. P. 094102. doi: 10.1063/1.4930605

2. Диагностика пространственной структуры закрученного потока в модели вихровой топки / Аникин Ю. А., Ануфриев И. С., Шадрин Е. Ю., Шарыпов О. В. // *Теплофизика и аэромеханика*. 2014. Т. 21, № 6. С. 807–810.

3. Cerretelli C., Wuerz W., Gharaibah E. Unsteady Separation Control on Wind Turbine Blades using Fluidic Oscillators // *AIAA Journal*. 2010. Vol. 48, Issue 7. P. 1302–1311. doi: 10.2514/1.42836

4. Применение местных углублений при пленочном охлаждении входной кромки лопаток газовых турбин / Петельчиц В. Ю., Халатов А. А., Письменный Д. Н., Дашевский Ю. Я. // *Теплофизика и аэромеханика*. 2016. Т. 23, № 5. С. 741–748.

5. Терехов В. И., Шишкин Н. Е. Способы повышения эффективности пленочного охлаждения с помощью вихревых пристенных струй // Теплофизика и аэромеханика. 2013. Т. 20, № 6. С. 739–747.
6. Investigation of coherent structures in a turbulent channel with built-in longitudinal vortex generators / Saha P., Biswas G., Mandal A. C., Sarkar S. // International Journal of Heat and Mass Transfer. 2017. Vol. 104, P. 178–198. doi: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2016.07.105
7. Heat transfer augmentation in a circular tube with winglet vortex generators / Chokphoemphun S., Pimsarn M., Thianpong C., Promvonge P. // Chinese Journal of Chemical Engineering. 2015. Vol. 23, Issue 4. P. 605–614. doi: 10.1016/j.cjche.2014.04.002
8. Babenko V. V., Chun H. H., Lee I. Coherent vortical structures and methods of their control for drag reduction of bodies // Journal of Hydrodynamics, Ser. B. 2010. Vol. 22, Issue 5. P. 45–50. doi: 10.1016/s1001-6058(09)60167-0
9. Бабенко В. В., Махмуд А. Ф., Ищенко С. Ф. Управление пограничного слоя профиля крыла при генерировании трёхмерных возмущений // Прикладная гидромеханика. 2012. Т. 14, № 1. С. 3–13.
10. Ударцев Є. П., Щербанос О. Г. Експериментальне дослідження крила з генераторами вихорів // Вісник НАУ. 2010. № 1. С. 45–47.
11. Бабенко В. В., Турик В. Н. Макет вихревых структур при течении потока в вихревой камере // Прикладна гідромеханіка. 2008. Т. 10, № 3. С. 3–19.
12. Турик В. М., Кочін В. О. Пасивні методи керування когерентними вихровими структурами у вихрових камерах. Частина 1. Спектральні оцінки ефективності // Наукові вісті Національного технічного університету України “Київський політехнічний інститут”. 2015. № 6. С. 54–65. doi: 10.20535/1810-0546.2015.6.56084
13. Турик В. М., Кочін В. О. Пасивні методи керування когерентними вихровими структурами у вихрових камерах. Частина 2. Дисперсійний аналіз ефективності // Наукові вісті Національного технічного університету України “Київський політехнічний інститут”. 2016. № 5. С. 68–77. doi: 10.20535/1810-0546.2016.5.77463
14. Drela M. Flight Vehicle Aerodynamics. USA: The MIT Press, 2014. 304 p. URL: <https://mitpress.mit.edu/books/flight-vehicle-aerodynamics>
15. Титъенс О. Гидро- и аэромеханика (по лекциям проф. Л. Прандтля). Т. 2 // Движение жидкостей с трением и технические приложения. М.-Л.: Объед. науч.-техн. изд-во НКТП СССР, 1935. 312 с.
16. Глауэрт Г. Основы теории крыльев и винта / под ред. В. Л. Александрова. М.-Л.: ГНТИ, 1931. 163 с.
17. Юрьев Б. Н. Экспериментальная аэродинамика. Ч. 2. Индуктивное сопротивление. М.-Л.: ОБОРОНГИЗ, 1938. 275 с.
18. Справочник авиаконструктора. Т. 1 // Аэродинамика самолета. М.: Изд. ЦАГИ им. проф. Н. Е. Жуковского, 1937. 512 с.

19. Selig M. S., Donovan J. F., Fraser D. B. Airfoils at Low Speeds. North Horseshoe Circle, Virginia Beach, USA, 1989. 398 p.

20. Summary of Low-Speed Airfoil Data. Vol. 1 / Selig M. S., Guglielmo J. J., Broeren A. P., Giguère P. SoarTech Publications, Virginia Beach, Virginia, USA, 1995. 292 p.

21. Турик В. Н. О гидродинамической неустойчивости в вихревых камерах // Промислова гідраліка і пневматика. 2006. № 3 (13). С. 32–37.

Только для чтения