

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ ІМЕНІ ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»
МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

*Кваліфікаційна наукова
праця на правах рукопису*

КОЧІНА МАРІЯ ВІКТОРІВНА

УДК 533.6.08:532.527

ДИСЕРТАЦІЯ
КЕРУВАННЯ КОГЕРЕНТНИМИ ВИХРОВИМИ СТРУКТУРАМИ
В КАМЕРАХ ЗМІШУВАННЯ КРИЛОВИМИ ВИХОРОГЕНЕРАТОРАМИ

01.02.05 – механіка рідини, газу та плазми

Подається на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук

Дисертація містить результати власних досліджень. Використання ідей, результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело
М.В. Кочіна

Науковий керівник Турик Володимир Миколайович, кандидат технічних наук, доцент

Київ – 2018

АНОТАЦІЯ

Кочіна М.В. Керування когерентними вихровими структурами в камерах змішування криловими вихорогенераторами. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 01.02.05 «Механіка рідини, газу та плазми». – Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», МОН України, Київ, 2018.

Досліджено новий спосіб керування енергоємними когерентними вихровими структурами (ЕКВС), які визначають процеси масопереносу 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 тракті впускного сопла камери. Запропоновано теоретико-експериментальне обґрунтування досліджуваного способу на основі принципу взаємної сприйнятливості вихрових структур. Раціональна організація процесів переносу маси, імпульсу та енергії в потоках рідин і газів технологічних, енергетичних і транспортних установок є однією з центральних проблем підвищення їх ефективності. З метою інтенсифікації або, навпаки, стабілізації та блокування масообмінних, 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 обмінних 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, газотурбінні

і ракетні двигуни, топки, плазмотрони, циклони, ядерні енергоустановки тощо.

Традиційні методи керування потоками в практиці проектування апаратів вихрового типу зорієнтовані головню 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 масообміну 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 енергії належить низькочастотним складовим пульсаційного руху саме 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.

Переважає більшість робіт присвячена достатньо наближеним 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 принципових 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, поряд із стохастичними присутні 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. 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 методіку 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 активної зони камери на керувальні дії соплового вихорогенератора.

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. 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 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 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 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 вектору 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. Інструментальні дослідження здійснювались методом термоанемометрії.

Для теоретичної оцінки ефективності використання крила-вихорогенератора сформульовано фізичні передумови та розрахункова модель реалізації запропонованого способу керування. Проведено аналіз основних факторів впливу на коефіцієнт ефективності. Аналіз включав два етапи: безмежне обтікання крила і обтікання крила в обмежених умовах. Для врахування ефекту близькості границь («тунельного ефекту») застосовано методику перерахунку коефіцієнтів, характерну для досліджень в галузі дозвукової авіації: вплив обмежуючих стінок аеродинамічних труб (у нашому випадку — стінок проточного тракту вхідного сопла) було враховано уведенням додаткового поправкового коефіцієнта індуктивного опору від «тунельного ефекту».

На підставі розрахунків було здійснено пошук оптимального профілю крила згідно з даними 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, що використовуються в авіамоделюванні при проектуванні планерів, безпілотних апаратів малих розмірів, малих повітряних турбін тощо. Орієнтувалися на бажані максимальні значення коефіцієнта піднімальної сили, який істотно впливає на коефіцієнт індуктивного опору крила та критерій ефективності η . Найбільш прийнятним для даних цілей виявився ряд аеродинамічних профілів, параметри відповідають діапазону чисел Рейнольдса $Re=40000 \div 100000$.

Для оцінки можливості керування ЕКВС даним способом було використано еквівалентну П-подібну аеродинамічну модель крила у взаємозв'язку з принципом взаємної сприйнятливості вихрових структур.

Для оцінки ефективності керувальних впливів на ЕКВС в камері були проведені вимірювання актуальних швидкостей у вихідному перерізі ВК, а також виділені усереднені за часом та пульсаційні складові. Це дозволило вирахувати відносні інтенсивності пульсацій за наявності крилового вихорогенератора типу MB253515 при граничних безвідривних кутах атаки та за відсутності керувальної дії.

Аналіз експериментальних даних показав наступне. Колові швидкості відповідають одному напрямку обертання крупних вихрових структур на виході з камери. Зростання величин швидкості по мірі наближення до циліндричної поверхні камери 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 відображає значну зсувну взаємодію обертючих мас газу з різними коловими складовими швидкості в області течії між квазітейлорівськими вихорами та приосьовим торнадоподібним квазітвердотільним вихором.

Важливо підкреслити, що розміри поперечного перерізу кінцевих вихорів крилового вихорогенератора 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.

Експериментально виявлене явище «перекачування» енергії пульсацій від дрібних вихорів до більш крупних, яке дозволяє використовувати його для керування аеро– і гідродинамічними процесами змішування середовищ у вихрових камерах технологічних і енергетичних апаратах. Також в роботі експериментально та теоретично доведено на основі принципу взаємної сприйнятливості вихрових структур, що невеликі керувальної дії на вхідний потік вихрової камери криловим вихорогенератором здатні значно інтенсифікувати процеси масообміну на виході камери при мінімальних втратах енергії. Перспективність запропонованого методу керування обумовлена тим, що інтенсивність та енергетичні параметри кінцевих вихорів крила прогнозовані та можуть бути розраховані.

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

Список публікацій здобувача

Публікації, в яких опубліковані основні наукові результати дисертації:

1. Турик В. М., Кочін В. О., Кочіна М. В. Аналіз можливості флатерного керування когерентними утвореннями в потоках вихрових камер. Вісник Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут». Машинобудування. 2014. Вип. 2 (71). С. 84 – 94.
2. Бабенко В. В., Кочін В. О., Турик В. М., Кочіна М. В. Метод керування вихороутворенням на вході до камер змішування. Вісник Одеського національного морського університету. 2015. № 3 (45). С. 157–166.
3. Турик В. М., Кочін В. О., Кочіна М. В. Мінімізація вібраційного фактору при експериментальних дослідженнях мікроструктури обмежених закручених потоків. *Mechanics and Advanced Technologies*. 2017. Вип. 3 (81). URL: journal.mmi.kpi.ua/article/view/7191
4. Turick V., Kochin V., Kochina M Examining the technique to control the structure of current in vortex chambers by wing vortex generators. *Eastern-*

European Journal of Enterprise Technologies. Vol 1, No 5 (91). 2018. P. 28-38. (SCOPUS).

5. Turick V., Kochin V., Kochina M. A new method of control of coherent structures in vortex apparatuses. Екологічна безпека та природокористування. 2017. Вип. 1 (25). С. 24-33.

Публікації, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:

6. Кочіна М. В., Турик В. М. Квазідинамічне керування структурою течії в вихровій камері: матеріали загальноунів. наук.-техн. конф. молодих вчених та студентів, присвячена дню Науки. Секція «Машинобудування», підсекція «Прикладна гідроаеромеханіка і механотроніка». (Київ, 2013 р.). Київ: НТУУ «КПІ», 2013. С. 3–4.

7. Турик В. Н., Милюков Д. Е., Кочина М. В. Об одном способе управления структурой ограниченных закрученных потоков. Прикладные задачи математики и механики: материалы XXI междунар. науч.-техн. конф. (Севастополь, 16-20 сент. 2013 г.). Севастополь: Изд-во СевНТУ, 2013. С. 61-65.

8. Турик В. Н., Кочин В. А., Кочина М. В. Флаттер как средство управления когерентной структурой в вихревой камере. Промислова гідравліка і пневматика: матеріали XIV Міжнар. наук.-техн. конф. АС ПГП (Одеса, 18-19 жовт. 2013 р.). Одеса. 2013. С. 28.

9. Турик В. М., Кочіна М. В. Зворотний розпад вихорів як результат флатерного керування когерентною структурою. Гідроаеромеханіка в інженерній практиці: матеріали XIX міжнар. наук.-техн. конф. (Кіровоград, 21–24 трав. 2014 р.). Кіровоград. 2014. С. 58–59.

10. Кочіна М. В., Турик В. М. Дисперсійний аналіз ефективності флатерного керування детермінованими вихровими утвореннями: матеріали загальноунів. наук.-техн. конф. молодих вчених та студентів, присвячена дню Науки. Секція «Машинобудування». Підсекція «Прикладна гідроаеромеханіка і механотроніка». Ч. 1 (Київ, 2014 р.). Київ: НТУУ «КПІ», 2014. С. 26–28.

11. Турик В. М., Кочіна М. В., Кочін В. О. Вплив керувальних дій вихорогенераторів флатерного типу на формування структури вхідного потоку вихрової камери. Гідроаеромеханіка в інженерній практиці»: матеріали XX Міжнар. наук.-техн. конф. (Київ, 26–29 трав. 2015 р.). Київ. 2015. С. 42–43.

12. Турик В. М., Кочін В. О., Кочіна М. В. Вибір засобу квазідинамчного управління структурою обмеженого закрученого потоку. Прогресивна техніка, технологія та інженерна освіта: матеріали XVI міжнар. наук.-техн. конф. (Одеса, 22–25 черв. 2015 р.). Київ. 2015. С. 145–146.

13. Турик В. М., Кочін В. О., Кочіна М. В. Динамічне керування вихороутворенням у вхідних потоках камер змушування. Промислова гідравліка і пневматика: матеріали XVI міжнар. наук.-техн. конф. АС ППІ (Суми, 14–16 жовт. 2015 р.). Вінниця: ГЛОБУС-ПРЕС, 2015. С. 30.

14. Турик В. М., Кочін В. О., Кочіна М. В. Крило як вихорогенератор для керування процесом змішування потоків у вихрових камерах. Гідроаеромеханіка в інженерній практиці: матеріали XXI міжнар. наук.-техн. конф. (Київ, 24–27 трав. 2016 р.). Київ. 2016. С. 16–17.

15. Кочін В. О., Турик В. М., Кочіна М. В. Особливості вибору та умови роботи крилового вихорогенератора у впускному соплі вихрової камери. Прогресивна техніка, технологія та інженерна освіта: матеріали XVII міжнар. наук.-техн. конф. (Одеса, 21–24 черв. 2016 р.). Київ. 2016. С. 144–146.

16. Кочіна М. В., Турик В. М. Криловий керувальний вихорогенератор спрямованої дії. Інновації молоді – машинобудуванню: матеріали всеукр. наук.-техн. конф. молодих вчених та студентів, секція «Прикладна гідроаеромеханіка і механотроніка». (Київ, 2016 р.). Київ: НТУУ «КПІ», 2016. С. 72–74.

17. Турик В. М., Кочін В. О., Кочіна М. В. Експериментальне дослідження обтікання крил малого подовження в обмеженому газовому

потоці. Промислова гідравліка і пневматика: матеріали XVII міжнар. наук.-техн. конф. АС ПГП (Харків, 19–21 жовт. 2016 р.). Вінниця: «Глобус-Прес», 2016. С. 29–30.

18. Турик В. М., Кочін В. О., Кочіна М. В. Аеродинаміка крил малого видовження в обмеженому просторі. Гідроаеромеханіка в інженерній практиці: матеріали XXII міжнар. наук.-техн. конф. (Черкаси, 23–26 травня 2017 р.). Київ. 2017. С. 24–25.

19. Кочіна М. В., Турик В. М. Візуалізація кінцевих вихорів на крилах різної форми. Інновації молоді – машинобудуванню: матеріали Всеукраїнської наук.-техн. конф. молодих вчених та студентів, секція "Прикладна гідроаеромеханіка і механотроніка (Київ, 30 травня 2017 р.). Київ: КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2017. С. 37.

20. Турик В. М., Кочін В. О., Кочіна М. В. Вібродіагностика стенда «Вихрова камера» як засіб зменшення похибки аеродинамічного експерименту. Прогресивна техніка, технологія та інженерна освіта: матеріали XVIII міжнар. наук.-техн. конф. (Київ, 29 черв. – 1 лип. 2017 р.). Київ. 2017. С. 214.

21. Турик В. М., Кочін В. О., Кочіна М. В. Аеродинамічні характеристики потоку в камері змішування при керуванні Криловими вихорогенераторами. Промислова гідравліка і пневматика: матеріали XVIII міжнар. наук.-техн. конф. АС ПГП (Вінниця, 3–6 жовт. 2017 р.). Вінниця: «Глобус-Прес», 2017. С. 33–34.

22. Турик В. М., Кочіна М. В. До керування інтенсивністю змішування потоків у вихрових апаратах. Інновації молоді – машинобудуванню: матеріали всеукр. наук.-техн. конф. молодих вчених та студентів, секція «Прикладна гідроаеромеханіка і механотроніка» (Київ, 30 травня 2017 р.). Київ: КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2017. С. 37.

Публікації, які додатково відображають наукові результати дисертації:

23. Бабенко В. В., Турик В. М., Кочін В. О., Кочіна М. В. Спосіб керування інтенсивністю змішування потоків у вихровій камері: пат. 110914 Україна. № 201603982; заявл. 12.04.16; опубл. 25.10.16, Бюл. № 20. 6 с.

ANNOTATION

Kochina M.V. Control of coherent vortex structures in vortex chambers by wing vortex generators – Qualification scientific work with the manuscript copyright.

The thesis for a candidate of technical science degree in speciality 01.02.05 «Mechanics of fluid, gas and plasma». National Technical University of Ukraine «Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute», Ministry of Education and Science of Ukraine, Kyiv, 2018.

A new technique was studied aimed at controlling energy-intensive coherent vortex structures (ECVS) that define the processes of mass- and heat transfer in vortex chambers. This is important because the swirled flows are employed in a wide class of machines and devices. The basic principle of the method implies rational organization of targeted controlling actions on ECVS using the systems of ordered vortex cords that run down the end edges of a miniature thin wing. The wing is mounted in a flow-through tract of the inlet nozzle of the vortex chamber at different angles of attack. Using the wing with a small elongation significantly extends the range of continuous angles of attack. Combined with strict requirements to the streamlined surfaces (especially near the leading edge of the wing), it reduces the aerodynamic drag. We obtained data on aerodynamic blowing for three types of profiles. Relatively thin profiles were selected to ensure the permanence of lifting coefficient over a rather wide range of the Reynolds numbers. Controlling actions at the maximum value of Reynolds number at the inlet to a nozzle $Re_{max}=95,000$ and at the maximum continuous angles of attack of the wing MB253515 almost do not affect the chamber's aerodynamic drag.

However, there is a growth of the relative intensity of velocity pulsation at the outlet of the chamber from 10 % to 22% for the circular component, and from 47 % to 63 % for the axial component. We propose theoretical and experimental substantiation of the examined technique based on the principle of mutual susceptibility of vortex structures.

A rational organization of the processes of transfer of mass, pulse, and energy in the flows of liquids and gases in technological, energy, and transportation systems is one of the central tasks on improving efficiency. In order to intensify or, conversely, stabilize and block heat-mass-exchange, physical-chemical, electrophysical processes, the local or global swirling flows are applied. However, the effect of centrifugal forces and axial pressure gradients in the shear flows of vortex chambers (VC) causes the formation of coherent vortex structures (CVS) of different topology, with certain difficulties in determining the patterns of hydro-aero-dynamic and heat exchange processes. The mechanisms of formation, evolution, and interaction between such structures in the constrained swirling flows have been insufficiently studied up to now. Nevertheless, the emergence of CVS in swirling flows is typical of the working processes in many machines and assemblies. These include internal combustion engines, MGD-generators, gas-turbine and rocket engines, furnaces, plasmatoms, cyclones, nuclear energy plants, etc.

Traditional methods of flow control in the practice of designing devices of the vortex type are mainly oriented to changing the overall pattern of the current. This is typically achieved through the variation of geometrical parameters of machine design elements and by selecting operational characteristics at the macro level. When applying such integrated control methods, certain advantages in the efficiency of heat-mass-exchange are often attained at the expense of the elevated aero-hydro-dynamic resistance of the system. It is known at present that the most significant contribution to the turbulent diffusion and agitation of working media is produced by the energy-consuming components of current. Thus, in the

constrained swirling flows, the defining role in the processes of transfer of mass, pulse, and heat belongs to the low-frequency components of the pulsating motion in the energy-intensive coherent vortex structures (ECVS). There are no for the time being any generally accepted techniques for the principles of control over ECVS, specifically at the micro level. Therefore, when addressing a general problem on enhancing the efficiency and reliability of machines and devices of the vortex type, it is an important task to devise advanced control methods for the specified ECVS in VC at minimal energy and material costs.

Most of the research deals with rather approximate estimations of characteristics of swirling flows in terms of the external problem of aero-hydrodynamics. Underlying the theoretical-numerical works are the existing models of turbulent currents while experimental research is based on examining flow patterns, mainly at the macro level. As a result, we are offered distribution diagrams of averaged flow parameters or a totality of conditional vectors, of the current trajectories, which very schematically indicate the motion direction of the particles of a liquid (gas). The application of such methods is limited by specific structures and not always adequate results of computer simulation of a turbulent shear flow. At the macro level, respectively, specialists tackle the issue of the organization of transfer processes in working environments in the internal currents in channels and chambers. Constructing more complex models of turbulence based on existing approaches does not solve a series of fundamental problems. In addition to known computational difficulties, among the essential ones is the following. In turbulent currents with a shear, a statistical totality of vortices that form the actual values of parameters is not a mutually independent set, which is required the central boundary theorem by Lyapunov. On the other hand, there exist the deterministic mechanisms of interaction between the components of turbulent currents. A turbulent current (and laminar, in certain cases), especially in the field of centrifugal forces, is accompanied by the motion of the ordered vortices, including those most energetically "charged".

Given a certain dualism of the nature of aero-hydro-dynamic processes in the flows of a vortex structure, different in scale, the traditionally proposed tools of integrated control over a turbulent transfer cannot be considered sufficient. The most promising direction in the search for effective means of control over the structure of a current appears to be the direction of development of the method of "subtle" influences on ECVS at the stage of their creation. The goal of the influences is to ensure the improvement of the flow mixing process in VC.

The development of such a method to control ECVS in vortex chambers based on the generalized principle of mutual susceptibility of vortex structures is the subject of present work. The aim of present study is to verify, theoretically and experimentally, the effectiveness of the method to control spiral-like ECVS in VC using the trailing vortex systems, generated by immobile wings, mounted in the inlet nozzle of the chamber. A problem is set to enable, in a targeted fashion and at minimal losses of energy, a "subtle" influence on ECVS and the characteristics of flow mixing in VC.

To accomplish the aim, the following tasks have been set:

- to devise a reasoned procedure for the application of fixed wings in the nozzle of a vortex chamber, and to work out a criterion of their effectiveness for controlling actions;
- to perform a substantiated selection of geometrical and aerodynamic parameters for wings of this designation;
- to explore patterns in the formation of controlling vortex plaits under conditions of a constrained flow-through tract of the inlet nozzle of the chamber;
- to analyze a reaction of ECVS in the active zone of the chamber on controlling actions of a nozzle vortex generator.

Visualization of current was needed to determine the range of unseparated positive and negative angles of attack of the wings while maintaining the most favorable conditions for stable generation of controlling vortices under conditions of constrained flow-through tract of the inlet nozzle. We investigated the character

of flow around two wings of rectangular shape in plan with a chord of 0.02 m, and around a wing of triangular shape with a height and base of 0.02 m each. Correct setting of the experiment requires ensuring a smooth current and the uniformity in the distribution of speed and pressure of air flow at the inlet to the nozzle. For this purpose, we mounted onto it a head with an inner profile in the form of the lemniscate of Bernoulli.

To study the peculiarities in the formation of controlling vortex plaits, the visualization of current using a silk filament method was performed. This is the traditional method, which is widely used in the experimental aero-dynamics. Given the size of the examined wings and nozzle, we applied silk filaments with a diameter of $0.2 \cdot 10^{-3}$ m. To determine the boundaries of continuous flow around the wing, light and light-reflecting silk filaments with a length approximately equal to two chords of the wing were glued at the front critical point in the middle of the wings chord. By observing the character of motion of a silk filament ("sticking" to the surface of the wing), we drew a conclusion about the trajectory of the current line and, accordingly, about a continuous or a separated flow around the wings. To determine the presence of trailing wing vortices, silk filaments with a length approximately equal to one wing chord were glued to the end surfaces of the wing in the region of the back critical point. When flowing around a body, silk filaments are oriented in the flow by the direction of velocity vector. Vertical and horizontal projections of the offset of each filament are the representations of angles of the flow lateral shift. In the presence of trailing vortices, each point of a silk filament executes a rotating movement and the entire silk filament describes in the rotation a conical surface.

The characteristic of useful utilization of the inductive resistance of a wing-vortex generator, and an analysis of the basic factors that affect it, were proposed to obtain in two stages: infinite flow around the wing and constrained flow around the wing. To account for the effect of boundaries proximity (a "tunnel effect"), a

procedure for the recalculation of coefficients, characteristic of research in the field of subsonic aviation was applied.

Based on the calculations by formula the optimum profile of the wing was selected from known maps of wing profiles. However, the examined range of Reynolds numbers is different from those typical for aviation magnitudes $Re=10^6\div 10^7$. Therefore, employed the newest available data for wing blowing applied in aviation modeling when designing gliders, unmanned vehicles of small size, small air turbines, etc. The focus was on the desired maximum values for coefficient of lifting force c_y , which significantly affects coefficient of inductive resistance of the wing and efficiency criterion η . It was established that the series of aerodynamic profiles whose parameters in the range of Reynolds numbers $Re=40,000\div 100,000$ are given.

To estimate the effectiveness of the method based on the concept of mutual susceptibility of vortex structures an aerodynamic model of the wing vortex generator was performed.

Analysis of experimental data reveals the following. Circular velocities correspond to one rotation direction of the vortex structures at the outlet from the chamber. The growth in the magnitudes of velocity in proportion to approaching the upper cylindrical surface of the chamber indicates the effect of a near-wall region of the spiral-like ECVS in active part of the chamber. Characteristic of the variants "control disabled" and "control enabled", a rising intensity of the pulsations of circular velocity closer to the axis of the chamber reflects a significant offset interaction between the rotating masses of gas and different circular components of velocity in the region of current between quasi-Taylor vortices and the near-axial tornado-like quasi-solid-body vortex.

The present work are brought together by the main principle – the concept of mutual susceptibility of vortex structures. Experimental data prove the possibility of useful application, in order to accomplish the set goal, of traditionally "harmful" trailing vortex cords behind the wings with a small elongation ($1\leq\lambda\leq 3$), which are

installed in the flow-through tract of the inlet nozzle of VC. The "harmful" character is predetermined by a certain loss of the amount of motion for the creation of a pair of vortex cords that cause inductive resistance. At the same time, the use of wings with a small elongation significantly increases critical angles of attack, which, in combination with strict requirements to the state of streamlined wing surface, reduces their profile resistance.

It is important to emphasize that dimensions of the cross-section of trailing vortices make up to 30 % of the transverse dimensions of the controlled spiral-like ECVS. Obviously, the determining factors of the sensitivity of a powerful vortex formation in the chamber to the action of controlling vortex cords are the following:

- collinearity of axes of excitation of interacting systems;
- the effect of controlling vortex cords on the initial phase of ECVS formation since the wing's chord is commensurate to the length of a nozzle tract;
- commensurate energy characteristics of the interacting vortices, which are formed by the incoming flow.

As one can see, even the approximate L-shaped wing aerodynamic model, supplemented by experimental data on the rotation frequency of free vortex cords, yields a positive result. The prospects of the proposed method of control are predetermined by that the intensity and energy parameters of trailing wing vortices can be predicted and calculated.

Key words: coherent vortex structures, control over the structure of current, vortex chamber, wing vortex generator, mutual susceptibility of vortices.

Publication list of applicant

Publications in which the main scientific results of the dissertation are published:

1. Turick V.N., Kochin V. A., Kochina M.V. An analysis of the possibility of flutter control of coherent formations in vortex chamber flows.

Bulletin of National Technical University of Ukraine "Kyiv Polytechnic Institute". Engineering. 2014. Issue 2 (71). p. 84 - 94.

2. Babenko V.V., Kochin V.A., Turick V.N., Kochina M.V. The method of control of vortex formation at the entrance to the mixing chambers. Bulletin of the Odessa National Maritime University. 2015. No. 3 (45). p. 157-166.

3. Turick V.N., Kochin V. A., Kochina M.V. Minimization of the vibration factor in experimental studies of the microstructure of bounded twisted streams. Mechanics and Advanced Technologies. 2017. Issue 3 (81). URL: journal.mmi.kpi.ua/article/view/7191

4. Turick V.N., Kochin V., Kochina M Examining the technique to control the structure of current in vortex chambers by wing vortex generators. Eastern-European Journal of Enterprise Technologies. Vol 1, No 5 (91). 2018. P. 28-38. (SCOPUS).

5. Turick V.N., Kochin V.A, Kochina M. V. new method of control of coherent structures in vortex apparatuses. Екологічна безпека та природокористування. 2017. Вип. 1 (25). С. 24-33.

Publications certifying the testing of the dissertation materials:

6. Kochina M.V., Turick V.M. Quasidynamic control of the structure of flow in the vortex chamber: materials of. Sci.-Tech. conf. young scientists and students dedicated to the Day of Science. Section "Machine-building", subsection "Applied Hydroaeromechanics and Mechanotronics". (Kyiv, 2013). Kyiv: NTUU "KPI", 2013. p. 3-4.

7. Turick V. N., Milyukov D. E., Kochina M.V. A method for controlling the structure of bounded twisted flows. Applied Problems of Mathematics and Mechanics: Materials of the XXI International. scientific and technical conf. (Sevastopol, September 16-20, 2013). Sevastopol: SevNTU publication, 2013. p. 61-65.

8. Turick V.N., Kochin V.A., Kochina M.V. Flutter as a means of controlling a coherent structure in a vortex chamber. Industrial hydraulics and

pneumatics: materials XIV Intern. Sci.-Tech. conf. AU PGP (Odessa, October 18-19, 2013). Odessa 2013. p. 28.

9. Turick V.M., Kocina M.V. Reverse vortex disintegration as a result of flutter control by a coherent structure. Hydroaeromechanics in engineering practice: materials of the XIXth International. Sci.-Tech. conf. (Kirovograd, May 21-24, 2014). Kirovograd 2014. p. 58-59.

10. Kochina M.V., Turick V.M. Dispersion analysis of the efficiency of flutter control by deterministic vortex formations: materials of Sci.-Tech. conf. young scientists and students dedicated to the Day of Science. Section "Mechanical Engineering". Subsection "Applied Hydroaeromechanics and Mechanotronics". Ch.1 (Kyiv, 2014). Kyiv: NTUU "KPI", 2014. S. 26-28.

11. Turick V.M., Kochina M.V., Kochin V.A. Influence of control actions of vortex generators of flameth type on the formation of the structure of the incoming stream of the vortex chamber. Hydroaeromechanics in engineering practice »: materials of the XX International. Sci.-Tech. conf. (Kyiv, May 26-29, 2015). Kiev. 2015. p. 42-43.

12. Turick V.M., Kochin V. O., Kochina M.V. Selection of a quasidynamic control tool for the structure of a limited twisted flow. Progressive technology, technology and engineering education: materials of the XVI international. Sci.-Tech. conf. (Odessa, 22-25 June 2015). Kiev. 2015. pp. 145-146.

13. Turick V.N., Kochin V. A., Kochina M.V. Dynamic control of vortex formation in incoming streams of chambers of coercion. Industrial hydraulics and pneumatics: materials of the XVI International. Sci.-Tech. conf. AU PGP (Sumy, October 14-16, 2015). Vinnitsa: GLOBUS PRESS, 2015. p. 30.

14. Turick V.N., Kochin V.A., Kochina M.V. The wing as a vortex generator for controlling the process of mixing flows in vortex chambers. Hydroaeromechanics in engineering practice: Materials of the XXI International. Sci.-Tech. conf. (Kiev, May 24-27, 2016). Kiev. 2016. p. 16-17.

15. Kochin V. A., Turick V. N., Kochina M.V. Features of the choice and conditions of the operation of the wing in the inlet nozzle of the vortex chamber. Progressive technology, technology and engineering education: materials XVII international. Sci.-Tech. conf. (Odessa, June 21-24, 2016). Kiev. 2016. p. 144-146.
16. Kochina MV, Turick V.N. Wing-saped control excitation generator of directional action. Innovations of youth - for engineering: materials allukr. Sci.-Tech. conf. young scientists and students, section "Applied Hydroaeromechanics and Mechanotronics". (Kyiv, 2016). Kyiv: NTUU "KPI", 2016. p. 72-74.
17. Turick V.N., Kochin V. A., Kochina M.V. Experimental study of the wrapping of small extensions in a limited gas flow. Industrial hydraulics and pneumatics: materials XVIII International. Sci.-Tech. conf. AS PGP (Kharkiv, October 19-21, 2016). Vinnitsa: "Globus-Press", 2016. p. 29-30.
18. Turick V.N., Kochin V. A., Kochina M.V. Aerodynamics of the wings of small extensions in a confined space. Hydroaeromechanics in engineering practice: materials of XXII International. Sci.-Tech. conf. (Cherkasy, May 23-26, 2017). Kiev. 2017. p. 24-25.
19. Kochina M.V., Turick V.N. Visualization of finite vortices on different forms of wings. Innovations of youth - for engineering: materials of All-Ukrainian sciences. -Techn. conf. young scientists and students, section "Applied Hydroaeromechanics and Mechanotronics" (Kiev, May 30, 2017) Kyiv: KPI named after Igor Sikorsky, 2017. p. 37.
20. Turick V.N., Kochin V. A., Kochina M.V. Vibrodiagnostics of the "Vortex chamber" stand as a means of reducing the error of an aerodynamic experiment. Progressive technology, technology and engineering education: Materials of the XVIII International. Sci.-Tech. conf. (Kyiv, June 29 - July 1, 2017). Kiev. 2017. p. 214.
21. Turick V.N., Kochin V. A., Kochina M.V. The aerodynamic characteristics of the flow in the mixing chamber under the control of the Curvilineh generators. Industrial hydraulics and pneumatics: materials of the XVIII

International. Sci.-Tech. conf. AU PGP (Vinnitsa, October 3-6, 2017). Vinnitsa: "Globus-Press", 2017. p. 33-34.

22. Turick V.N., Kochina M.V. About control of the intensity of mixing of the flows in vortex devices. Innovations of youth - for engineering: materials allukr. Sci.-Tech. conf. young scientists and students, section "Applied Hydroaeromechanics and Mechanotronics" (Kyiv, May 30, 2017). Kyiv: KPI them. Igor Sikorsky, 2017. p. 37.

Publications that additionally reflect the scientific results of the dissertation:

23. Babenko V.V., Turick V.N., Kochin V.O., Kochina M.V. A method for controlling the intensity of mixing flows in a vortex chamber: Pat. 110914 Ukraine. No. 201603982; stated. April 12, 16; published 25.10.16, Issue. No. 20.6 p.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ ТА СКОРОЧЕНЬ.....	24
ВСТУП	26
1. РОЗДІЛ 1 КРИТИЧНИЙ ОГЛЯД НАУКОВОЇ ЛІТЕРАТУРИ ТА ПОСТАНОВКА ЗАДАЧ ДОСЛІДЖЕННЯ	33
1.1 Нев'язка та в'язка нестійкість пристінної течії в полях відцентрових сил	33
1.2 Дослідження закручених потоків в енергетичних установках та авіаційних системах	42
1.3 Дослідження тонкої структури потоків у вихрових камерах	52
Висновки до розділу 1	59
2. РОЗДІЛ 2 МЕТОДИКА ДОСЛІДЖЕННЯ ТА ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНА УСТАНОВКА	61
2.1 Загальна методика постановки дослідження.....	61
2.2 Опис експериментальної установки.....	62
2.3 Засоби та методика вимірювань параметрів вихрових структур.....	65
2.3.1 Апаратура термоанемометрії та методика обробки експериментальних даних.....	66
2.3.2 Калібрування датчиків термоанемометра.....	70
2.4 Вібродіагностика експериментальної установки.....	72
2.5 Загальна методика проведення візуалізаційних досліджень.....	84
2.5.1 Формування вхідного потоку до вихрової камери	84
2.5.2 Візуалізація основного енергоємного утворення.....	87
2.6 Організація впускного сопла з криловим вихорогенератором.....	88
2.7 Візуалізація обтікання крилових елементів вихорогенератора	91
2.8 Планування експерименту	94
2.9 Аналіз похибок вимірювання.....	97
2.9.1 Оцінка систематичної та випадкової складових похибки.....	98

2.9.2 Похибка інтенсивності пульсацій та розрахунок довірчих інтервалів.....	102
Висновки до розділу 2	105
3. РОЗДІЛ 3 МАТЕМАТИЧНЕ ОБҐРУНТУВАННЯ РЕАЛІЗАЦІЇ ЗАПРОПОНОВАНОГО СПОСОБУ КЕРУВАННЯ	108
3.1 Фізичні передумови способу керування ЕКВС	108
3.2 Методика оцінки ефективності крилового вихорогенератора	110
3.3 Аеродинамічна модель крилового вихорогенератора.....	113
Висновки до розділу 3	116
4. РОЗДІЛ 4 РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ КЕРУВАННЯ КОГЕРЕНТНИМИ ВИХРОВИМИ СТРУКТУРАМИ	118
4.1 Візуалізація обтікання крилових вихорогенераторів	118
4.2 Оцінка масштабів керувальних вихорів	123
4.3 Методика статистичної обробки даних термоанемометрії.....	125
4.4 Результати експериментальних досліджень всередині камери.....	132
4.5 Результати експериментальних досліджень на виході з ВК.....	138
4.5.1 Профілі швидкості у вихідному перерізі камери.....	140
4.5.2 Енергетичні оцінки впливу керувальних дій.....	145
4.6 Втрати тиску у вихровій камері.....	144
4.7 Обговорення результатів дослідження впливу керувальних вихорогенераторів на структуру течії у вихровій камері	146
Висновки до розділу 4	148
ВИСНОВКИ.....	150
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	152
ДОДАТОК А Наукові праці в яких опубліковані основні наукові результати дисертації	164
ДОДАТОК Б Практичне застосування результатів роботи.....	168

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ ТА СКОРОЧЕНЬ

D, d – діаметр, м

f – частота, Гц

g – прискорення вільного падіння, м/с^2

L – довжина, м

p – тиск, Па

r – радіус, м

S, f – площа, м^2

T – температура, К

u – колова складова актуальної швидкості, м/с

U – усереднена за часом колова складова швидкості, м/с

v – радіальна складова актуальної швидкості, м/с

V – усереднена за часом радіальна складова швидкості, м/с

W – усереднена за часом осьова складова швидкості, м/с

w – осьова складова актуальної швидкості, м/с

R, r – радіус, м

z – поздовжня координата, м

α – кут атаки, град;

γ – кут тангенціальності впуску повітря у вихрову камеру, рад

\mathcal{E} – ексцес

μ – динамічний коефіцієнт в'язкості, $\text{Па} \cdot \text{с}$

ν – кінематичний коефіцієнт в'язкості, $\text{м}^2/\text{с}$

ρ – густина середовища, кг/м^3

σ – середньоквадратичне відхилення

φ – кутова координата, град

\mathfrak{a} – контрексцес

Безрозмірні комплекси

$$Re = \frac{w \cdot d}{\nu} \quad - \text{число Рейнольдса};$$

Індекси

e – експериментальний

c – сопло

w, d – стінка

∞ – параметри потоку на вході до сопла

* – безрозмірна величина

\cdot – пульсаційна складова

$\bar{}$ – осереднена за часом складова

Скорочення

ВК – вихрова камера

ВТ – вихрова труба

ДВЗ – двигун внутрішнього згоряння

ЕКВС – енергоємна когерентна вихрова структура

КВС – когерентна вихрова структура

с.к.в. – середньоквадратичне відхилення

ТЕНШ – Т-подібний екранований насадок швидкості

ВСТУП

Актуальність теми дослідження. Вихрові камери змішування (ВК) широко використовуються в різних галузях: від енергетики та авіації до харчової і легкої промисловості, зокрема в котлах, циліндрах двигунів внутрішнього згоряння, камерах згоряння ракетних і газотурбінних двигунів, змішувачах, тощо. Локальна або глобальна закрутка потоків застосовується, головним чином, з метою інтенсифікації процесів переносу маси, імпульсу та енергії в потоках рідин і газів. Однак дія відцентрових сил за наявності як радіальних, так і осьових градієнтів тиску в зсувних потоках ВК спричиняє формування когерентних вихрових структур (КВС) різних видів та гідроаеродинамічні процеси з далеко не завжди прогнозованими особливостями. Механізми формування, розвитку та взаємодії таких утворень в обмежених закручених потоках вивчені недостатньо, що спричиняє і відсутність загальноприйнятих методик щодо принципів керування КВС в порожнинах ВК, зокрема на мікрорівні. Це певним чином гальмує пошуки найбільш ефективних шляхів впливу на структуру потоків для покращення таких характеристик, як аерогідродинамічний опір, якість перемішування робочих середовищ, повнота згоряння палив в топкових пристроях і теплових двигунах і т. п. Звичайні для практики проектування ВК методики базуються на інтегральних підходах при варіюванні конструктивних параметрів традиційних вузлів і елементів апаратів. Більш раціональними видаються підходи, які враховують тонку структуру закручених потоків, специфіку прилеглих шарів на криволінійних стінах та передбачають організацію малозатратних спрямованих керувальних дій на їх найбільш енергоємні КВС (ЕКВС), оскільки вони генерують низькочастотні складові турбулентного руху та зумовлюють максимальний внесок в турбулентну дифузію. Виходячи з цього, розробка одного із способів реалізації такого підходу до керування вихровими структурами для

удосконалення масо- та енергообмінних процесів в апаратах вихрового типу є актуальною задачею.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Дисертаційна робота виконана на експериментальному стенді «Вихрова камера» кафедри прикладної гідроаеромеханіки та механотроніки Механіко–машинобудівного інституту КПІ ім. Ігоря Сікорського відповідно до діючого Договору № 1 про творче співробітництво від 29 листопада 2006 р. з Інститутом гідромеханіки Національної академії наук України за темою: «Дослідження закономірностей внутрішніх закручених течій і методів управління ними».

Мета і задачі дослідження. Мета роботи полягає в розробці ефективного способу спрямованого керування ЕКВС у камерах змішування за допомогою кінцевих вихорів від нерухомих і відносно тонких крилових елементів, які вмонтовані у впускному соплі камер. Перспективність запропонованого методу керування обумовлена тим, що інтенсивність та енергетичні параметри кінцевих вихорів, які генеруються крилом, прогнозовані та можуть бути вибраними у відповідності до характеристик ЕКВС у ВК згідно з принципом взаємної сприйнятливості вихрових утворень.

Основні задачі дослідження:

1. На основі аналізу фізичної картини течії в обмеженому просторі ВК змішування з розвиненою тупиковою частиною обґрунтувати можливість ефективного і малозатратного керування ЕКВС.

2. Розробити програму і розрахункову методику експериментального дослідження фізичного механізму керувальних впливів на ЕКВС застосуванням нерухомих крил у впускному соплі ВК та знайти критерій ефективності такого застосування.

3. Використовуючи знайдений критерій ефективності, здійснити обґрунтований вибір найбільш раціональних геометричних та аеродинамічних параметрів крил для спрямованих керувальних дій.

4. Дослідити особливості формування керувальних вихрових шнурів, які генеруються нерухомим крилом вихорогенератора за умов обмеженості проточного тракту вхідного сопла камери.

5. Розробити аеродинамічну модель крилового вихорогенератора, яка може бути узгодженою з характеристиками керованої ЕКВС відповідно до принципу взаємної сприйнятливості вихрових утворень.

6. Проаналізувати реакцію ЕКВС у тупиковій та проточній частинах камери на керувальні дії соплового вихорогенератора.

7. Здійснити узагальнення отриманих експериментальних результатів та надати практичні рекомендації щодо запропонованого способу керування структурою течії у ВК змішування.

Об'єкт дослідження – гідромеханічні процеси, що відбуваються в обмежених закручених потоках робочих середовищ у вихрових камерах змішування.

Предмет дослідження – малозатратне керування когерентними вихровими структурами, що визначають ефективність процесів переносу в камерах змішування.

Методи досліджень – фізичне моделювання на основі фундаментальних положень аеродинаміки та статистичної обробки результатів експериментів.

Наукова новизна отриманих результатів полягає в розвитку методів керування когерентними вихровими структурами течії в камерах змішування. Наукову новизну роботи становлять наступні результати і положення:

1. На основі розробленої методики аеродинамічного розрахунку знайдено критерій оцінки ефективності крилових вихорогенераторів для

керування інтенсивністю процесів перемішування в порожнині камери змішування із зосередженим тангенціальними підведенням середовища.

2. Вперше запропоновано розрахунково–експериментальний метод вибору найбільш ефективної конструкції соплового вихорогенератора для спрямованого керування процесами перемішування у вихрових камерах у діапазоні чисел $Re = 50\ 000–100\ 000$.

3. Розроблено теоретичне обґрунтування методики узгодження характеристик керувальних впливів та ЕКВС обмежених течій у полях відцентрових сил на підставі принципу взаємної сприйнятливості вихрових структур.

4. Шляхом термоанемометрування течії та застосування статистичних методів аналізу експериментально доведена можливість раціональним вибором параметрів крилових елементів соплового вихорогенератора суттєво підвищити інтенсивність пульсацій швидкості течії, а отже, процесів переносу маси, імпульсу та енергії в закручених потоках камер змішування.

Практичне значення одержаних результатів:

1. Розроблений спосіб малозатратного керування ЕКВС у ВК шляхом застосування нерухомих крил у впускних соплах відкриває перспективу вдосконалення існуючих конструкцій камер змішування та розробки новітнього обладнання з покращеними масогабаритними, енергетичними, екологічними показниками та ресурсом експлуатації.

2. Доведена ефективність практичного застосування принципу взаємної сприйнятливості вихрових структур щодо систем керування процесами переносу в робочих середовищах ВК різного призначення.

3. Запропонована методика зазначеного принципу керування ЕКВС за допомогою крилових вихорогенераторів у впускних соплах дозволяє використовувати в інженерній практиці проектування камер змішування дані продувок аеродинамічних профілів.

4. Результати дисертаційних досліджень реалізовані на Монастирищенському котельному заводі ТОВ МВВФ «Енергетик» при розрахунках та проектуванні палинкових пристроїв котлів і теплообмінного обладнання, в яких рух газів і рідин відбувається під впливом відцентрових сил. Матеріали дисертації дають можливість підвищити ефективність та надійності експлуатації устаткування, що виготовляє підприємство ТОВ МВВФ «Енергетик».

Реалізація результатів роботи. Результати дисертаційних досліджень реалізовані на Монастирищенському котельному заводі ТОВ МВВФ «Енергетик» при розрахунках та проектуванні палинкових пристроїв котлів та теплообмінного обладнання, в яких рух газів і рідин відбувається під впливом відцентрових сил. Матеріали дисертації показують можливість підвищення теплогідравлічної ефективності та надійності експлуатації устаткування, що виготовляє підприємство ТОВ МВВФ «Енергетик».

Достовірність отриманих результатів обумовлена використанням випробуваних методів дослідження відповідно до прийнятих стандартів, застосуванням методики контрольних вимірювань на еталонній моделі профілів швидкості на різних режимах течії при порівнянні їх з класичними даними теорії примежового шару, коректною постановкою задач, чіткою логікою їх розв'язання, застосуванням сучасних методик статистичної обробки інформації та узагальнення експериментальних даних, а також узгодженням результатів розрахунків з даними експериментів.

Особистий внесок здобувача. Основні наукові положення і результати, які виносяться на захист, належать автору особисто. Автор брала активну участь в удосконаленні експериментального стенду і засобів візуалізації картини течії в порожнині камери і на криловому вихорогенераторі, приймала участь в плануванні та розробці методик проведення візуалізації, інструментальних вимірювань, здійснювала обробку отриманих експериментальних даних, що дозволило зробити висновки щодо

процесів перемішування, які відбуваються в об'ємі вихрової камери, та ефективності керування ними.

Апробація результатів дисертації. Отримані результати дисертаційного дослідження доповідались і отримали позитивну оцінку на: засіданнях кафедри прикладної гідроаеромеханіки механіко-машинобудівного інституту Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», XXI Міжнародній науково–технічній конференції: «Прикладні задачі математики і механіки» (м. Севастополь, 2013 р.), XIV Міжнародній науково–технічній конференції «Промислова гідравліка і пневматика» (м. Одеса, 2013 р.), XIX Міжнародній науково–технічній конференції «Гідроаеромеханіка в інженерній практиці» (м. Кіровоград 2014 р.), XX Міжнародній науково–технічній конференції «Гідроаеромеханіка в інженерній практиці» (м. Київ, 2015 р.), XVI Міжнародній науково–технічній конференції «Прогресивна техніка, технологія та інженерна освіта» (м. Одеса, 2015 р.), XVI Міжнародній науково–технічній конференції АС ППІ «Промислова гідравліка і пневматика» (м. Суми, 2015 р.), Міжнародній науково–технічній конференції «Актуальні проблеми судноплавства, суднобудівництва та судноремонту» м. Одеса, 2015 р.), XXI Міжнародній науково–технічній конференції «Гідроаеромеханіка в інженерній практиці» (м. Київ, 2016 р.), XVII Міжнародній науково–технічній конференції «Прогресивна техніка, технологія та інженерна освіта» (м. Одеса, 2016 р.), XVIII Міжнародній науково–технічній конференції «Промислова гідравліка і пневматика» (м. Вінниця, 2017 р.), ВНТК молодих вчених та студентів «Інновації молоді – машинобудуванню» (м. Київ, 2017 р.).

Публікації. За результатами досліджень опубліковано 23 наукові праці, з них 5 статей у журналах, що входять до переліку фахових видань України з технічних наук, з них 3 видання, що включені до міжнародних

наукометричних баз даних, 1 патент на корисну модель та 17 тез доповідей в збірниках матеріалів конференцій.

Структура і обсяг дисертації. Дисертаційна робота викладена на 169 сторінках машинописного тексту, складається зі вступу, чотирьох розділів, загальних висновків, списку використаних джерел і двох додатків. Загальний обсяг дисертації становить 123 сторінки основного друкованого тексту, 8 таблиць, 45 рисунків. Список використаних джерел містить 140 найменувань.

РОЗДІЛ 1

КРИТИЧНИЙ ОГЛЯД НАУКОВОЇ ЛІТЕРАТУРИ ТА ПОСТАНОВКА ЗАДАЧ ДОСЛІДЖЕННЯ

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 масообмінних, 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 обмінних 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 машина і апаратах. Це двигуни внутрішнього згоряння, МГД-генератори, газотурбінні та ракетні двигуни, топки, плазмотрони, циклони, ядерні енергоустановки тощо.

1.1 Нев'язка та в'язка нестійкість пристінної течії в полях відцентрових сил

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 [1]. Це призводить до утворення упорядкованих вихорів типу Тейлора, Людвіга, Гьортлера, Діна та інших. Викликана ними неоднорідність структури течії в усередненому і пульсаційному рухах спричиняє суттєві зміни характеристик переносу та гідроаеродинамічного

опору систем. Вивченню зазначених особливостей робочих процесів вихрових апаратів присвячено значну кількість теоретичних та експериментальних робіт щодо різних сфер застосування закручених потоків [1-27].

При протіканні рідин чи газів біля криволінійних стінок каналів та обтічних поверхонь в потоці завжди утворюються організовані вторинні течії – так звані, когерентні вихрові структури (КВС). Термін „когерентні” в даному випадку означає узгодження вихорів між собою по частотах і фазах пульсацій швидкості та тиску у рідині чи газі. Це детерміновані колективні вихрові утворення, тобто такі, які характеризуються упорядкованістю та відтворюваністю за певних межових умов на відміну від турбулентних вихорів, формування та еволюція яких підпорядковується «каскадному процесу» та великою мірою відображає стохастичну природу турбулентної течії [29].

До КВС можна віднести вихори Тейлора, Гьортлера, Людвіга та деякі інші. Когерентні енергоємні детерміновані вихрові утворення в потоках генерують низькочастотні складові турбулентного руху, які зумовлюють максимальний внесок в турбулентну дифузію. Саме їм належить визначальна роль в процесах переносу маси, імпульсу й теплоти у вихрових пристроях різного призначення [23]. По суті вони являються «скелетом» турбулентного потоку [30]. Розглянемо деякі з них більш детально.

При протіканні рідині між двома коаксіальними циліндрами, один з яких обертається відносно іншого, з'являється нестійке розшарування рідини, оскільки часточки рідини, що знаходяться поряд із внутрішньою стінкою, намагаються під дією більшої відцентрової сили переміститися назовні. Для випадку нев'язкої рідини стійкість такої течії досліджувалася ще Релеєм. Було з'ясовано [1], що течія нестійка тоді, коли колова швидкість U при збільшенні радіуса r зменшується швидше, ніж $1/r$, тобто якщо

$$U(r) = \frac{\text{const}}{r^n}, \text{ при } n > 1. \quad (1.1)$$

Для випадку в'язкої рідини такий рух рідини вперше був детально досліджений Тейлором [30]. Це дослідження показало, що, починаючи з певного значення числа Рейнольдса, між циліндрами з'являються вихори, що правильно чергуються, з правим та лівим обертанням та осями, паралельними напрямку колової швидкості обертання циліндра (рис. 1.1).

Умовою нестійкості течії у кільцевому просторі, а відповідно, і умова появи вихорів можна виразити за допомогою числа Тейлора Ta у вигляді співвідношення:

$$Ta = \frac{U_i \cdot d}{\nu} \sqrt{\frac{d}{R_i}} \geq 41,3, \quad (1.2)$$

де d – ширина кільцевого зазору, R_i і U_i – радіус і колова швидкість внутрішнього циліндра.

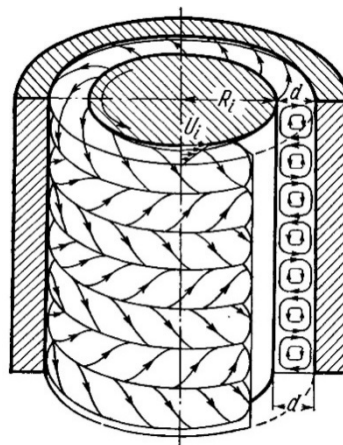


Рис. 1.1 Вихори Тейлора між коаксіальними циліндрами, внутрішній з яких обертається, а зовнішній лишається нерухомим

Критерій Тейлора досить добре відповідає результатам вимірювань. Шульц–Грунов та Хайн проводили дослідження таких вихорів та отримали результати, що відповідають співвідношенням, отриманим самим Тейлором [1]. Проте, неправильно думати, що при появі вихорів Тейлора потік стає турбулентним. Навпаки, він лишається впорядкованим та ламінарним.

Перехід до турбулентної форми відбувається лише тоді, коли число Тейлора, а значить і число Рейнольдса, стає значно більшим за межу стійкості.

На рис.1.2 представлені фотографії вихорів Тейлора, отримані при проведенні дослідів Шультц–Груновим и Хайном. На цих фотографіях дуже чітко видно, що турбулентність розвивається лише при числі Рейнольдса $Re = 3960$, але при такому і більших значеннях числа Re всі ознаки існування вихорів Тейлора все ж зберігаються, хоча й у дещо більш розмитому вигляді.

Аналогічно представлений на рис.1.1, є картина для випадку течії між двома коаксіальними циліндрами двофазного потоку. Хоча вихори Тейлора широко вивчалися, починаючи з досліджень самого Тейлора (1923 р.), вивчення руху двофазного потоку за тих же умов отримало відносно невелику увагу. В [33] розглянуто саме таку течію. Було виявлено, що структура потоку для невеликих чисел Рейнольдса така сама, як і для однорідної рідини. Також було показано, що незалежно від положення поверхні розділу фаз, менш в'язка рідина завжди більш сприйнятлива до зовнішніх збурень.

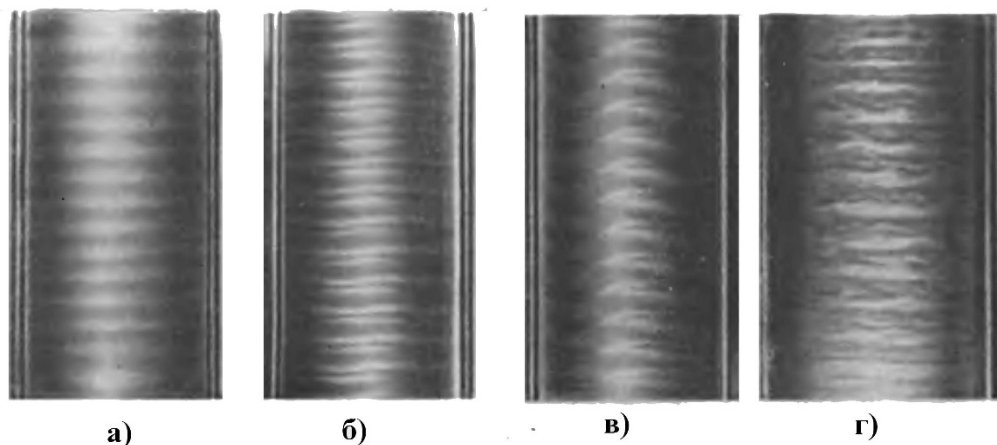


Рис. 1.2 Фотографії вихорів Тейлора між двома коаксіальними циліндрами, внутрішній з яких обертається [1] а) $Re = 94,5$; $Ta = 41,4$; течія ламінарна, початок утворення вихорів; б) $Re = 322$; $Ta = 141$; течія ще ламінарна; в) $Re = 868$; $Ta = 387$; течія все ще ламінарна; г) $Re = 3960$; $Ta = 1715$; течія турбулентна

Г. Людвіг поширив розглянуті вище дослідження стійкості на випадок, коли обидва циліндра переміщуються один відносно одного в осьовому напрямку. Позначивши через $U(r)$ колову швидкість, через $W(r)$ – осьову швидкість та ввівши безрозмірні градієнти швидкості $\tilde{U} = \frac{r}{U} \cdot \frac{dU}{dr}$ та $\tilde{W} = \frac{r}{U} \cdot \frac{dW}{dr}$, Людвіг отримав для нев'язкої течії умову стійкості. Людвіг при своєму дослідженні стійкості розглянув також несиметричний рух, що викликає збурення. Вони виявилися з точки зору нестійкості найбільш небезпечними.

На рис.1.3 показано для прикладу нестійке збурення з гвинтоподібними збуджуючими вихорами (так званими вихорами Людвіга).

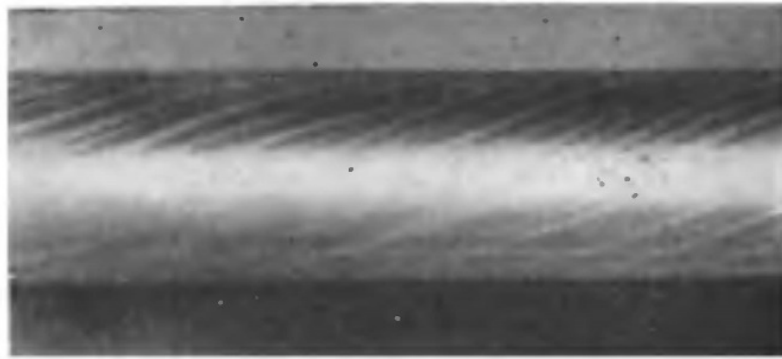


Рис. 1.3 Гвинтоподібний вихор між двома циліндрами, що обертаються, та один з яких рухається також у поздовжньому напрямку [1]

При трьохвимірних течіях над увігнутими стінками дія відцентрових сил призводить до того, що потік може втратити стійкість. Вперше це було показано Гьортлером, який зв'язав фізичну природу нестійкості течії як між циліндрами, так і в ламінарному примежовому шарі вздовж увігнутої поверхні з незрівноваженістю сил тиску й відцентрових сил. Розклавши основний потік $U(y)$ в напрямку осі x , Гьортлер направив вісь y перпендикулярно до стінки (y – відстань до стінки), а вісь z –поперек потоку

у площині стінки (рис. 1.4) і прийняв, що тривимірні збурення визначаються рівняннями:

$$\left. \begin{aligned} u' &= u_1(y) \cdot \cos(\alpha z) \cdot e^{\beta t} \\ v' &= v_1(y) \cdot \cos(\alpha z) \cdot e^{\beta t} \\ w' &= w_1(y) \cdot \cos(\alpha z) \cdot e^{\beta t} \end{aligned} \right\}, \quad (1.3)$$

де β – деяка дійсна величина, що визначає наростання чи затухання збурень, а α – величина, що пов'язана з довжиною хвилі збурення λ в напрямку, що є поперечним основній течії (хвильове число):

$$\lambda = \frac{2\pi}{\alpha} \quad (1.4)$$

Із виду рівнянь очевидно, що збурення мають вигляд вихорів (рис. 1.4), осі яких направлені паралельно основній течії. Зараз їх називають вихорами Гьортлера чи вихорами Тейлора–Гьортлера, тому що вони належать до того ж типу вихорів, що й вихори Тейлора.

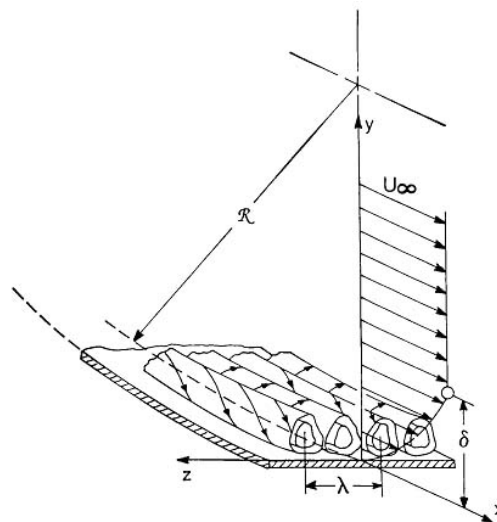


Рис. 1.4 Вихори Гьортлера в примежовому шарі над увігнутою поверхнею

Важливо зазначити, що умова виникнення цих вихорів, тобто границя стійкості примежового шару, незначною мірою залежить від форми початкової епюри швидкості основної течії. Відома діаграма стійкості течії

вздовж увігнутої стінки за Гьортлером та Хеммерліном [40] дозволяє визначити цю границю. Кожній довжині хвилі збурення відповідає своя границя стійкості, що характеризується співвідношенням

$$G\delta = \frac{U_\infty \vartheta}{\nu} \sqrt{\frac{\vartheta}{R}},$$

де ϑ – товщина втрати імпульсу; R – радіус кривини стінки; U_∞ – швидкість незбуреного потоку; ν – кінематична в'язкість рідини.

За Гьортлером нестійкість відносно вихороутворень виникає, коли цей параметр досягає критичного значення 0,58. Треба відмітити, що незалежність критичного значення числа $G\delta$ від профілю швидкості в прилежовому шарі і градієнта тиску відрізняє це явище нестійкості від відомих плоских поступальних хвиль Толлміна–Шліхтінга вздовж пластини [1]. Вихори Гьортлера є досить важливими проявами нестійкостями через те, що вони за певних умов можуть призвести до переходу від ламінарного режиму течії до турбулентного. Узагальнюючи дослідні дані Л. М. Клаузера, Ф. Клаузера і Ліпмана щодо ламінарно-турбулентного переходу течії в прилежових шарах на викривлених стінках, згідно з якими критичне значення числа $G\delta$ приблизно в 20 разів перевищує границю стійкості, яку визначає згадана діаграма Гьортлера–Хеммерліна, Драйден у 1948 р. установив, що перехід відбувається при значеннях числа $G\delta$ між 6 і 9 в залежності від ступеня турбулентності ε (верхня границя відповідає значно меншій величині ε) [1].

Вихори Гьортлера досить активно досліджуються, впроваджуються математичні моделі, які могли б максимально точно описати процеси утворення, існування цих вихорів.

Діаграма Гьортлера дозволяє визначити так званий «мінімальний поперечний масштаб» системи поздовжніх вихорів l_z (усереднену в трансверсальному напрямку мінімальну величину довжини хвилі вихрових джгутів). На підставі цього, поклавши як очевидну лінійну залежність l_z від характерного просторового масштабу зміни швидкості та тиску тривимірних

вихрових структур за трансверсальною координатою, Є.І. Никифорович [31] визначив λ_z у вигляді функції $\lambda_z = 9r_0 \text{Re}^{-2/3}$, де число Рейнольдса визначено по радіусу кривини поверхні r_0 .

Достатньо строго задачу Гьортлера на власні значення рівнянь збурювального руху математично розв'язав Хеммерлін [34] та отримав результати, добре узгоджені з наближеним розв'язком Гьортлера. У подальшому Сміт [8], розглядаючи зростання вихорів як функцію координати, на відміну від Гьортлера врахував як поперечну, так і поздовжню складові швидкості в примежовому шарі, а також залишив у рівняннях усі члени, що лінійно враховують кривину поверхні. Задача на власні значення була розв'язана методом Гальоркіна. Однак на сьогодні суттєво бракує теоретичної та експериментальної інформації про пульсації зазначених компонент швидкості та тиску. Така ж інформація є дуже важливою при розв'язанні задач гідродинамічного опору та тепломасообміну [6].

В роботі [35] дано узагальнення гіпотези Кармана на циліндричну геометрію для встановлення умов, за яких буде існувати універсальна подібність швидкостей в асиметричних плоских обертових турбулентних потоках. Визначається характеристична довжина шляху перемішування, пропорційна радіальній координаті. За цими результатами та іншим отриманими умовами подібності побудовано сімейство подібних профілів швидкостей, куди входить і безвихровий профіль швидкостей в повністю турбулентному потоці, що спостерігався Тейлором в експерименті з обертовим циліндром. Отримано універсальний профіль швидкостей і виведені закономірності для вихрової дифузії.

Універсальні постійні в рівняннях обчислені з використанням заміряних значень швидкості, отриманих Тейлором, і дотичних напружень на стінці. Наводиться універсальний профіль, відповідний постійному інтенсивному вихору для осередненої течії рідини. Фізичний зміст довжини

шляху перемішування, виведений в даній роботі з міркувань подібності, знаходиться в різкому протиріччі з фізичним змістом довжини шляху перемішування для обертових потоків, запропонованої Прандтлем [37]. Тому співвідношення Прандтля для закручених потоків більше не можна вважати справедливим.

Аналітичному дослідженню турбулентних закручених потоків нестисливої рідини в нерухомих циліндричних трубах присвячена робота [38]. В основу дослідження покладені модифікована теорія переносу завихренності Тейлора і гіпотеза подібності Кармана, розвинена на випадок тривимірного поля пульсуючої швидкості. Однак, основні рівняння будуються і аналізуються за допомогою недостатньо обґрунтованих фізичних гіпотез:

1) про відсутність дії масових сил;

2) про наявність осьової симетрії не тільки в осередненому, але і в турбулентно-пульсуючому потоці;

3) про нехтування молекулярною в'язкістю і неконсервативними масовими силами для обертових і закручених потоків (обертовий потік характеризується наявністю тільки середньої трансверсальної швидкості і всіх трьох компонент турбулентно–пульсуючої швидкості);

4) про сталість середньої осьової швидкості для закрученого потоку;

5) про нехтування градієнтами середньої радіальної швидкості.

У фундаментальній монографії [39] висвітлені результати теоретичних і експериментальних досліджень, виконаних О.Д. Нікішовою та Л.Ф. Козловим щодо гідродинамічної стійкості та формування поздовжніх вихорів типу Тейлора-Гьортлера в ламінарному примежовому шарі над увігнутою поверхнею. Досліджено лінійний та нелінійний розвитки тривимірних збурень, причому розв'язок нелінійної задачі пропонується за допомогою модельної течії між коаксіальними циліндрами.

1.2 Дослідження закручених потоків в енергетичних установках та авіаційних системах

Найбільш повні відомості щодо застосування закручених потоків в енергетиці та промисловості можна знайти в роботах В.К. Щукіна, А.А. Халатова, А.А. Авраменко, Б.П. Устименко, Ліллі, Сайреда та ін [2,6–13]. Всі роботи можна умовно розділити на 2 класи.

До першого треба віднести дослідження за умов штучної організації пристінних КВС для з'ясування їх впливу на показники процесів переносу, зокрема на зміну закономірностей тепломасообміну в місцях локалізації зазначених вихрових утворень [8, 11, 24, 29, 38, 43]. Надамо характерні приклади щодо результатів найбільш типових робіт цього типу. Згідно з дослідженнями Дюрао, Маккормака, Уілкера, Келхера, Фленті та ін. [24], при ідеалізованих умовах створення систем вихорів Гьортлера в ламінарному примежовому шарі на увігнутій стінці ізольованого прямокутного каналу зростання місцевих теплових потоків може досягати 190% в порівнянні з відповідними значеннями для плоскої пластини.

За даними Ейбека і Ітона [16] введення ізольованого поздовжнього вихору в двовимірний турбулентний примежовий шар на одиничній пластині призводить до місцевого зростання критерію конвективного перенесення теплоти - числа Стентона - на 27% в порівнянні з незбуреною областю течії. Результати теоретичного, або чисельного моделювання КВС навіть в настільки ідеалізованих умовах поки далеко не завжди можна вважати задовільними. Важливо відмітити сучасний ґрунтовний цикл теоретичних і експериментальних робіт, проведених в Інституті технічної теплофізики НАН України під керівництвом академіка А.А. Халатова та чл.-кор. НАН України А.О. Авраменка з досліджень гідродинамічних і теплообмінних процесів в криволінійних потоках біля криволінійних стінок при ламінарному і турбулентному режимах течії з вихорами Тейлора-Гьортлера

за умов дії градієнтів тиску, температурних факторів, а також при вдуві та відсмоктуванні середовища.

В роботі [7] досліджено явище відцентрової нестійкості Тейлора-Гьортлера в турбулентному примежовому шарі та запропоновано критерії відцентрової нестійкості в турбулентному примежовому шарі без відсмоктування та із відсмоктуванням. Показано, що наявність відсмоктування приводить до стабілізації течії, тобто погіршує умови виникнення вихорів Тейлора-Гьортлера.

У зазначеному вище циклі робіт авторами також проведено дослідження стійкості при використанні різних моделей турбулентності, таких, як L-модель, стандартна k-ε модель, RNG k-ε модель, а також порівняння з методом ренормалізаційної групи [9]. До речі, А.О. Авраменко і Б.І. Басок розвинули RNG-підхід щодо подібних досліджень, наприклад, в роботі [38] — для дослідження вихрового ефекту термотрансформації, розглядаючи його як наслідок від'ємної турбулентної в'язкості і теплопровідності.

До другого класу досліджень належать роботи більш прикладного плану щодо вихрових процесів в реальних апаратах і машинах. В роботі [19] 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 [4] 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 [11, 20-21]. Відомо, що відрив потоку на робочих та статорних лопатках призводить до появи об'ємних пульсацій потоку та різкого зниження коефіцієнта корисної дії турбомашини. Робота [20] 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 [11]. Для керування процесом плівкового охолодження вхідних кромки лопатки пропонується подача охолоджувача через ряди циліндричних отворів в напівсферичних заглибленнях та траншеях. Ці геометричні неоднорідності є своєрідними вихорогенераторами для інтенсифікації процесів обміну. Отримані інтегральні показники свідчать про покращення температурних умов роботи лопатки, проте технологія виготовлення лопатки ускладнюється.

Робота [21] охоплює більш широке коло застосування вихрових ефектів. Крім зазначеного напрямку, автори розвивають ідею застосування закрутки потоків для зовнішнього 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 [24] 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. Інтенсифікація обмінних процесів 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 [26] присвячено дослідженню впливу вихорогенераторів на підвищення продуктивності трубчастого теплообмінника. Вихорогенератори у вигляді різних крильцячт 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.

В роботі [43] експериментально досліджено складні ефекти при формуванні обтікання крил літального апарата (ЛА) з установленими на них генераторами вихорів. Виявлено взаємовплив поздовжніх вихрових структур, породжених генераторами вихорів, 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.

Робота [45] узагальнює досвід авторів досліджень в галузі КВС [39, 44] 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, гідродинамічного опору та масопереносу.

Ідеї цієї роботи отримали розвиток в статті [46] 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.

У роботі М.О. Гольдштіка [4] пропонуються, мабуть, найбільш оригінальні теоретичні концепції обертових потоків рідини, а також механіки дисперсних систем. Автором отримано ряд точних рішень рівнянь руху в'язкої рідини, що мають парадоксальні властивості, такі як, такими як: явище вузького вихрового колапсу, осесиметричного самозбудження

обертового руху і магнітного поля в рідині, що проводить струм (турбулентне вихрове динамо, осесимметричне магнітне динамо і т.д.).

Це єдина з відомих нам робіт (не враховуючи роботи Уормлі, 1969 [3], на яку посилається М.О. Гольдштїк), де згадується ще один «дивовижний феномен» в задачі про вихрову камеру – парадоксальний торцевий ефект. Здавалося б, наявність торцевої площини в вихровій камері повинна призводити до того, що в примежовому шарі біля стінки рідина має гальмуватися, а швидкість монотонно спадати до нуля.

Більше того, оскільки швидкість вниз за течією падає, можна було б очікувати явище відриву. Насправді ж відбувається прямо протилежне явище. Близько площини при великих числах Рейнольдса формується сильний напівобмежений струмїнь. Іншими словами, присутність стінки призводить до прискорення зовнішнього потоку – відтоку рідини від торця в сторону проточної частини вихрової камери.

Спроб описати це явище більш детально на фізичному рівні, а тим більше математично, зроблено не було в силу малої вивченості течїй в тупиковій області вихрових камер. Як і будь-які теоретичні побудови в області закручених потоків і течїй поблизу криволїнійних стїнок, підходи М.А. Гольдштїка містять багато припущень, що не завжди мають фізичне обґрунтування. Мабуть, це можна виправдати прагненням забезпечити існування і єдиність рїшення, а також стїйкїсть і збїжнїсть розрахунків. Однак, питання фізичної реалїзованості отриманих результатів для умов обмежених потоків здебїльшого залишається відкритим.

В [48] розрахунки течїї газових фаз (повітря і пари палива) ґрунтується на чисельному інтегруванні повної системи рївнянь Рейнольдса з використанням двохпараметричної моделї турбулентностї. Метою роботи є отримання даних про вплив основних конструктивних параметрів завихрювального фронтного пристрою на розподїл крапельно-рїдкого і

пароподібного палива, а саме, кутів установки лопаток тангенціального завихрювача і закрутки потоку в центральному завихрювачі.

У роботі було прийнято такі припущення. При розрахунку руху нехтується впливом нагрівання і випаровування крапель на характеристики газового потоку. При розрахунку розподілу парової паливної фази в робочому об'ємі модуля паливний пар розглядається як пасивна домішка. Робиться припущення про відсутність випаровування паливних крапель на стінках.

Більшість експериментальних робіт в області турбулентного переносу в течіях, що обертаються, присвячено дослідженням робочих процесів в циклонних, вихрових топкових камерах, у вихрових пальникових пристроях [37,39], камерах згоряння і регенераторах газотурбінних установок [8, 15, 13, 48, 42], двигунах внутрішнього згоряння [49,50], вихрових трубках Ранка-Хільша [50].

Проблема розрахунку торцевих примежових шарів безпосередньо пов'язана з дослідженням обертових дисків і взаємодією вихорів з площиною. Основоположними роботами в цій області є дослідження Кармана [52], Бюдевадта [53], Труккенброта [54] та ін.; огляд цих робіт викладено в [55, 56]. Докладно викладені наявні розв'язки рівнянь Нав'є–Стокса для вихорів, що взаємодіють з площиною, в монографіях М.А. Гольдштіка [4], С.С. Кутателадзе, Е.П. Волчкова і В.І. Терехова [5].

Одними з перших теоретичних робіт, що враховують взаємодію закрученого потоку з торцевими поверхнями в вихрових камерах, були [105, 106]. У цих дослідженнях було прийнято, що примежовий шар на торцевій поверхні в процесі його розвитку по радіусу можна розбити на дві зони (рис. 1.5): область що розвивається ($\tilde{r}^* \leq \tilde{r} \leq 1$) і область розвиненої ($\tilde{r}_0 \leq \tilde{r} \leq \tilde{r}^*$) течії (\tilde{r}^* – радіус), де вся витрата газу G проходить через торцеві граничні шари і радіальна компонента швидкості в області поза примежовими шарами дорівнює нулю.

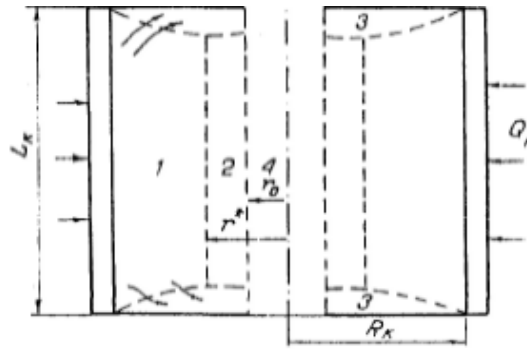


Рис. 1.5 Схема течії у вировій камері: 1– область течії, що розвивається; 2– область розвинутої течії; 3– торцеві примежові шари; 4–зона вихідного отвору

Метод заснований на диференціальних рівняннях руху і нерозривності для торцевого примежового шару в циліндричній системі координат, а також на підставі інтегрального співвідношення торцевого примежового шару. Подальший аналіз показав, що існує подібність процесів переносу моменту кількості руху та енергії в примежовому шарі обертового потоку. Запропоновані авторами рівняння передбачають знання профілів колової та радіальної компонент швидкості, розподіл максимальної швидкості по радіусу камери, а також зон опору, що пов'язують коефіцієнт тертя з інтегральними параметрами примежового шару.

Автори вважають, що залежність розподілу максимального значення радіальної компоненти швидкості по радіусу торцевої стінки може бути знайдена з системи інтегральних рівнянь співвідношення імпульсів в радіальному і тангенціальному напрямках.

Автори змогли одержати співвідношення для максимального значення радіальної компоненти швидкості, кута закрутки потоку на стінці і закону тертя, що дозволяють розв'язати інтегральні рівняння для зони течії, що розвивається.

У роботах Щукіна В.К., Халатова А.А., Авраменко А.А. та інших авторів [6, 8-11] пропонується аналіз математичних моделей закручених потоків з точки зору можливості застосування їх до створення інженерних

методів розрахунку конкретних конструкцій завихрювачів і вихрових камер. Ці методи містять емпіричні характеристики, отримані експериментально для певних діапазонів варійованих геометричних і аеродинамічних параметрів пристроїв.

Незважаючи на інженерну спрямованість цих робіт, в них приділено певну увагу умовам утворення таких структур, як вихори Тейлора-Гьортлера в пристінкових течіях, питанням їх стійкості, деяким результатами вимірювання турбулентних характеристик закручених потоків. Проблема тупикових течій, умов їх формування та впливу на параметри роботи вихрових камер в цілому не вивчалася.

Закручені потоки використовуються, наприклад, в пальниках котлоагрегатів, двигунах внутрішнього згорання, змішувачах, циклонах, пальниках реактивних та газотурбінних двигунів (рис. 1.2) та ін.

Найбільш відомим пристроєм, заснованому на принципі закрутки потоків, є двигун внутрішнього згорання [13, 15, 49, 50]. Завдяки закрутці потоків в них поліпшується перемішування повітря з паливом, підвищується повнота згорання палива, зменшуються викиди шкідливих речовин в атмосферу. В роботі [56] автори уточнюють уявлення про рух повітряного заряду в циліндрі двигуна внутрішнього згорання в період продувки. Так, в роботах [49, 50] прийнята двошарова схема розподілу колових швидкостей в поперечних перетинах циліндра: центральна – квазітвердотільна область ($\frac{U}{r} = const$) та периферійна – область квазіпотенціального, або вільного, вихору ($U \cdot r = const$). Насправді ж характер розподілу колових швидкостей є більш складним [56]. Він схематично відображає чотири ділянки: перші дві – квазітвердотільні, але з різними кутовими швидкостями обертання; третя – квазіпотенціальна (з вельми високим ступенем наближення); четверта – ділянка тривимірного примежового шару поблизу криволінійної стінки.

Якоюсь мірою аналогічні процеси відбуваються і в топках котлів [3,4,9]. За рахунок кращого перемішування і більш повного спалювання,

зменшуються втрати з недопалом палива, що важливе для котлів на твердому паливі, збільшується коефіцієнт корисної дії (ККД), відпадає необхідність в установці додаткових допалюючих пристроїв.

Ефект Ранка-Хілша, заснований на закрутці газового потоку у вихрових трубках (ВТ), також широко використовуються [50, 57-59], однак причини, що викликають температурне розподілення потоку, до сих пір повністю не з'ясовані. Крім того, їх широке використання призвело до того, що більше уваги приділялося дослідженню їх ефективності, аніж фізиці процесу, хоча проводилися дослідження крупномасштабних вихрових структур [57], спектральних характеристик шуму ВТ [58], інтерпретація результатів яких допоможе повніше зрозуміти природу вихрового ефекту.

Іншим приладом, заснованим на принципі закрутки потоку, є циклон [13]. Він призначений для очищення повітря або іншого газу від твердих частинок, пилу. Такі циклони використовуються, наприклад, у деревообробній промисловості для очищення повітря від тирси. Розглянемо більш детально принцип роботи такого циклону (рис. 1.6).

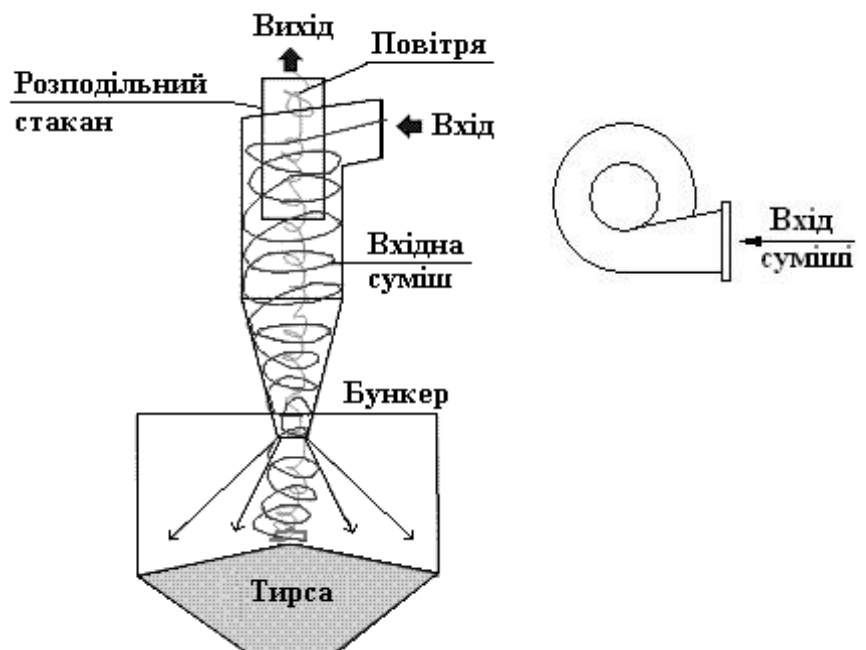


Рис. 1.6 Схема циклону

Суміш повітря з твердими частинками, входячи у циклон через вхідний патрубок, починає обертатися (на рис.1.6 – темно-сіра лінія). При цьому тверді частинки через їх більшу масу потік відкидає до периферії. Там вони починають битися об стінки камери циклону, втрачають свою кінетичну енергію та осипаються вниз, у бункер. Чисте повітря (на рис.1.6 – світло-сіра лінія), продовжуючи рух, потрапляє до розподільного стакану, а звідти – виходить назовні.

Циклонні камери аналогічної конструкції використовують також для спалювання палива та обробки матеріалів, які важко спалити чи обробити. Циклонні камери згоряння конструктивно представляють собою модифікацію звичайного пилоочисного циклону, у якому тангенціальні вхідні патрубки замінені пальниками. Закручені потоки у циклонних камерах широко вивчалися [37], проводилося числове моделювання двофазної течії з горінням розпиленого вугілля [60].

1.3 Дослідження тонкої структури потоків у вихрових камерах

Огляд робіт вказує на очевидну недостатність відомостей про картину течії та явища переносу як у вільних, так і в обмежених закручених потоках для їх коректного математичного опису та побудови фізично обумовлених алгоритмів, а також для чисельної реалізації моделей. Це стосується в першу чергу труднощів у завданні для основних диференціальних рівнянь процесу початкових і граничних умов, які б забезпечували отримання адекватних досліду розв'язків для основних потоків і вторинних течій (когерентних структур), враховували їх взаємний вплив один на одного і відображали реальні явища масопереносу, а не особливості тієї чи іншої схематизації процесу або чисельної процедури, а також не суперечили картині експериментальних даних, що в тій чи іншій мірі зустрічається в існуючих теоретичних і чисельних роботах в даній області.

Тому на сьогодні основна увага приділяється експериментальним і експериментально-теоретичним методам дослідження турбулентних течій закручених потоків, у тому числі стосовно різних технічних пристроїв.

Говорячи про експериментальні дані, з якими порівнювали результати досліджень перерахованих вище авторів, важливо підкреслити, що далеко не завжди вони правильно відображали реальну картини течії. Дослідження, поставлені авторами робіт [32, 56, 61, 62, 63-87] по вивченню детальної структури течії у ВК на макро- і мікрорівнях, показали наступне.

1) Автори вперше отримали дані, що доводять існування багат шарової структури усередненої течії в тупиковій частині вихрової камери при різних глибинах розташування торця при одиночному впускному соплі [69–72], або при поясі впускних вікон [72]. У роботах [69–73] досліди проводилися в діапазонах чисел Рейнольдса за параметрами сопел (поясів) $Re_c = 10000 \div 100000$, відносних глибинах розташування торця від середини прохідного перерізу впускних сопел $\bar{L} = \frac{L}{d_0} = 1,8 \dots 4,4$, де $d_0 = 0,102$ м – внутрішній діаметр циліндричної частини вихрової камери; L – глибина розташування торця.

В якості робочої рідини використовувалося повітря при температурі 20°C . Визначальне значення у формуванні «вкладених» одне в одне великомасштабних вихрових утворень мають ступінь тангенціальності впуску повітря в циліндр вихрової камери, кут розташування вікна сопла щодо осі циліндра і Re_c .

2) Дані вимірювань осереднених та пульсаційних значень швидкості, а також візуалізація потоків при звичайній і швидкісній кінозйомках дозволили вперше виявити факти, пов'язані з нижчезазначених типами когерентних вихрових структур:

– формування пар переносних (найбільш енергоємних) квазілюдвігівських вихорів, що поширюються в бік глухого торця;

- наявність у тупиковій області вихрової камери квазітейлоровських вихорів, як мінімум, двох поперечних масштабів;
- утворення деформованої системи вихорів Гьортлера на криволінійній стінці камери, безпосередньо прилеглої до впускного сопла;
- на суміжних границях поздовжніх циліндричних течій, що співвісно обертаються з різними кутовими швидкостями, виникають необхідні умови для формування в зсувних шарах специфічних тейлорівських вихорів.

На основі цього автори пропонують модифікувати число Тейлора для оцінки умов виникнення вихорів близько стінок вихрових апаратів. Обробка результатів швидкісної кінореєстрації найбільш енергоємних вихрових джгутів показала [72], що при кутах тангенційності введення середовища в вихрову камеру $\gamma \geq 50^\circ$ найбільш інтенсивні массообмін і продування пристінної області тупикової зони мають місце при додатних осьових кутах α розташування одиночних сопел (напрямок входу потоку в камеру – до виходу з неї). У разі застосування сопел $\gamma < 50^\circ$ ефективність переносу та очищення пристінної області досягається при $\alpha < 0^\circ$ (напрямок входу потоку – до торця).

На підставі досліджень [32, 56, 61, 62, 63-85] в роботі [87] 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 поверхні камери. У внутрішній полості камери – це квазітейлорівські вихори, а також пари спіралеподібних ЕКВС типу «вуса», які формуються у місцях спряження кутових зон проточного тракту сопла з внутрішньою циліндричною поверхнею і розходяться у тупикову та активну зони ВК.

Тупикова частина зазначеної ЕКВС на внутрішній поверхні глухого торця камери переформовується в поверхню конусоподібної форми, а далі від торця це конусоподібне вихрове утворення трансформується у квазітвердотільний торнадоподібний приосьовий вихор, який рухається від глухого торця у бік вихідної частини ВК. Через послідовний взаємозв'язок усіх зазначених регулярних вихрових структур зміна інтенсивності масопереносу в одній окремій структурі незмінно призводить до зміни характеру течій у всіх інших подальших структурах.

На рис.1.7 наведено експериментально визначений розподіл узгоджених вихрових структур у вихровій камері.

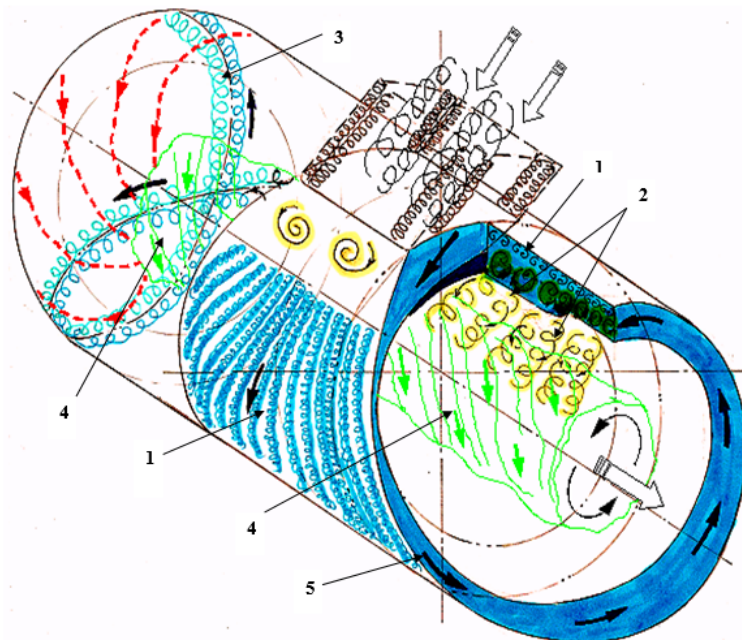


Рис. 1.7 Макет когерентних вихрових структур у вихровій камері [88]:

- 1 — вихори Гьортлера-Людвіга; 2—квазітейлорівські вихори у «вторинному» струмені; 3, 5 — спіралеподібні енергоємні «вуса» (ЕКВС);
4 —центральний квазітвердотільний вихор

Подальша деталізація вихрових складових загального потоку в камері [67, 84-87, 88-93] відкрила перспективу розробки більш раціональних способів керування КВС, а отже, процесами переносу в апаратах вихрового типу на основі узагальненого принципу взаємної сприйнятливості вихрових

утворень [61, 62]. Конкретне експериментальне доведення такої можливості дається в роботах [94- 96].

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 наближеним оцінкам характеристик закручених потоків щодо зовнішньої задачі аерогідромеханіки. В основу теоретико-чисельних робіт покладено існуючі моделі турбулентних течій, а експериментальних – дослідження, головним чином, інтегральних картин течії. 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 принципових 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.

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.

Традиційні методи керування потоками в практиці проектування апаратів вихрового типу зорієнтовані головню 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 масообміну 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 [23]. Таким чином, в обмежених потоках із закруткою визначальна роль в процесах переносу маси й імпульсу 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 конче потрібною.

Аналітичний огляд інформаційних джерел дозволяє сформулювати наступну постановку задач даного дослідження. Його головний напрямок — спрямовано та з мінімальними втратами енергії забезпечити «тонкий» керувальний вплив на ЕКВС у вихровій камері з розвиненою тупиковою частиною, яку пропонується використовувати в якості додаткового вихорогенератора для суттєвого покращення характеристик змішування потоків, що визначають інтенсивність процесів масопереносу. З цією метою пропонується використовувати керувальну дію кінцевих вихрових джгутів, генерованих нерухомими крилами, що вмонтовані у впускному соплі камери.

В рамках теоретико-експериментального методу дослідження необхідно здійснити перевірку ефективності такого способу керування спіралеподібною ЕКВС у ВК, вирішив наступні завдання.

1. На основі аналізу фізичної картини течії у обмеженому просторі ВК змішування обґрунтувати можливість ефективного і малозатратного керування ЕКВС.

2. Розробити програму і методику експериментально-теоретичного дослідження фізичного механізму керувальних впливів на ЕКВС застосуванням нерухомих крил у впускному соплі ВК та знайти критерій ефективності такого застосування.

3. Використовуючи знайдений критерій ефективності, здійснити обґрунтований вибір оптимальних геометричних та аеродинамічних параметрів крил для спрямованих керувальних дій.

4. Дослідити особливості формування керувальних вихрових шнурів, які генеруються нерухомим крилом вихорогенератора за умов обмеженості проточного тракту вхідного сопла камери.

5. Прийняти аеродинамічну модель крилового вихорогенератора та узгодити її з характеристиками керованої ЕКВС відповідно до принципу взаємної сприйнятливості вихрових утворень.

6. Проаналізувати реакцію ЕКВС в тупиковій та проточній частинах камери на керувальні дії соплового вихорогенератора.

7. Здійснити узагальнення отриманих експериментальних результатів та надати практичні рекомендації щодо запропонованого способу керування структурою течії у ВК змішування.

Висновки до розділу 1

1. Огляд підходів при дослідженнях гідродинамічних закручених потоків у вихрових камерах та аналіз отриманих результатів показує, що основна увага традиційно приділяється вивченню інтегральних картин та їх характеристик течії в їх проточних (активних) частинах. При цьому, за виключенням фундаментальних робіт Уормлі, Гольдштіка, Волчкова–Кутателадзе–Терехова, Труккенброта, вибір граничних умов області течії визначався конструктивними особливостями різних вихрових камер.

2. Оскільки більшість досліджень когерентних утворень у вихрових установках виконано на макрорівні як в теоретичному плані, так і при постановках фізичних досліджень, то бракує даних про вплив відцентрових сил, особливо в пристінних зонах криволінійних, обмежених стінками потоків, на ізотропність і однорідність турбулентності. Також такі особливості турбулентних течій присутні і в тупикових областях вихрових камер через так званий «торцевий ефект». Однак особливості спрямованих керувальних впливів на структуру тупикових течій в літературних джерелах відображено недостатньо.

3. Енергоємні детерміновані вихрові утворення в потоках генерують низькочастотні складові турбулентного руху, що зумовлюють максимальний внесок в турбулентну дифузію. Саме їм належить визначальна роль в процесах переносу маси й імпульсу у вихрових пристроях різного призначення. Тому пошук шляхів підвищення ефективності та економічності апаратів вихрового типу має базуватись на створенні новітніх методів

ефективного й малозатратного керування зазначеними вихровими утвореннями.

4. Одним з найбільш раціональних і малозатратних методів керування структурою течії у ВК уявляється організація спрямованих керувальних дій на найбільш енергоємні когерентні вихрові структури (ЕКВС) в потоках ВК. Саме їм належить визначальна роль в процесах переносу. Звідси випливає, що створення новітніх методів ефективного керування зазначеними вихровими утвореннями є важливою науковою задачею.

5. Питання можливості використання крилових елементів в якості керувальних вихорогенераторів малого аеродинамічного опору для впливу на ЕКВС у вихрових камерах практично не розглядалося. Отже доцільно провести експериментальні дослідження спрямовані на вивчення можливості керування енергоємними вихровими структурами у вихровій камері з використанням керувального впливу на структуру потоку у впускному соплі камери.

Основні положення цього розділу викладені у публікаціях автора [103, 134-138].

РОЗДІЛ 2

МЕТОДИКА ДОСЛІДЖЕННЯ ТА ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНА УСТАНОВКА

2.1 Загальна методика постановки дослідження

Дослідження питання можливості спрямованого керування енергоємними вихровими структурами у вихровій камері проводилось за допомогою фізичних експериментів. Ставиться задача забезпечити дослідне вивчення можливості використання крилових елементів малого аеродинамічного опору в якості генераторів керувальних дій для впливу на ЕКВС в вихровій камері. Основним елементом такого вихорогенератора доцільно обрати крило малого видовження відповідних геометричних та аерогідродинамічних параметрів, яке встановлюється у вхідному соплі ВК, та за певних, обраних як раціональні, умов обтікання створює систему кінцевих упорядкованих вихрових збурень, що на макро- та мікрорівнях мають напрямлено впливати на ЕКВС внутрішньокамерних потоків.

Разом з тим, установка крилового елемента у впускному тракті пристрою може призвести до зростання його аерогідродинамічного опору через додаткове дроселювання потоку. Частина енергії потоку буде використана не на утворення та підтримку потрібних керувальних вихрових утворень, а на створення за крилом нестійкої вихрової системи — супутнього сліду, у кінцевому рахунку заповненого вихорами відносно малого масштабу (порядку масштабу товщини примежового шару біля задньої крайки крила або безпосередньо перед зоною відриву потоку, в залежності від встановленого кута атаки крила). Така вихрова зона не може розглядатися як фактор керування течією та має підлягати мінімізації. Для компенсації впливу цього фактору на аеродинамічний опір обрано крилові елементи вихорогенератора, що мають гідравлічно гладкі поверхні, а також встановлюються на безвідривних кутах атаки.

Застосування крила малого видовження дає такі переваги: значно розширює діапазон кутів атаки, при яких відсутній небажаний відрив примежового шару, який міг би руйнувати упорядковані кінцеві вихрові джгути та порушувати узгодженість характеристик керуючих вихорів з характеристиками системи вихорів, якими необхідно управляти; мінімізує величину профільного опору крила, а отже, гідравлічний опір всієї вихрової камери в процесі управління вихровими системами вихрової камери. До того ж, криловий профіль доцільно обрати відносно тонким (наскільки це буде можливо з точки зору технологічності виготовлення крила), оскільки коефіцієнт піднімальної сили буде залишатися майже постійним зі зміною числа Рейнольдса.

З огляду на відомий зв'язок коефіцієнтів піднімальної сили та індуктивного опору, можна стверджувати, що в широкому діапазоні режимних параметрів застосоване крило малого подовження забезпечуватиме найсприятливіші умови стійкого генерування кінцевих вихрових джгутів, які мають впливати на характеристики КВС у вихровій камері. Сприятиме цим умовам також близькість крила до нижньої частини проточного тракту сопла, що спричиняє дію екранного ефекту, який збільшує коефіцієнт піднімальної сили, а відповідно й індуктивний опір, природа якого зв'язана саме з утворенням керувальних вихорів.

Додаткові керуючі вихрові структури, що вводяться у запропонованому сопловому пристрої до вхідного потоку, мають забезпечити отримання більш якісного керування процесом змішування у ВК і зменшать енергетичні та матеріальні затрати на систему керування.

2.2 Опис експериментальної установки

В якості експериментальної установки використовувався аеродинамічний стенд «Вихрова камера» для дослідження внутрішніх вихрових течій, який був створений в рамках договору між Механіко-машинобудівним інститутом Національного технічного університету України

"Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського» і Інститутом гідромеханіки Національної академії наук України.

Стенд складається з експериментальної установки (рис. 2.1) з прозорою робочою ділянкою та звичайними приладами контролю витрати та тиску, координатного пристрою, а також вимірювального комплексу, що складається з апаратури термоанемометрії, запам'ятовуючого осцилографа, засобів візуалізації та кінофотореєстрування течії. ВК має внутрішній діаметр $d_0 = 0,102$ м та загальну довжину $L_0 = 0,635$ м. Поодиноке вхідне сопло має тангенціальний по відношенню до порожнини камери проточний тракт прямокутного перерізу $0,02 \times 0,04$ м² з округленнями по кутах.

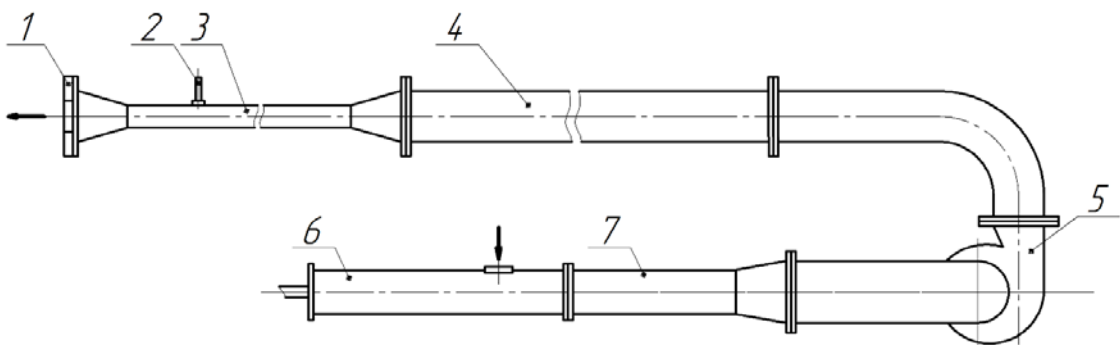


Рис. 2.1 Схема експериментальної установки:

1 - змінна діафрагма, 2 - пневмометрична трубка, 3 - витратомірна ділянка, 4 - трубопровід, 5 - відцентровий вентилятор, 6 - робоча ділянка, 7 - проміжна ділянка

Вимірювання витрати здійснювалося пневмометричною трубкою типу ВТІ, а регулювання витрати – за допомогою змінних діаграм. Імпульсні лінії, диференціальні манометри та координатний пристрій на схемі не показані.

Робоча ділянка підключена до тракту вентилятора, що всмоктує повітря. Таким чином, забір повітря в робочу ділянку здійснюється з великого об'єму (об'єму лабораторії).

Конструкція робочої ділянки дозволяє не тільки формувати у внутрішній порожнині циліндра одиночні і взаємодіючі затоплені струмені з різним ступенем тангенціальності, які переходять в тій або іншій мірі в гвинтоподібні потоки, але і організувати змішування їх із стаціонарним або нестаціонарним поступальним потоком повітря. При необхідності контрольного градування датчиків термоанемометра потік спрямовується вздовж осі циліндра при приєднанні (замість глухого торця) передвключеної ділянки аеродинамічної стабілізації.

Креслення вхідного сопла ВК показано на рис. 2.2.

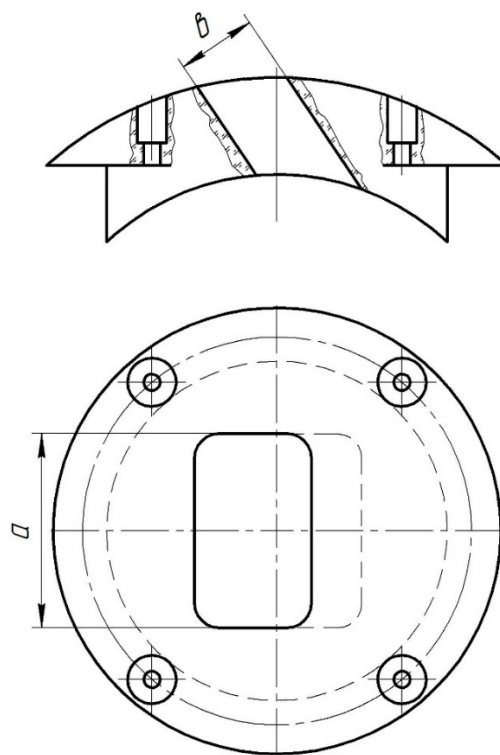


Рис. 2.2. Ескіз вхідного сопла

Без застосування додаткового осьового або тангенціального наддуву робочої ділянки за допомогою повітродувки, діапазон змінних чисел Рейнольдса по середній швидкості повітря в соплі і його еквівалентному діаметру складає $Re_c \approx (1K 10) \cdot 10^4$.

До вимірювального комплексу стенду входить апаратура термоанемометрії фірми "DISA Elektronik", Данія, з однопитковим дротяним датчиком і стандартні прилади контролю витрати та тиску з набором

пневмометричних насадків. З боку торцевої частини вихрової камери на столі встановлено координатний пристрій, в якому встановлена державка з термоанемометричним датчиком з можливістю максимального переміщення до 500 мм для вивчення аеродинаміки течії у ВК. Державка уводиться через спеціальний отвір у точці камери.

Датчик представляє собою металевий конічний кінцевик з чутливим елементом у вигляді платиного дроту діаметром 5 мкм. Датчик термоанемометра може бути орієнтований на вимірювання колових або осьових швидкостей та пересуватися за трьома координатами.

Також до складу стенда входить комплект апаратури візуалізації, кіно- і фотофіксації, контролю геометричних та механічних параметрів, а також аеродинамічних вимірювань характеристик течії.

Такий вимірювальний комплекс дає змогу безпосередньо вивчати великомасштабні вихрові структури, локальні та інтегральні характеристики турбулентності у закручених напівобмежених потоках, а також мікроструктуру течії, а саме, вихори типу Гьортлера, Тейлора та ін.

2.3 Засоби та методика вимірювань параметрів вихрових структур

Для вивчення особливостей керування когерентними вихровими структурами в камерах змішування криловими вихорогенераторами використовуються три методи дослідження:

1. Візуалізація та кінофотореєстрація течії;
2. Вимірювання усереднених швидкостей та статичного тиску з використанням пневмометричних насадків;
3. Термоанемометрія вихрових структур

Саме за їх допомогою та стробоскопування великомасштабних вихрових структур в дослідженнях [69–72] було виявлено наявність ЕКВС, які тепер досліджуються в даній роботі.

2.3.1 Апаратура термоанемометрії та методика обробки експериментальних даних

У практиці досліджень широке використання для вимірювання швидкісних характеристик потоків отримав метод термоанемометрії. Основною областю використання термоанемометрів є вивчення течій у примежовому шарі поблизу стінки, визначення напрямку швидкості потоку та, головним чином, дослідження турбулентності потоків неперервних середовищ. Термоанемометри мають ряд переваг, серед яких невелика інерційність приладу, доволі висока точність, висока чутливість датчика, невеликі габарити.

Тому метод термоанемометрії використовувався і в рамках даної роботи для вивчення особливостей керування енергоємними вихровими структурами у камерах змішування з використанням впливу на структуру потоку у впускному соплі криловими вихорогенераторами.

Градування датчика звичайно проводилося у зразковій аеродинамічній трубці фірми «DISA Elektronik», розташовуючи нитку датчика перпендикулярно до напрямку осередненої течії біля зразкового насадка Піто-Прандтля, але не дуже близько одне до одного. Порівнюючи покази трубки Піто-Прандтля та покази вольтметра, складався градувальний графік. При таруванні особливу увагу потрібно було звертати на чистоту, відсутність вологи, пилу, масел у повітрі, яке використовується.

Необхідно було також підтримувати температуру потоку, по якому відбувається тарування датчика, однаковою із температурою досліджуваного потоку. Вимірювання показують [97], що відхилення температури газу на 1 К від умов тарування може призвести до додаткових похибок в вимірюванні швидкості на 2%.

При вимірюваннях в ізотермічному потоці приблизно постійного тиску і при роботі моста термоанемометра з постійним коефіцієнтом перегріву

$\frac{R_w}{R_f} = \text{const}$ взаємозв'язок між швидкістю і напругою, який лежить в основі градуювання, можна подати в спрощеному вигляді [18]:

$$E^2 = E_0^2 + B \cdot v_f^{0.45}, \quad (2.1)$$

де E - напруга, що знімається з діагоналі моста (лінійно пов'язане з E_w , але посилене за рахунок мостової схеми і підсилювача зворотного зв'язку), B ; E_0^2 - квадрат фіктивної напруги, значення якого визначається при пролонгації (однобічній екстраполяції) градуювальної характеристики до $v_f = 0$, B^2 ; B - константа градуювання, $\frac{B^2}{(\text{м/с})^{0.45}}$; показник степеню $n = 0,45$ вибраний як

оптимальний на основі експериментальних даних для діапазону швидкостей 2 – 150 м/с [17]. На підставі рівняння (2.1) проводиться розшифровка результатів вимірювань. Як безпосередньо впливає з цього рівняння, середня в часі швидкість може бути визначена як:

$$v_f = \left(\frac{E^2 - E_0^2}{B} \right)^{2.22}$$

Взаємозв'язок між середньоквадратичними пульсаціями поздовжньої компоненти швидкості і напруги має вигляд:

$$\frac{\sqrt{v_f'^2}}{v_f}, \% = \frac{0,444 \cdot E}{E^2 - E_0^2} \cdot \sqrt{e'^2}, \quad (2.2)$$

де $\sqrt{e'^2}$ - середньоквадратична пульсація напруги, мВ.

Останніми роками широко використовуються термоанемометри постійної температури (рис. 2.3). Основними елементами таких термоанемометрів є вимірювальний міст з чутливим елементом, включеним в одне з його плечей, і підсилювач із зворотним зв'язком. Підсилювач постійного струму повинен мати високий коефіцієнт посилення (не менше 8000...10000) і рівномірну частотну характеристику в смузі частот 0-340 кГц.

Стійка робота підсилювача в області високих частот забезпечується завдяки частотно-залежному зворотному зв'язку.

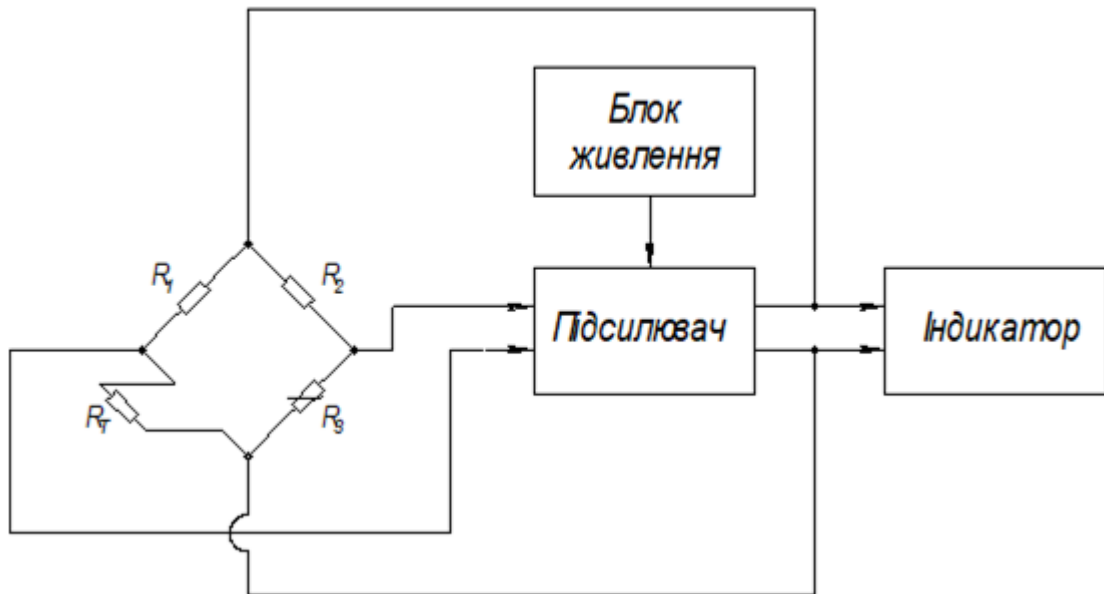


Рис. 2.3 Схема термоанемометра постійної температури

Зміна чинника зворотного зв'язку дозволяє регулювати в широких межах частотну характеристику приладу.

Тому, враховуючи все вище сказане, в даній роботі для вимірювання усередненої за часом місцевої швидкості і середньоквадратичних пульсацій швидкості потоку в різних перерізах робочої ділянки, у тому числі поблизу торця і стінок циліндра, використовувалася одно-канальна термоанемометрична система DISA-55M.

Для отримання електричного сигналу, зареєстрованого термоанемометром, були використані термоанемометричні дротяні датчики типу 55P15. Чутливий елемент датчика виготовлений з платинової нитки діаметром 5 мкм і завдовжки 1,1 мм. Пробник встановлювався так, щоб кінчик датчика був орієнтований проти переважаючого напрямку набігаючого потоку. Області цієї течії визначаються за допомогою ТЕНШ і засобами візуалізації.

На рис. 2.4 представлено схему вимірювання в даному дослідженні, де H – датчик однопіткочий дротяного типу; D – державка однопіткочого

датчика; T – глухий торець вихрової камери; ТК – трьохпараметричний координатник; 1 – міст термоанемометра 55M10 фірми ”DISA Elektronik”; 2 – джерело живлення (55M01); 3 – вольтметр середніх значень (цифровий вольтметр 55D31); 4 – вольтметр середньоквадратичних значень (55D35); 5 – фільтр нижніх частот Баттерворта; 6 – аналого–цифровий перетворювач L–264 фірми “L–Card”; 7 – IBM–сумісний комп’ютер.

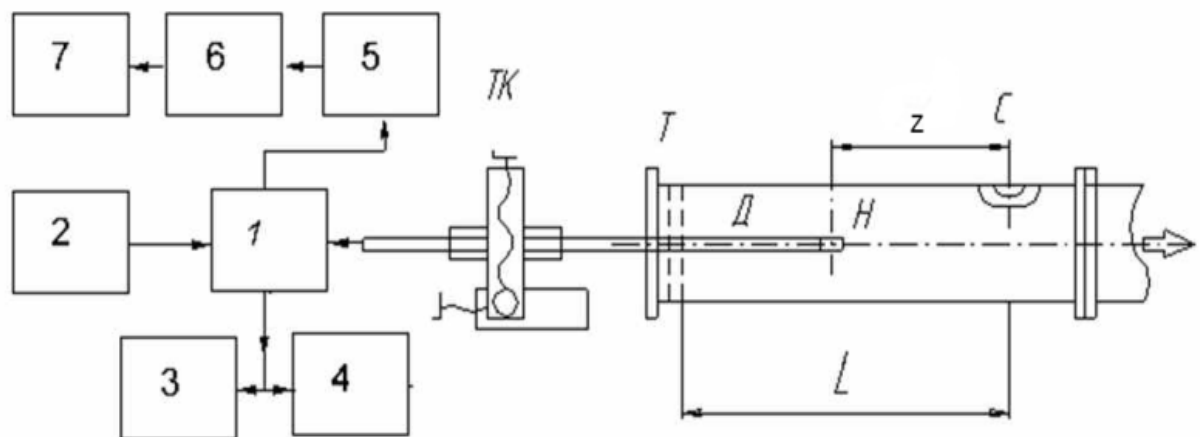


Рис. 2.4 Схема робочої ділянки з вимірювальною апаратурою.

Оскільки опір датчика залежить від його температури, й опору для обчислення швидкості досліджуваного потоку необхідне проведення відповідного калібрування в еталонних умовах, яке показано на рис. 2.5.

2.3.2 Калібрування датчиків термоанемометра

Калібрування термоанемометра відбувалося за допомогою трубки Піто-Прандтля. Державку термоанемометра (Д) разом з трубкою Піто-Прандтля (Т) розташовували у порожнині вихрової камери в середині перерізу А-А (рис. 2.5) на одному рівні за допомогою лазерного нівеліру Bosch UniversalLevel 3 Set з класом лазера 2, точністю, ± 0.5 мм/м, лазерним діодом в 635 нм та границями самовирівнювання $\leq 3^\circ$. За допомогою змінних діафрагм в число Рейнольдса варіювалося в діапазоні $50000 \div 100000$.

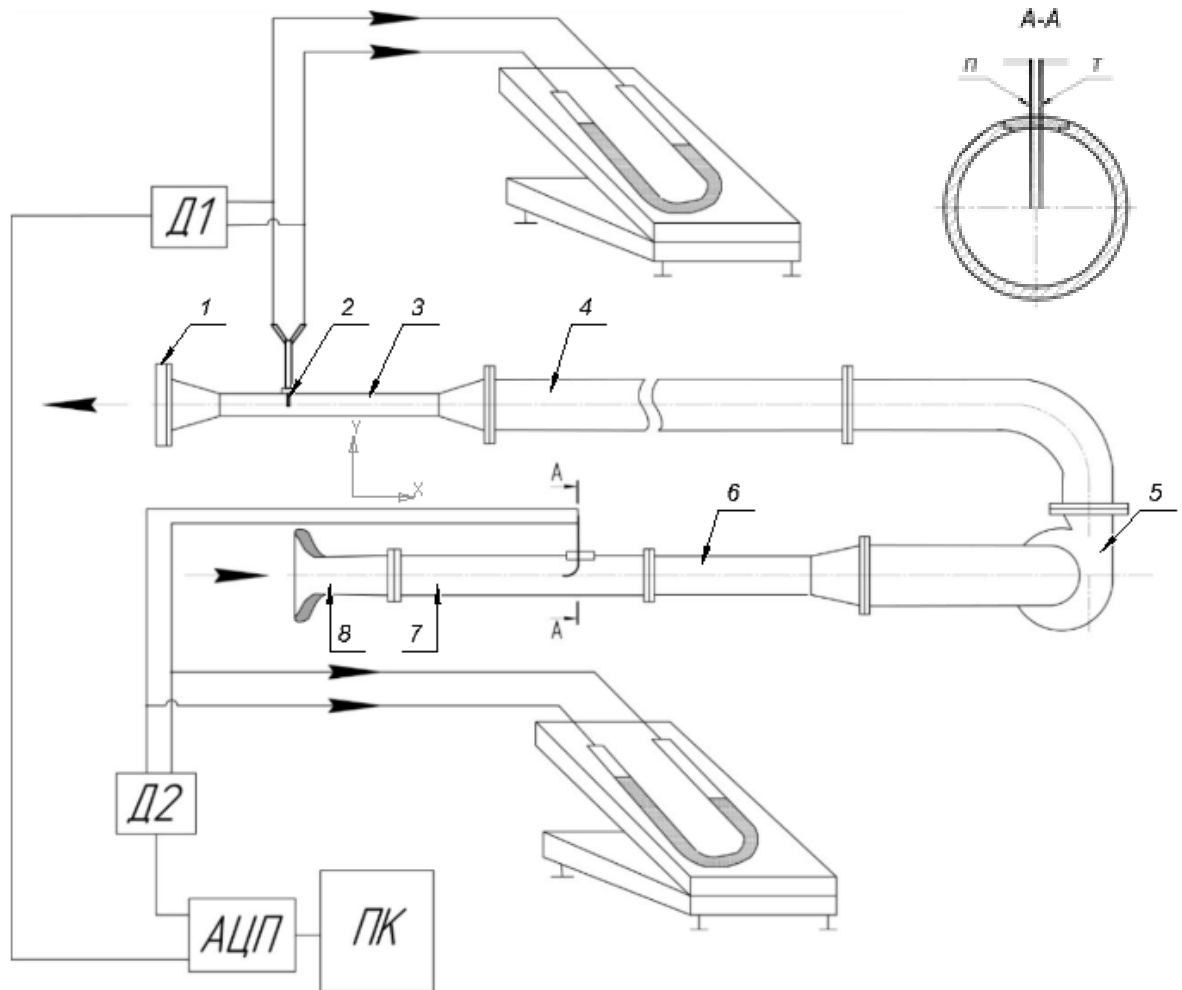


Рис. 2.5 Схема вимірювань при калібруванні датчиків термоанемометра: П- трубка Піто-Прандтля, Т- державка датчика; 1 – змінна діафрагма; 2 – пневмометрична трубка типу ВТІ; 3 – витратомірна ділянка; 4 – трубопровід; 5 – відцентровий вентилятор; 6 – проміжна ділянка; 7 – робоча ділянка; 8 – передвключена ділянка з лемнікатним соплом.

В результаті градування термоанемометра було отримано формулу

$$u, v = \left(\frac{U_{\text{вих}}^2 - 18,654}{10,813} \right)^{0,45},$$

де $U_{\text{вих}}$ - напруга з моста термоанемометра.

На рис. 2.6 представлено фотографію робочої ділянки експериментальної установки разом з лазерним нівеліром Bosch UniversalLevel 3 Set, яка використовувалась для досліджень в даній роботі.

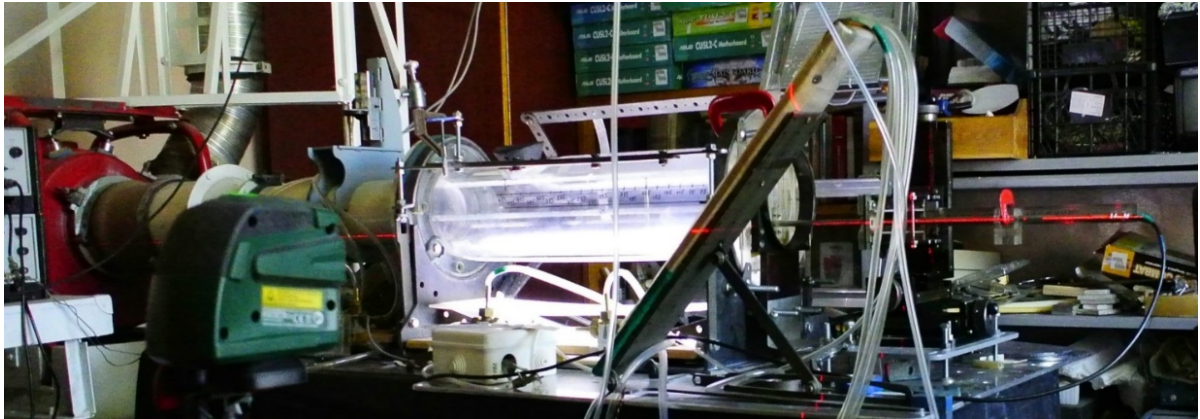


Рис. 2.6 Загальний вигляд експериментальної установки

Для верифікації точності вимірювальної системи і тестування достовірності розподілу актуальних швидкостей в потоці ВК було застосовано широко відому в експериментальній аерогідромеханіці методику, яка передбачає виконання серії контрольних вимірювань на еталонній моделі [1, 98]. Методика полягає в порівнянні експериментальних епюр усереднених за часом величин швидкості, визначених даною апаратурою, з класичними профілями швидкостей, наприклад, з профілем Блазіуса в ламінарному примежовому шарі, підтвердженим розрахунками К. Тьопфера, Л. Берстоу, С. Голдстейна, що повністю збігається з даними вимірювань І Нікурадзе, Г. Шубауера, П. Клебанова та інш. на плоскій пластині, яку обтікає потік у поздовжньому напрямку. З цією метою в горизонтальній площині осьового перерізу робочої ділянки було встановлено плоску гідравлічно гладку пластину з листового органічного скла завдовжки $635 \cdot 10^{-3}$ м товщиною $4 \cdot 10^{-3}$ м, що мала загострену вхідну кромку. Результати вимірювань розподілу швидкості в ламінарному примежовому шарі, який утворювався на пластині при всмоктуванні повітря через лемніскатний насадок, встановлений перед пластиною, зображено на рис. 2.7 при зазначених величинах числа Рейнольдса $Re = U_{\infty} x / \nu$, де $x = 514 \cdot 10^{-3}$ м – відстань від передньої кромки пластини до поперечного перерізу вимірювання.

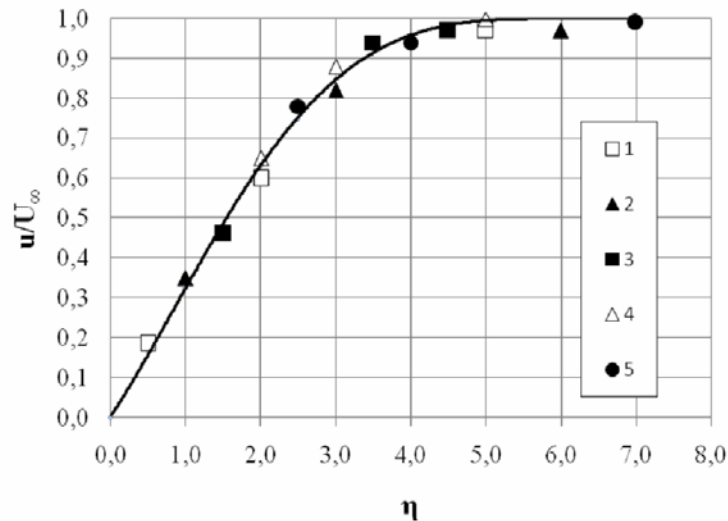


Рис. 2.7 Профіль швидкості в ламінарному примежовому шарі на тестовій пластині. Дані вимірювань при відповідних значеннях числа Re : 1 – 10^4 ; 2 – $4,75 \cdot 10^4$; 3 – $1,08 \cdot 10^5$; 4 – $1,46 \cdot 10^5$; 5 – $1,97 \cdot 10^5$. Суцільна крива – профіль Блазіуса [1].

Порівняння розподілу дослідних точок з неперервною кривою Блазіуса в традиційно прийнятих координатах (u/U_∞ – відносна поздовжня швидкість, $\eta = y\sqrt{U_\infty / \nu x}$ – безрозмірна відстань від пластини) свідчить про їх достатньо повну збіжність. Це доводить, що інструментальне забезпечення і застосовану методику вимірювань в даних дослідженнях можна вважати коректними, а якість потоку при калібруванні датчиків термоанемометра є адекватною умовам проведення відповідних класичних та широко відомих досліджень.

2.4 Вібродіагностика експериментальної установки

Специфіка вимірювань пульсацій швидкості і тиску повітряних потоків за допомогою термоанемометричної, лазерної та віброакустичної апаратури накладає підвищені вимоги до конструкції аеродинамічного стенда [102, 136].

Поверхні стенду, включаючи стіл і встановлений на ньому координатний пристрій схильні до дії вібрації, основним джерелом яких є вентиляторний агрегат. Це викликає вібрацію державки з термоанемометричним датчиком. Такі вібрації елементів стенду й особливо небезпечні резонансні коливання можуть зменшити точність вимірювань, спотворити уявлення про природу та динаміку пульсацій в окремих зонах течії, а отже й про фізичну картину процесів, які вивчаються. Резонансні коливання також посилюють механічні навантаження й здатні привести до її механічного пошкодження, погіршити експлуатаційні характеристики та умови праці персоналу.

Для проведення вібродіагностики стенд було умовно поділено на два основні вузли: вентиляторного агрегату «Краб» (Д, В) і прозорої робочої ділянки у вигляді циліндричної труби – вихрової камери (ВК), в якій проводяться аеродинамічні вимірювання і візуалізація течій.

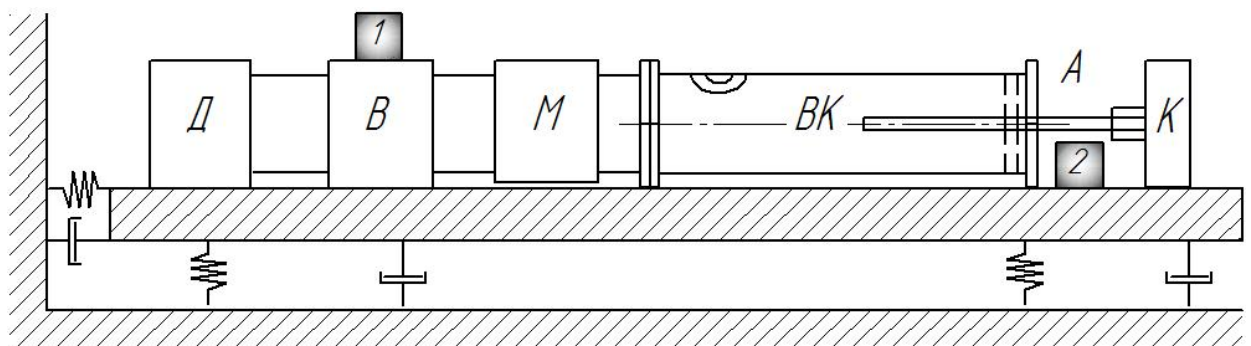


Рис. 2.8 Схема основних вузлів аеродинамічного стенда «Вихрова камера»

Вентиляторний агрегат «Краб» включає в себе трифазний асинхронний електродвигун 2ДМШ потужністю 0,55 кВт номінальною частотою обертання 2835 об/хв і відцентровий вентилятор.

Обидва основні вузла стенду мають свої власні фундаменти. Конструкціями фундаментів є 3-х мірні рамні зварні конструкції, які спираються на підлогу лабораторії. Фундамент вентиляторного агрегату «Краб» скріплений з капітальною стіною лабораторії.

Для зменшення негативного впливу вібрації елементів стенду і для забезпечення необхідної точності вимірювань були проведені дослідження по визначенню частотного складу вібрацій і шляхи до модернізації експериментальної установки.

Вібрації державки датчика термоанемометра призводять до появи в сигналі додаткових миттєвих переносних швидкостей, які складаються з шуканими миттєвими відносними швидкостями повітряного потоку та реєструються термоанемометричною апаратурою (що може зменшити точність вимірювань).

Вісь датчика термоанемометра завжди спрямована перпендикулярно вектору відповідних компонент вимірюваних швидкостей. Наприклад, на рис. 2.9 показана орієнтація осі датчика термоанемометра при вимірюванні осьових швидкостей. Там же показана орієнтація осей чутливості датчика вібрацій (акселерометра).

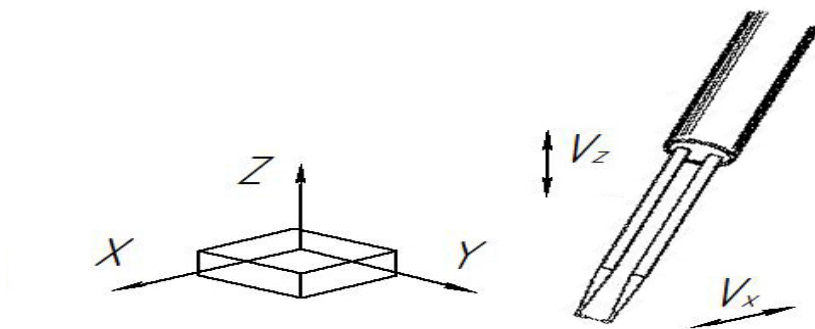


Рис. 2.9 Орієнтація датчика термоанемометра і датчика вібрацій (акселерометра).

З рис. 2.9 випливає, що при вимірюванні осьових швидкостей необхідно враховувати віброколювання датчика вздовж осі X , а при вимірюванні колових швидкостей необхідно враховувати віброколювання датчика уздовж осі Z .

Використовуючи принцип відносності руху, очевидно, що датчик може реєструвати миттєві значення швидкості повітря перебуваючи

нерухомо щодо системи відліку, або він може реєструвати миттєві значення швидкості повітря, здійснюючи коливання щодо нерухомого повітря.

Для аналізу кінематики складного коливального руху повітря в ВК і датчика щодо повітря були обрані дві системи координат. Рухома система координат, пов'язана з датчиком термоанемометра і нерухома система координат, пов'язана з спостерігачем. Шукана відносна миттєва швидкість визначалася як геометрична (векторна) різниця між абсолютною миттєвою швидкістю повітряного потоку і переносною миттєвою швидкістю [124]

$$v_{отн} = v_{абс} - v_{пер} \quad (2.1)$$

Абсолютну миттєву швидкість повітря $v_{абс}$ можна визначити методом термоанемометрування з подальшою оцифровкою сигналу. Переносну миттєву швидкість $v_{пер}$ можна визначити як віброшвидкість коливання датчика термоанемометра.

В якості датчика для реєстрації віброприскорень аеродинамічного стенду використовувався трьохосьовий мікромеханічний акселерометр MMA7260Q (виробництва Freescale semiconductor) (рис. 2.10.) з робочим діапазоном вимірювання прискорення $\pm 1,5g$ й чутливістю 800 мВ/g. Частотна полоса сигналу була обмежена фільтром нижніх частот (ФНЧ) полосою 0–350Гц. Оцифровування сигналів віброприскорень здійснювалися за допомогою плати введення інформації L-761 (L-Card) (АЦП). Реєстрація інформації здійснювалась на комп'ютері Advantech UNO-3074 (ПК).

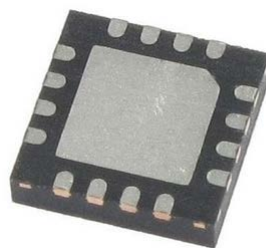


Рис. 2.10 Трьохосьовий мікромеханічний акселерометр MMA7260Q

Обробка сигналу здійснювалась за допомогою програмного забезпечення «PowerGraph» Ver.3.7 Professional (ООО «Интероптика-С»). Калібровка акселерометра здійснювалась на поворотному столі шляхом його повороту відносно вектору гравітаційного прискорення. Для точного визначення кута між віссю чутливості акселерометра і вектором гравітаційного прискорення використовувався оптичний квадрант КО-30. Межа допустимої похибки вимірювання кута квадранта складала $\pm 30''$.

Блок-схема вимірювальної системи вібродіагностики стенда представлена на рис. 2.11.



Рис. 2.11 Блок-схема вимірювальної системи вібродіагностики стенда

У загальному випадку датчик термоанемометра реєструє одночасно 3 сигнали різної природи: 1) швидкість потоку повітря, 2) механічні коливання датчика щодо незбуреного повітря і 3) електромагнітний шум приладів і електромагнітні наведення на лінії зв'язку (кабелю). Кожен з цих сигналів вносить свою складову в сумарну похибку сигналу і представляє собою суму стаціонарного випадкового сигналу і гармонік.

У разі некорельованості цих складових сумарна випадкова похибка (сумарний розкид сигналу) термоанемометра можна представити у вигляді рівняння [4]:

$$\Delta_e^2 = \Delta_U^2 + \Delta_{\text{вібр}}^2 + \Delta_{\text{е.м.}}^2, \quad (2.2)$$

де Δ_U – дифузність (розкид) експериментальних даних, яка викликана флуктуаціями повітряного потоку (об'єкта вимірювання), $\Delta_{\text{вібр}}$ – дифузність (розкид) експериментальних даних, яка викликана вібрацією датчика термоанемометра щодо нерухомого повітря, $\Delta_{\text{е.м.}}$ – дифузність (розкид) експериментальних даних, яка викликана внутрішніми електромагнітними

шумами приладів і електромагнітними наведеннями на лінії зв'язку (інформаційні кабелі).

Численними вимірюваннями електромагнітних шумів вимірювальної системи (при вимкненому вентиляторі) встановлено, що $\Delta_{e.m.} \approx 0$.

У найбільш простому випадку сигнал термоанемометра є стаціонарним випадковим процесом з законом розподілу щільності ймовірності близьким до нормального. В цьому випадку дифузність сигналу можна представити у вигляді

$$\Delta_e = t_{P,N} \cdot \sigma_e,$$

де $t_{P,N}$ – квантільний множник, що залежить від довірчої ймовірності P і кількості одиничних вимірювань N , σ_e – середньоквадратичне відхилення (С.К.О.) сумарного сигналу.

Тоді рівняння (1) можна перетворити і визначити шукану С.К.В. флуктуації повітряного потоку

$$\sigma_U^2 = \sigma_e^2 - \sigma_{\text{вiбр}}^2. \quad (2.3)$$

З рівняння (2.3) впливає два способи визначення шуканої величини

σ_U^2 :

1. Зменшити величину механічної вібрації до значень $\sigma_{\text{вiбр}}^2 \approx 0$, тоді $\sigma_U^2 = \sigma_e^2$, що дозволяє визначити σ_U^2 безпосередньо за сигналом термоанемометра.

2. Експериментально визначити $\sigma_{\text{вiбр}}^2$ і σ_e^2 , потім визначити σ_U^2 за рівнянням (2).

Обидва способи ведуть до додаткових витрат. Перших спосіб – до витрат на віброзахист, другий – на проведення спеціальних досліджень з визначення рівня вібрацій.

При аеродинамічних експериментах на стенді «Вихрова камера», краще застосувати спосіб заснований на комбінації 1-го і 2-го способів, описаних вище.

А саме, зменшити рівень вібрацій не до гранично низькою величини ($\sigma_{\text{вiбр}}^2 \approx 0$), а до такої величини, яка приведе до прийнятної похибки через наявність вібрації. Такий віброзахисту можна досягти просто невитратними методами (без теоретичного розрахунку).

Перетворимо рівняння (2.3) до виду

$$\left(\frac{\sigma_U}{\sigma_e}\right)^2 = 1 - \left(\frac{\sigma_{\text{вiбр}}}{\sigma_e}\right)^2. \quad (2.4)$$

Наприклад, при $\frac{\sigma_{\text{вiбр}}}{\sigma_e} \leq 0,20$ з рівняння (2.4) отримуємо, що $\frac{\sigma_U}{\sigma_e} \approx 0,98$.

В цьому випадку похибка експерименту збільшується всього на 2% внаслідок вібрації.

Таким чином, при вимкненому та увімкненому електродвигуні були проведені вимірювання фонових механічних вібрацій вузлів аеродинамічного стенда внаслідок коливань будівельних конструкцій лабораторного приміщення та фонових електромагнітних наведень на вимірювальні прилади та інформаційні кабелі. Вони показали дуже малий вплив цих чинників на результати досліджень структури вихрових течій.

Для оцінки якості заходів по зменшенню рівня вібрацій були здійснені вимірювання та порівняння віброприскорень в двох зонах: 1) безпосередньо біля двох джерел змушених коливань (двигун та вентилятор) і 2) в зоні торця ВК (координатний пристрій), що може спричиняти вібрації державок датчиків (рис. 2.8).

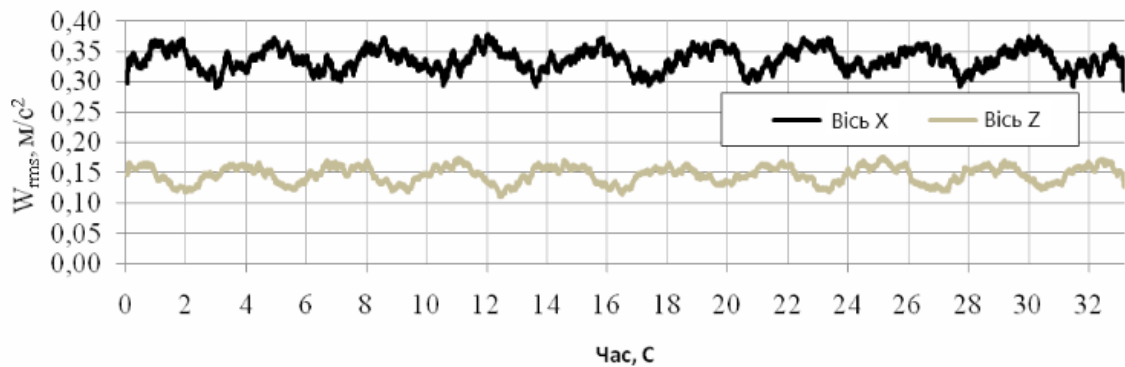
Для кількісного опису якості віброізоляції використовувався параметр середнє квадратичне значення (RMS) віброприскорення.

$$w_{rms} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^n w_i^2}, \quad (2.5)$$

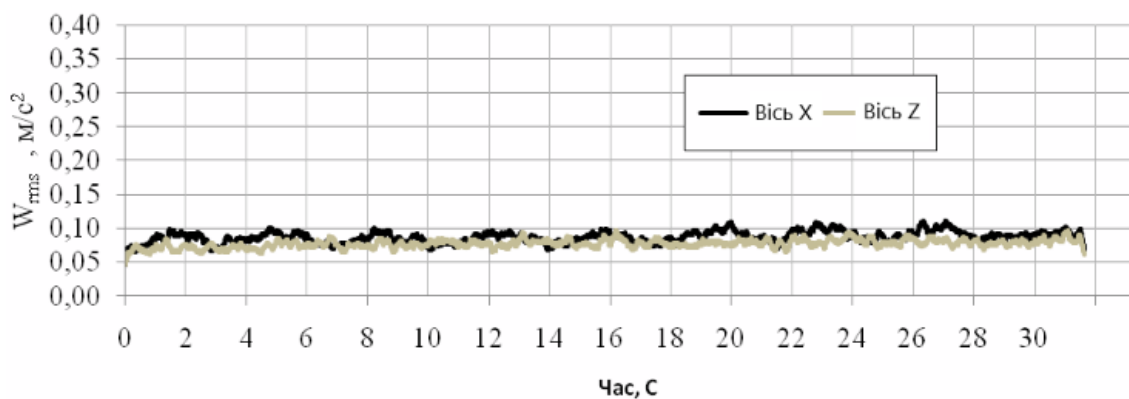
де w_i – миттєве прискорення, N – кількість одиничних вимірювань.

Час одного вимірювання (час реалізації, T_r) в експериментах становила 30 ÷ 35 секунд. Частота дискретизації сигналу становила $f_d = 1000$ Гц. Тоді, за формулою $N = f_d \cdot T_r$, кількість одиничних вимірювань одного експерименту становило $N = 30000 \div 35000$ одиниць.

На рис. 2.11 показані графіки середніх квадратичних значень віброприскорення в точках вимірювання: а) двигун, б) вентилятор і в) торець вихривий камери для осей чутливості X і Z , обчислених за допомогою функції RMSPt ($X; N$) пакета програм «PowerGraph» Ver.3.7 Professional (ТОВ «Інтероптика–С»).



а)



б)

Рис. 2.12 Середні квадратичні значення віброприскорення в точках вимірювання: а) двигун, і б) торець вихрової камери для осей чутливості X і Z.

Періодичний характер функції середнього квадратичного значення віброприскорення говорить про наявність биття у вузлі двигун–вентилятор. Оскільки, графіки функцій по осям X и Z подібні, має місце як радіальне так і торцеве биття. Коефіцієнт ефективності віброізоляції стенда визначається за формулою:

$$K_{ef} = \frac{W_{rms}^{двиг}}{W_{rms}^{БК}}, \quad (2.6)$$

де $W_{rms}^{двиг}$ – середнє квадратичне значення (RMS) віброприскорення в зоні джерела коливань, а $W_{rms}^{БК}$ – середнє квадратичне значення (RMS)

віброприскорення в зоні торця ВК (зоні установки координатного пристрою термоанемометра).

Аналіз графіків говорить про зниження величини віброприскорення між точкою вимірювання "двигун" и точкою вимірювання "торець ВК" по осі X приблизно в 4 рази, а по осі Z приблизно в 2 рази.

Більш детальний аналіз віброгасіння можна здійснити шляхом спектрального аналізу.

Спектри віброприскорення, виміряні на двигуні ВК і торці ВК показані на рис. 2.13.

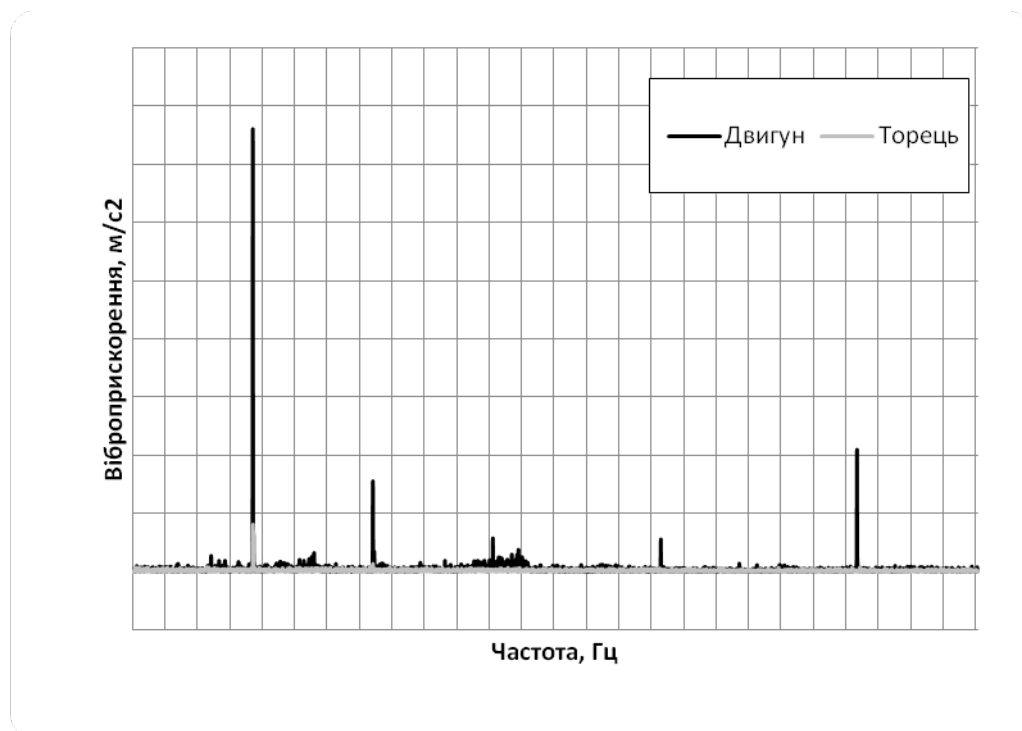


Рис. 2.13 Спектри віброприскорень, виміряних на двигуні і торці ВК.

Аналіз результатів дозволяє зробити висновок про те, що віброприскорення двигуна після модернізації ВК представляє собою суму кількох гармонік з частотами приблизно 49,6 Гц, 99,4 Гц, 149,1 Гц, 218,7 Гц и 299,9 Гц і шумів в полосах частот 27...72 Гц і 130...160 Гц. Термоанемометричними дослідженнями показано, що ці механічні коливання потрапляють у частотні смуги пульсацій швидкості вихрових структур.

Віброприскорення торця ВК представляє собою тільки гармоніку приблизно 49,6 Гц . Наявність гармоніки в 49,6 Гц можна пояснити роботою електродвигуна стенда. Гармоніки 99,4 Гц, 149,1 Гц і 299,9 Гц є, на нашу думку, вищими гармоніками, викликаними основною гармонікою в 49,6 Гц.

Аналіз рис. 2.13 демонструє ефективність проведених дій по зменшенню вібрацій стенда. Всі гармонічні коливання, крім 49,6 Гц в зоні торця ВК відсутні. Гармоніка 49,6 Гц зменшена приблизно в 10 разів и складає приблизно 0,04 м/с².

Оскільки вібрація представляє собою гармонічні коливання, величини миттєвих прискорень w_i і швидкостей v_i описуються наступними синусоїдальними законами, що являються величинами взаємозалежними і пов'язаними між собою наступними співвідношеннями:

$$w_i = A\omega^2 \sin(\omega t + \varphi_0), \quad (2.7)$$

$$v_i = -A\omega \cos(\omega t + \varphi_0), \quad (2.8)$$

де $\omega = 2\pi f$ – колова частота.

З рівнянь (4) можна визначити максимальні значення миттєвого прискорення $w_{\max} = A \cdot (2\pi f)^2$ і швидкості $v_{\max} = A \cdot (2\pi f)$ і $v_{\max} = \frac{w_{\max}}{2\pi f}$.

Вирахуємо максимальне віброприскорення на торці ВК, використовуючи

$$\text{експериментальні дані рис. 2.13 } v_{\max} = \frac{0,04 \text{ м/с}^2}{2 \cdot 3,14 \cdot 49,6 \text{ Гц}} = 1,3 \cdot 10^{-4} \text{ м/с}.$$

Такі малі значення, викликані вібрацією експериментальної установки не впливатимуть на точність аеродинамічних досліджень на стенді «Вихрова камера».

Отримані дані дозволили не тільки скорегувати ідентифікацію виявлених структур і відповідних характеристик течії, але й здійснити заходи щодо зниження рівня вібрацій стенду, або повного їх придушення. Також, заходи по зниженню рівня вібрацій були використані для підвищення експлуатаційних характеристик стенда і умов праці персоналу.

Таким чином, показано, що в полосі частот 0–350 Гц вібрація стенду являла собою складну сукупність полігармонічних коливань електродвигуна і вентилятора з частотами 35, 38, 43, 50, 61, 75, 100, 118, 129, 149, 218 та 300 Гц й вібраційними шумами конструкції експериментальної установки в полосах частот 27–67, 60–77, 117–129, 130–160 Гц [5, 6].

Проведені термоанемометричні дослідження виявили, що зазначені механічні коливання лежать в полосі частот коливань досліджуваних вихрових структур, а отже це ускладнює їх ідентифікацію.

Для усунення цієї проблеми при підготовці до проведення досліджень були зроблені наступні заходи: 1) заміна підшипників і балансування валу електровентилятора В; 2) збільшення жорсткості моноблока електродвигун (Д)-вентилятор (В) і напірної частини трубопровідної системи установки; 3) застосування віброізолюючих та вібродемпфуючих кріплень, амортизаторів, прокладок (зокрема типу «сандвіч»); 4) динамічна розв'язка електровентилятора і циліндричної частини робочої ділянки установки шляхом застосування гнучкої манжети М між трубопровідними елементами всмоктувальної частини установки [125] (див рис. 2.8)

Для оцінки якості цих змін по зменшенню рівня вібрацій були здійснені вимірювання віброприскорень в двох зонах: 1) безпосередньо біля двох джерел вимушених коливань (двигун і вентилятор) и 2) в зоні розташування державок термоанемометричних датчиків. Експериментально доведено, що модернізація аеродинамічного стенду знизила величину віброприскорень в напрямку повздовжньої осі камері приблизно в 4 рази, і величину віброприскорення вздовж вертикальної осі приблизно в 2 рази.

Отримані данні дозволили скорегувати ідентифікацію виявлених вихрових структур і зменшити похибки визначення пульсаційних швидкостей у вихровій камері.

2.5 Загальна методика проведення візуалізаційних досліджень

Постановка та проведення візуалізаційних досліджень має важливе значення в гідромеханіці, оскільки вони дають можливість оцінити не тільки якісні, а й кількісні характеристики потоку (такі як крок вихора, тощо).

На підставі попередньої візуалізації течії в ВК аеродинамічного стенду [70,96] (рис. 2.11) за допомогою монодисперсного порошку обиралися базові точки для вимірювання швидкості.

Візуалізація здійснювалася цифровою фотокамерою Nikon 1 V1 і ширококутним об'єктивом 1 NIKON 10mm F / 2,8 двома режимами:

1. Режим зйомки відеороликів у форматі Full HD (розмір кадру в пікселях 1920x1080, формат екрану 16:9 і частотою кадрів 30 кадрів в секунду. Формат запису відеоролика MOV. Покадровий аналіз відеороликів здійснювався програмою GOM Player V2.1.50.. Найбільш інформативні кадри відеороликів були конвертовані у формат jpg і незначно коректувався (яскравість, контрастність) програмою Microsoft Office Picture Manager.

2. Режим зйомки відеороликів у форматі «уповільнена зйомка» з частотою 400 кадрів в секунду, розміром кадру в пікселях 640x240 і форматом кадру 8:3. Перегляд та аналіз відеороликів здійснювався програмою GOM Player V 2.1.50.

2.5.1 Формування вхідного потоку до вихрової камери

Попередня візуалізація течії показала певне підтискання потоку у вхідному соплі вихрової камери (рис. 2.14).

Погана організація системи подачі повітря у вихрову камеру може спалюжити картину течії та спричиняти нерівномірність вхідного потоку і появу пульсацій тиску, що може спотворити результати дослідження.



Рис. 2.14 Візуалізація течії у входному соплі вихрової камери без використання додаткових пристроїв для випрямлення епюри швидкості вхідного потоку

Через подальшу необхідність врахування параметрів вхідного потоку та необхідність візуалізації картини течії у впускному соплі з вихорогенератором, постала проблема організації входу в сопло. Коректність постановки експерименту потребує забезпечення плавності течії та рівномірності розподілу швидкості й тиску повітряного потоку на вході до сопла.

Найбільш розповсюдженими методами вирівнювання епюри швидкості є використання спеціальних розсіювальних решіток (хонейкомбів), а також виготовлення спрофільованих вхідних сопел на основі лемніскати чи закону Вітошинського для сопла.

Оскільки візуалізація картини течії в соплі вихрової камери передбачає фото-відеозйомку, а отже, і розміщення відповідної апаратури, найбільш раціональним варіантом стало виготовлення лемніскатного входу в сопло. Незважаючи на певну складність виготовлення, воно має відносно невеликі габарити і, головне, не перешкоджає здійсненню фото-відеозйомки.

Рівняння лемніскати в полярних координатах має вигляд:

$$r^2 = a_n^2 \cos 2\alpha$$

Побудована за цим рівнянням крива, приведена на рис. 2.15.

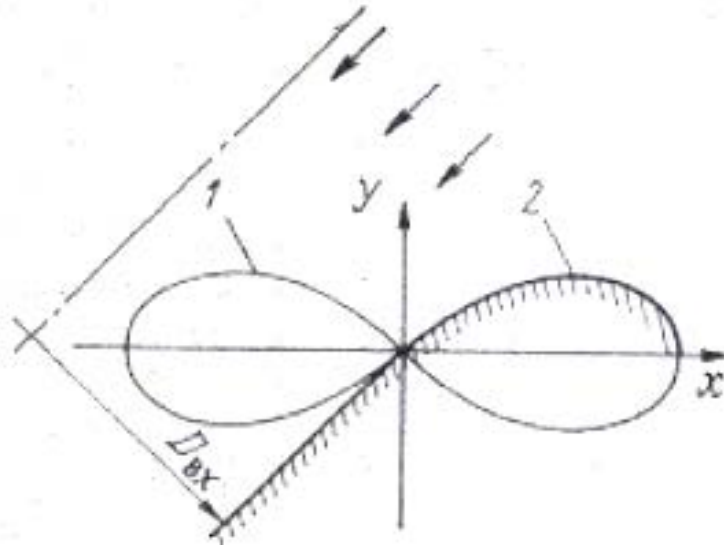


Рис. 2.15 Лемніската: 1—крива, побудована за математичною залежністю;
2—контур вхідного пристрою.

Постійна величина a_l задається в межах $a_l = (0,6 \div 0,8) D_{вх}$ [129]. Враховуючи складну форму вхідного сопла, установки (прямокутник з заокругленими кутами, вигнутий у просторі) найпростішим варіантом, без втрати точності виготовлення, стало виготовлення шаблону профілю лемніскати і формування безпосередньо на установці лемніскатного насадка з термопластику марки Fimo Professional. Використання термопластику забезпечує можливість використання насадка протягом довгого часу без втрати форми, забезпечення високої якості поверхні з точки зору шорсткості та подальшу простоту монтування.

Наступна візуалізація, після встановлення лемніскатного насадка, показала значне зменшення підтискання потоку (див. рис. 2.16).



Рис. 2.16 Візуалізація течій у вхідному соплі вихрової камери з використанням лемніскатного входу для випрямлення епюри швидкості вхідного потоку

Таким чином, виготовлення і встановлення лемніскатного насадку вирішило задачу забезпечення плавності течії та рівномірності розподілу швидкості й тиску повітряного потоку на вході до сопла, необхідні для коректного проведення експериментальних досліджень.

2.5.2 Візуалізація основного енергоємного утворення

На підставі попередньої візуалізації течії у ВК аеродинамічного стенда за допомогою монодисперсного порошку обиралися базові точки ЕКВС типу «вуса», найбільш характерні з точки зору фізичної картини течії. Для наступних інструментальних вимірювань параметрів ЕКВС в цих точках та їх околі при внесенні вихрових збурень в повітряний потік (температура $t_0 = 20^{\circ}\text{C}$, атмосферний тиск $p_0 = 10^5 \text{ Па}$) у впускному соплі.

На рис. 2.17 показано візуалізацію основного енергоємного вихора за допомогою дрібнодисперсного тальку.

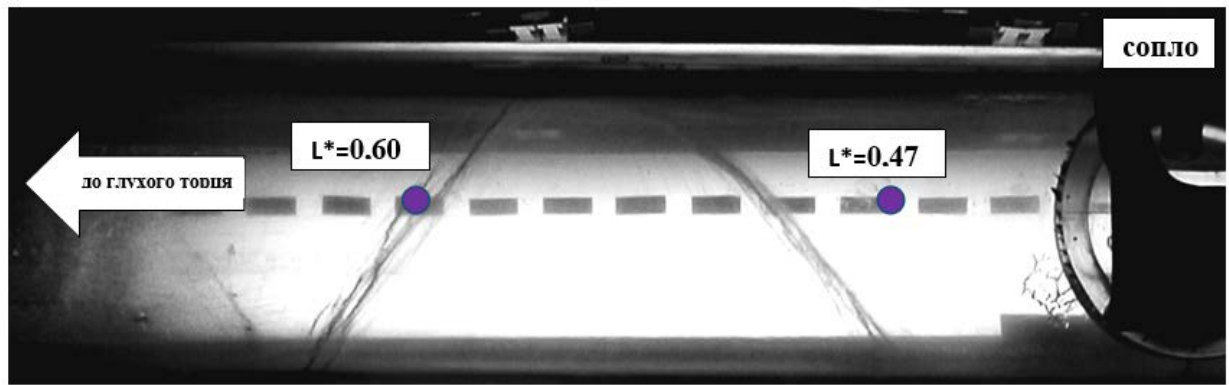


Рис. 2.17. Візуалізація основного енергоємного вихора

Для термоанемометрії по перерізу ВК були обрані дві найбільш характерні точки з безрозмірними координатами $L^* = 0,605$, що знаходиться на ЕКВС, та $L^* = 0,470$ на максимальному віддаленні від неї в зоні зародження вихрових структур біля вхідного сопла.

Використовується безрозмірна координата $L^* = L/L_0$, де L – поточна координата; L_0 – довжина тупикової частини ВК, виміряна відносно середини впускного сопла. Точка $L^* = 0,47$ розташована в зоні утворення вихрових структур типу Гьортлера-Людвіга, які зрештою поглинаються ЕКВС, вона належить елементу цілком сформованої частини ЕКВС ближче до торця (точка $L^* = 0,605$).

Для наступних інструментальних вимірювань миттєвої швидкості ЕКВС в цих точках та їх околі при внесенні вихрових збурень в повітряний потік (температура $t_0 = 20^0 C$, атмосферний тиск $p_0 = 10^5 Pa$) у впускному соплі досліди проводились в діапазоні чисел Рейнольдса $Re = 50000-100000$, обчислених по параметрам потоку в проточній частині прямокутного профілю ($a \times b = 0,041 \times 0,025 m$) вхідного сопла.

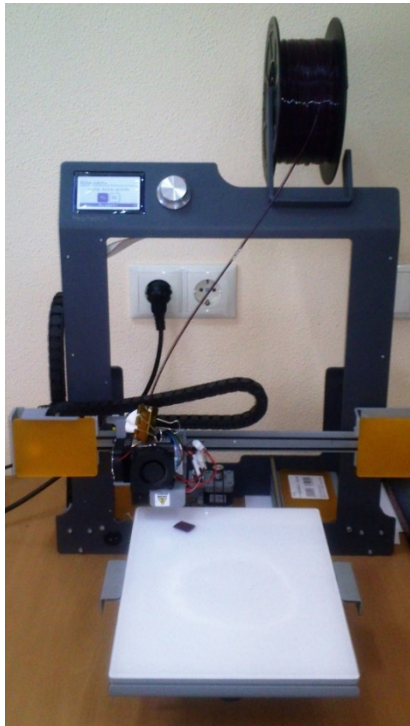
2.6 Організація впускного сопла з криловим вихорогенератором

В якості крилового вихорогенератора (ВГ) було виготовлено декілька моделей аеродинамічних профілів для розміщення їх у проточному тракті вхідного сопла камери. Крило-ВГ має відповідати аеродинамічному профілю

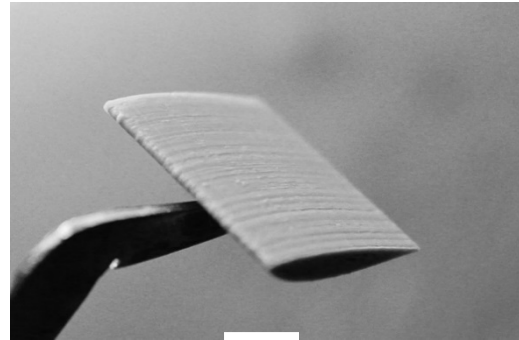
з відомими даними аеродинамічних продувок, а також мати мініатюрні розміри (0,02 м × 0,02 м), сумірні з розмірами проточної частини впускного сопла камери [135, 103, 138].

Найбільш раціональним рішенням з вибору технології виготовлення крила, з точки зору поєднання геометричної точності і економічності, прийнято 3D-друк. Ця технологія дозволяє перетворювати моделі, отримані в CAD-системах (в нашому випадку аеродинамічний профіль крила) в готові вироби.

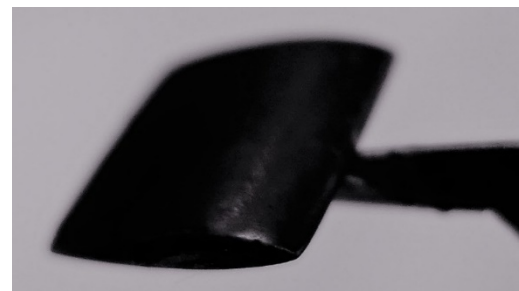
Однак в реальності процес 3D-друку вимагає також багато ручної праці, що включає попередню підготовку і подальшу обробку надрукованих деталей для досягнення бажаної якості зовнішньої поверхні. Точність друку варіюється від 100 до 300 мікрметрів, чого явно недостатньо для такої мініатюрної моделі. Тому було використано додаткове шліфування дрібнозернистим абразивом M20\H-1 з подальшою поліривкою засобом M7\H01.



а)



б)



в)

Рис. 2.18. Друк крилового вихорогенератора на 3D-принтері: а – 3D-принтер з криловим вихорогенератором, б – криловий вихорогенератор без фінішної обробки, в – криловий вихорогенератор після фінішної обробки.

Надрукований криловий вихорогенератор без фінішної обробки та після неї, а також використовуваний 3D-принтер наведені на рис. 2.17.

Також 3D-друк має ряд додаткових недоліків, серед яких схильність до старіння під дією ультрафіолетових променів та обмеження в робочій температурі до 110°C. Однак, враховуючи умови роботи крилового вихорогенератора ці недоліки можна вважати несуттєвими.

Ескіз вхідного сопла ВК з вмонтованим вихорогенератором після його фінішної обробки наведено на рис. 2.19.

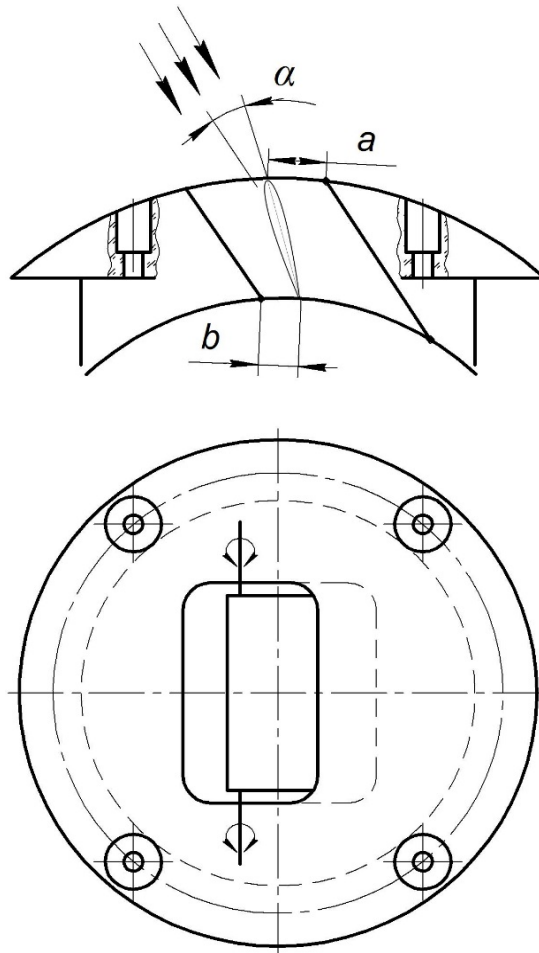


Рис. 2.19 Ескіз вхідного сопла з ВГ

Позначені на рис. 2.19 розміри a і b ідентифікували встановлені кути атаки крил в соплі.

2.7 Візуалізація обтікання крилових елементів вихорогенератора

Обмеженість перерізу проточного тракту вхідного сопла ВК обумовлює зміну аеродинамічних коефіцієнтів суміжного 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 піднімальної сили крила.

Для мінімізації впливу обмеженості перерізу проточного тракту вхідного сопла застосовувалась методика перерахунку аеродинамічних коефіцієнтів, характерних для досліджень в галузі дозвукової авіації, шляхом

уведенням 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.

Вказані фактори неможливо врахувати розрахунковим шляхом, у тому числі чисельним моделюванням. Це обумовило необхідність постановки фізичних, і перш за все, візуалізаційних експериментів для коректного вибору геометричних та аеродинамічних параметрів крил-вихорогенераторів.

Необхідно було переконатися, що при зазначених умовах обтікання існує стійка генерація кінцевих вихрових джгутів, що сходять з крил, які мають виконувати функцію керувальних вихорів. Також важливо було 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.

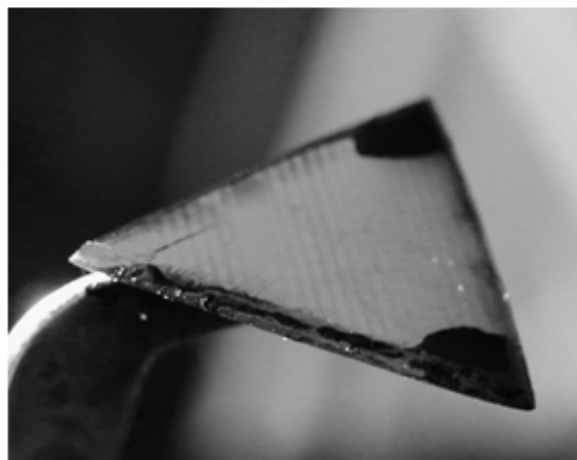
Для наочного відображення вільних вихорів на крилі-вихорогенераторі було застосовано ряд методів. Найбільш ефективними і наочними показали себе візуалізація олійною фарбою на лляній олії «чорна сажа» та візуалізація за допомогою шовкових ниток (яка більш докладно буде описана далі в роботі).

Візуалізація за допомогою фарби широко застосовується при розробці нових аеродинамічних поверхонь, якісних [119] та кількісних [120, 121] оцінок застосування аеродинамічних поверхонь в різних діапазонах чисел Рейнольдса.

Необхідно було забезпечити контрасту візуальну картину обтікання крила малого подовження і підтвердити наявність кінцевих вихорів на крилі за допомогою нанесення масляної плівки на поверхню крила.



а)



б)

Рис. 2.20 Візуалізація кінцевих вихорів методом нанесення масляної плівки на а)– підвітряну і б) – навітряну сторону трикутного крила з профілем у вигляді плоскої пластини

В результаті обтікання поверхні потоком було отримано ряд знімків, зокрема на рис. 2.20 наведена візуалізація кінцевих вихорів методом нанесення масляної плівки на а – підвітряну і б – навітряну сторону трикутного крила з профілем у вигляді плоскої пластини

При обтіканні крила потоком, фарба переміщувалась в напрямку локальної швидкості потоку в залежності від балансу сил, що визначався коефіцієнтом тертя прилежового шару C_f і поверхневим натягом масла.

На передній кромці забарвлення майже не змінювалось, це пов'язано з тим, що характер обтікання ламінарний і коефіцієнт тертя не є високим. Вниз за течією шар є турбулентним. Відповідно високий коефіцієнт тертя обумовлює більше змивання фарби, роблячи поверхню, покриту фарбою, нижче за течією більш контрастною.

При нанесенні фарби на нижню поверхню крила після обтікання потоком спостерігався характерний «намив» на верхній поверхні. Це явище пояснюється перетіканням повітряних мас з під крила разом з повітряними масами завдяки дії кінцевих вихорів.

2.8 Планування експерименту

Планування експерименту в роботі включало всі необхідні, описані зокрема в [109-111] етапи: кодування факторів, складання план-матриці експерименту, реалізацію плану експерименту, статистичну обробку результатів спостережень, але й мало ряд особливостей.

В якості вихідних досліджуваних параметрів прийняті:

- 1) місцева осереднена за часом осьова швидкість в тупиковій зоні вихрової камери (ВК);
- 2) місцева осереднена за часом колова швидкість в тупиковій зоні ВК;
- 3) місцева осереднена за часом осьова швидкість на виході з ВК;
- 4) місцева осереднена за часом колова швидкість на виході з ВК.

В якості факторів (незалежних змінних), які управляли вихідними параметрами (швидкостями) були прийняті:

- 1) кут атаки крила-вихорогенератора (ВГ) по відношенню до вектора швидкості потоку на вході в ВК;
- 2) безрозмірне число Рейнольдса (Re), обчислене по довжині хорди крила;
- 3) геометрія крила-ВГ;

4) поздовжня координата точки вимірювання швидкостей в тупиковій зоні ВК;

5) поперечна координата точки вимірювання швидкостей на виході ВК.

В ході попередніх досліджень було проведено аналіз факторів і їх поділ на важливі (з сильним впливом на досліджувані параметри) і несуттєві.

Аналіз був проведений на 3-х типах крила-ВГ (аргументацію вибору конкретних профілів ВГ наведено далі в розділі 3):

а) прямокутне крило в плані з профілем MB243515,

б) прямокутне крило в плані з профілем у вигляді плоскої пластини і

в) трикутне крило в плані з профілем у вигляді плоскої пластини.

В ході попередніх експериментів було встановлено, що фактор №3 (геометрія крила-ВГ) не був визначальним за умов роботи крила в обмеженому просторі проточного тракту сопла, тому в якості основного типу крила-ВГ було обрано MB243515.

Оскільки в даній дисертаційній роботі не ставилося завдання математичного зв'язку (регресійного аналізу) між факторами (незалежними змінними) і вихідними параметрами, а тільки сам факт виявлення такого зв'язку, для факторів №1 і №2 був реалізований повний факторний експеримент (ПФЕ) типу $2k$, де k – число рівнів варіювання кожного фактору.

Для фактору №1 це були:

1) максимальний додатний кут безвідривного обтікання крила-ВГ α_{\max} і

2) максимальний від'ємний кут безвідривного обтікання крила-ВГ

α_{\min} .

Конкретні значення кутів атаки визначалися за даними аеродинамічних продувок і експериментально перевірялися, використовуючи різні методи візуалізації течій навколо крила MB243515.

В розділі 4 на рис. 4.1 будуть наведені картини візуалізації течії методом шовковинок крила при нульовому, максимальному додатному і максимальному від'ємному куті атаки крила-ВГ.

Установка необхідного кута атаки в соплі ВК здійснювалося за допомогою спеціальних калібрів відповідно до розмірів a і b (рис. 2.19).

Для фактору №2 (числа Re) були прийняті:

1) максимальне реалізоване на експериментальній установці число Рейнольдса: $Re_{\max} = 95000$ і

2) мінімальне реалізоване на експериментальній установці число Рейнольдса: $Re_{\min} = 55000$.

Попередній аналіз факторів №1, №2 та №3 значно скоротив обсяг експериментальних досліджень і терміни їх виконання.

Кількість інтервалів варіювання повздожньої координати точки вимірювання в тупиковій зоні ВК (фактор №4) було вибрано на основі візуалізації течії в тупиковій зоні ВК і склала $m(lx) = 12$. Кількість інтервалів варіювання поперечної координати точки вимірювання на виході зони ВК (фактор №5) склала $m(r^*) = 17$.

Було обчислено число всіх можливих неповторюваних комбінацій рівнів незалежних керованих факторів однієї компоненти швидкості в тупиковій зоні у вигляді $N_1(l^*) = m(l^*) \cdot 2n = 12 \cdot 22 = 48$, для двох компонент швидкості $N_2(l^*) = 2 \cdot N_1(l^*) = 96$. Аналогічно, число вимірювань для однієї компоненти швидкості на виході ВК рівно $N_1(r^*) = m(r^*) \cdot 2n = 17 \cdot 22 = 68$ і $N_2(r^*) = 2 \cdot N_1(r^*) = 136$ для двох компонент. Сумарна кількість запланованих експериментів: $N_{\Sigma} = N_2(l^*) + N_2(r^*) = 96 + 136 = 232$.

Ще одною суттєвою перевагою цього аеродинамічного профілю є широкий діапазон кутів безвідривного обтікання (рис. 2.21) [112-120].

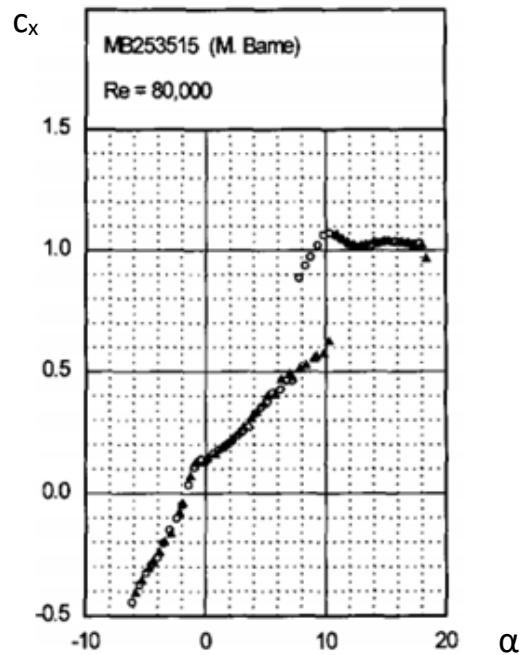


Рис. 2.21 Залежність коефіцієнту піднімальної сили від кута атаки для крила MB253515 [113]

Таким чином, попередній аналіз факторів №1, №2 та №3 профілів крила значно скоротив обсяг експериментальних досліджень і терміни їх виконання.

2.9 Аналіз похибок вимірювання

Для опису досліджуваних швидкостей течії в ВК були прийняті наступні статистичні параметри: середнє, середнє квадратичне відхилення, ексцес (контрексцес), гістограми щільності ймовірності деяких реалізацій швидкостей. Такий вибір досліджуваних статистичних параметрів ґрунтувався на попередньому аналізі швидкостей течії в вихровий камері, який дав можливість віднести їх до класу стаціонарних випадкових процесів або комбінації стаціонарних випадкових і полігармонічних процесів. Також була проведена перевірка на нормальність щільності розподілу ймовірності кожної реалізації інтегральним методом шляхом обчислення ексцесу (контрексцесу) реалізацій швидкостей.

2.9.1 Оцінка систематичної та випадкової складових похибки

Сумарна похибка середньої швидкості включає в себе систематичну і випадкову складову. Елементарні систематичні похибки вимірювальної системи були прийняті, використовуючи технічний опис термоанемометричної системи DISA 55M, аналого-цифрового перетворювача (АЦП) L-264 (L-Card) і зведені в табл.2.1.

Таблиця 2.1

Систематичні похибки вимірювальної системи

№	Причини виникнення	Величина, %
1	Орієнтація дроту датчика щодо потоку	2,0
2	Міст постійної температури DISA 55M10	0,25
3	Цифровий вольтметр середніх значень DISA 55D31	2,0
4	12-розрядний аналого-цифровий перетворювач L-264 (L-Card)	0,20

Результуюча систематична похибка середньої швидкості може бути розрахована, використовуючи гіпотезу про некорелювання елементарних похибок окремих вузлів вимірювальної системи між собою.

Рівняння визначення похибки середньої швидкості $\delta_{\bar{U}}$ в загальному вигляді має вигляд [127]

$$\delta_U = \pm \sqrt{\sum_{i=1}^n q_i^2} , \quad (2.9)$$

де q_i - елементарні систематичні похибки вимірювальної системи,

Також систематичною є похибка калібрування термоанемометра δ_{vel} . Калібрування датчика термоанемометра здійснювалася шляхом зіставлення його показів з показами зразкового датчика. В якості зразкового датчика швидкості використовувалася взірцева трубка Піто-Прантля, з'єднана з двотрубним мановакуумметром. Датчик термоанемометра і трубка Піто-Прантля було розміщено в одній площині в зоні прямокутної ділянки епюри швидкості проточної робочої ділянки стенда. Будувалася табульована залежність між перепадом тиску в мановакуумметрі і показами цифрового вольтметра середніх значень термоанемометра DISA 55D31. Похибку калібрування δ_{vel} можна визначити аналітичними методами [97].

Середня швидкість потоку U вимірювалася непрямим методом з рівняння [126]

$$U = \xi \sqrt{\frac{2(p_0 - p_1)}{\rho}},$$

де $p_0 - p_1 = \Delta p$ - різниця між повним тиском повітряного потоку p_0 і статичним тиском p_1 , ρ - густина повітря, ξ - поправочний коефіцієнт трубки Піто-Прандтля. Продувкою трубки Піто-Прандтля в спеціальній калібрувальній аеродинамічній трубці DISA 55D41 було встановлено, що $\xi \approx 1,00$. Відносна похибка визначення швидкості потоку буде дорівнює

$$\delta_{vel} = \pm \frac{1}{2} \sqrt{(\delta_{\Delta p})^2 + (\delta_{\rho})^2} \quad (2.10)$$

Густина повітря визначалася непрямим методом з рівняння Менделєєва-Клапейрона:

$$\rho = \frac{p \cdot M}{R \cdot T}$$

де M - молярна маса (0,029 кг /моль для сухого повітря), p - абсолютний тиск (Па), R - універсальна газова постійна, T - абсолютна температура. Тоді відносна похибка визначення щільності повітря буде дорівнює

$$\delta_{\rho} = \pm \sqrt{(\delta_p)^2 + (\delta_T)^2} \quad (2.11)$$

Відносна похибка двотрубного мановакуумметра (ТУ 3 України 14307481.015-95) для вимірюваного тиску 250Па

$$\delta_{\Delta p} = \frac{20 \text{Па}}{250 \text{Па}} = 0,08.$$

Відносна похибка барометра-анероїда лабораторного БАММ-1 становить

$$\delta_p \leq \frac{0,7 \text{кПа}}{100 \text{кПа}} \leq 0,007.$$

Відносна похибка термометра лабораторного ТЛС-4-2 становить

$$\delta_T \leq \frac{0,3 \text{C}^{\circ}}{18 \text{C}^{\circ}} \leq 0,017.$$

Абсолютні похибки, показані в чисельниках формул, взяті з паспортів приладів. З огляду на (2.12) і (2.13) сумарна відносна методична похибка калібрування термоанемометра дорівнює.

$$\delta_{vel} = \pm \frac{1}{2} \sqrt{(0,08)^2 + (0,007)^2 + (0,017)^2} = \pm 0,041.$$

Підставивши певні вище елементарні систематичні похибки в рівняння (2.11), отримуємо сумарну відносну похибку середньої швидкості.

Випадкова складова похибки швидкості σ_i складається з двох складових, що не корелюють між собою. Перша складова виникає внаслідок електронного шуму вимірювальної системи і електромагнітних наведень на сигнальні кабелю. Друга складова виникає внаслідок складної пульсаційної

течії повітря в ВК. Випадкові складові похибки швидкості в дисертаційній роботі визначалися емпіричним методом, перш за все, шляхом запису осцилограми без руху повітря в ВК, потім шляхом запису осцилограми з рухом повітря в ВК. Аналіз осцилограм показав, що випадкова похибка, обумовлена електронним шумом вимірювальної системи і електромагнітними наведеннями на сигнальні кабелю, не значна і нею можна знехтувати.

Абсолютна випадкова складова похибки середньої швидкості оцінювалася виразом [127]

$$\Delta_U = \pm \frac{t_{P,n} \cdot \sigma}{\sqrt{n}},$$

де $t_{P,n} \approx 1,65$ - квантільний множник для довірчої ймовірності $P = 0,90$. Середнє квадратичне відхилення (с.к.о) швидкості потоку в вимірюваній точці ВК визначалося обробкою експериментальних даних у вигляді

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (u_i - U)^2},$$

де U - середня швидкість за час вимірювання (реалізації), u_i - миттєва швидкість потоку, n - кількість одиничних вимірювань у вибірці швидкості. Отримані в ході експериментів с.к.в. знаходяться в межах $\sigma = 1,50 \dots 1,90$ м/с.

Для числа одиничних вимірювань, що дорівнює $n = 10000$, $\Delta_{\bar{U}} = \pm 0,014$ м /

с. Для середньої швидкості потоку в ВК відносна випадкова складова

похибки дорівнюватиме $\delta_{\Delta} = \pm \frac{0,014 \text{ м / с}}{5,000 \text{ м / с}} \approx 0,003$.

Таким чином, випадкова складова похибки середньої швидкості значно менше систематичної складової.

2.9.2 Похибка інтенсивності пульсацій та розрахунок довірчих інтервалів

При неоднорідному полі швидкості миттєву місцеву (актуальну) швидкість прийнято представляти для колової та осьової проекції швидкості у вигляді [1]

$$u = U + u'$$

$$w = W + w',$$

$$U = \frac{1}{T} \int_0^T u dt, \quad W = \frac{1}{T} \int_0^T w dt$$

де U і W - усереднені значення колової та осьової швидкостей; u' і w' - пульсаційні складові колової і осьової проекції швидкості.

В якості міри розсіювання випадкової величини миттєвої швидкості в фіксованій точці потоку вводиться величина середнього квадратичного значення пульсаційної швидкості [139]

$$\sigma_u = \sqrt{\overline{u'^2}}, \quad \sigma_w = \sqrt{\overline{w'^2}} \text{ і}$$

$$\overline{u'^2} = \frac{1}{T} \int_0^T (u - U)^2 dt, \quad \overline{w'^2} = \frac{1}{T} \int_0^T (w - W)^2 dt.$$

Інтенсивності пульсацій швидкостей визначаються як

$$\varepsilon_U = \frac{\sqrt{\overline{u'^2}}}{U} \text{ і } \varepsilon_W = \frac{\sqrt{\overline{w'^2}}}{W}$$

$\sigma_u = \sqrt{\overline{u'^2}}$, $\sigma_w = \sqrt{\overline{w'^2}}$ - середньоквадратичне значення пульсаційної швидкості (с.к.в.).

Відносна похибка інтенсивності пульсацій швидкостей визначається як [97]

$$\delta_\varepsilon = \sqrt{\delta_\sigma^2 + \delta_U^2}, \quad (2.12)$$

де δ_{σ} - відносна похибка с.к.в.,

δ_U^- - відносна похибка середньої швидкості.

Вважаючи розподіл одиничних вимірювань нормальним, абсолютну похибку середньоквадратичного значення пульсаційної швидкості можна визначити через формулу довірчого інтервалу дисперсії [128]

$$s \sqrt{\frac{n}{\chi_{n;\alpha/2}^2}} \leq \sigma < s \sqrt{\frac{n}{\chi_{n;1-\alpha/2}^2}}, \quad (2.13)$$

де s^2 - вибіркоче с.к.в. швидкості,

$\chi_{n;\alpha}^2$ - розподіл Пірсона,

n - кількість елементів у вибірці (одиничних вимірювань),

α - рівень похибки.

Для $n \geq 120$ значення $\chi_{n;\alpha}^2$ обчислюються за формулою Уїлсона-Хілферті [128]

$$\chi_{n;\alpha}^2 \approx n \cdot \left(1 - \frac{2}{9 \cdot n} + t_{\alpha} \sqrt{\frac{2}{9 \cdot n}} \right)^3, \quad (2.14)$$

Для рівня помилки $\alpha = 0,1$ і $n = 50000$ з рівняння (2.14)

$$\chi_{n;1-\alpha/2}^2 = n \cdot 0,9897; \quad \text{і} \quad \chi_{n;\alpha/2}^2 \approx n \cdot 1,0104.$$

Підставляючи рівняння (2.14) в (2.13) отримуємо

$$s \cdot 0,995 \leq \sigma < s \cdot 1,005.$$

Таким чином, при числі одиничних вимірювань $n = 50000$ та рівні помилки $\alpha = 0,1$ довірчий інтервал генерального с.к.в. швидкості становить приблизно 0,5% від вибіркового с.к.в.

З попередніх розрахунків відносна похибка середньої швидкості $\delta_U^- \approx 0,05$. З рівняння (2.14) отримуємо $\delta_{\varepsilon} = \sqrt{(0,005)^2 + (0,05)^2} \approx 0,05$.

Формули відносного збільшення пульсацій за рахунок застосування крила-вихорогенератора для колової і осьової швидкостей мають вигляд

$$k_u = \frac{\Delta \varepsilon_{u,a}}{\varepsilon_{u,0}},$$

$$k_w = \frac{\Delta \varepsilon_{w,a}}{\varepsilon_{w,0}} \quad (2.15)$$

де $\Delta \varepsilon_{w,a} = \varepsilon_{w,a} - \varepsilon_{w,0}$ - зміна усередненої за перерізом інтенсивності пульсацій осьової швидкості,

$\Delta \varepsilon_{u,a} = \varepsilon_{u,a} - \varepsilon_{u,0}$ - зміна усередненої за перерізом інтенсивності пульсацій окружної швидкості,

$\varepsilon_{u,a}$ і $\varepsilon_{w,a}$ - усереднені за перерізом інтенсивності пульсацій колової і осьової швидкостей при наявності крила-вихорогенератора,

$\varepsilon_{u,0}$ і $\varepsilon_{w,0}$ - усереднені за перерізом інтенсивності пульсацій колової і осьової швидкостей без наявності крила-вихорогенератора.

Прийmemo, що відносні похибки збільшення пульсацій окружний і осьової швидкостей для різних числах Рейнольдса і кутів атаки крила-вихорогенератора приблизно рівні між собою і далі обмежимося розрахунком похибок інтенсивності пульсацій осьової швидкості для $Re=95000$ і $\alpha=14^\circ$.

Виходячи з рівняння (2.15), відносні похибки збільшення пульсацій за наявності крила-вихорогенератора матимуть вигляд [97]

$$\delta_{k_w} = \pm \sqrt{\delta_{\Delta \varepsilon_{w,a}}^2 + \delta_{\varepsilon_{w,0}}^2} \quad (2.16)$$

Відносна похибка інтенсивності пульсацій визначена вище

$$\delta_{\varepsilon_{w,0}}^2 \approx \pm 0,05 \dots \dots \quad (2.17)$$

Відносна похибка зміни усередненої за перерізом інтенсивності пульсацій осьової швидкості дорівнює дробу, чисельник якого середнє геометричне з абсолютних похибок усереднених інтенсивностей пульсацій без і за наявності крила-віхрегенерагора, а в знаменнику різниця між їх величинами [97]

$$\delta_{\Delta\varepsilon_{w,a}} = \pm \frac{\sqrt{(0,0232)^2 + (0,0143)^2}}{0,4641 - 0,2850} = \pm 0,1480 \quad (2.18)$$

Підстановка (2.17) і (2.18) до формули (2.16) дає

$$\delta_{k_w} = \pm \sqrt{(0,1480)^2 + (0,05)^2} \approx \pm 0,1560.$$

Основною частиною цієї дисертаційної роботи був порівняльний аеродинамічний експеримент, який полягав у вимірюванні та обчисленні ряду статистичних параметрів осьових та колових швидкостей потоку в ряді точок ВК за наявності крила-вихорогенератора і без нього, порівнянні цих пар статистичних параметрів між собою про вплив кінцевих вихорів крила в соплі на структуру течії у ВК.

Визначення ж залежностей між змінними факторами і досліджуваними компонентами актуальних швидкостей потоку в ВК не входило у завдання цієї дисертаційної роботи. Оскільки умови експериментів були постійні, то постійною була і похибка експерименту в кожній парі порівнюваних статистичних параметрів. Таким чином, вплив наявності похибки на висновок про вплив або не вплив керуючого фактору на швидкості течії в ВК невелика. Істотно якість порівняльного експерименту залежить від динамічного діапазону вимірювальної системи (число помітних градацій вимірюваного сигналу).

Висновки до розділу 2

Проведені вимірювання фонових механічних вібрацій вузлів аеродинамічного стенда внаслідок коливань будівельних конструкцій лабораторного приміщення та фонових електромагнітних наведень на вимірювальні прилади та інформаційні кабелі, які показали дуже малий вплив цих чинників на результати термоанемометричних досліджень структури вихрових течій.

Але проведена вібродіагностика показала, що деякі вібрації державки датчика термоанемометра можуть призводити до появи у сигналі додаткових

миттєвих переносних швидкостей. Відповідне збільшення похибки визначення пульсаційних швидкостей викликає труднощі ідентифікації вихрових структур, що вимагало прийняття певних запобіжних мір.

2. Для зменшення негативних наслідків механічної вібрації на результати аеродинамічних вимірювань в конструкцію аеродинамічного стенду були внесені наступні вдосконалення: заміна підшипників і балансування валу електровентилятора; збільшення жорсткості моноблока електродвигун-вентилятор і напірної частини трубопровідної системи установки; застосування віброізолюючих та вібродемпфуючих кріплень, амортизаторів, прокладок (зокрема типу «сендвіч»); динамічна розв'язка електровентилятора і циліндричної частини робочої ділянки установки шляхом застосування гнучкої манжети між трубопровідними елементами всмоктувальної частини установки.

3. Для кількісної оцінки зменшення рівня вібрацій проведені вимірювання середнього квадратичного значення віброприскорення біля джерел змушених коливань (двигун та вентилятор) і в зоні торця вихрової камери (координатний пристрій).

Виявлено зниження величини віброприскорення між точками вимірювання "двигун" і "торець вихрової камери" по осі X приблизно в 4 рази, а по осі Z приблизно в 2 рази.

4. Виготовлено і встановлено лемніскатну насадку для забезпечення плавності течії та рівномірності розподілу швидкості й тиску повітряного потоку на вході до сопла, необхідні для коректного проведення експериментальних досліджень.

5. Для організації впускного сопла виготовлено декілька моделей аеродинамічних профілів для розміщення їх у вхідному соплі камери. Використана технологія 3D-друку моделей, отриманих в САD-системах з подальшим додатковим шліфуванням для досягнення їх бажаної якості.

6. Проведена ефективна візуалізація як вільних вихорів на крилі-вихорогенераторі олійною фарбою «чорна сажа» та за допомогою шовкових ниток для визначення критичних кутів атаки крил-вихорогенераторів. Виявлено, що на його передній кромці ламінарний характер обтікання і напруження тертя не є високим (інтенсивність забарвлення майже не змінювалось). Вниз за течією примежовий шар стає турбулентним. Відповідне збільшення дотичних напружень призводить до більшої контрастності фарби вздовж крила нижче за течією.

При нанесенні фарби на нижню поверхню крила спостерігався характерний її «намив» на верхній поверхні через перетікання повітряних мас з під крила кінцевими вихорами.

7. Проведено планування експерименту, яке включало: кодування факторів, складання план-матриці експерименту, реалізацію плану експерименту та статистичну обробку результатів спостережень. Обчислено число всіх можливих неповторюваних комбінацій рівнів незалежних керованих факторів однієї і двох компонент швидкості в тупиковій зоні та однієї і двох компонент швидкості на виході вихрової камери. Попередній аналіз та визначення факторів впливу значно скоротив обсяг планованих експериментальних досліджень і терміни їх виконання.

8. Виконано аналіз похибок експериментальних досліджень.

Основні положення цього розділу викладені у публікаціях автора [103, 135-137].

РОЗДІЛ 3

МАТЕМАТИЧНЕ ОБҐРУНТУВАННЯ РЕАЛІЗАЦІЇ ЗАПРОПОНОВАНОГО СПОСОБУ КЕРУВАННЯ

Даний розділ присвячено побудові таких розрахункових методик: методики оцінки ефективності крилових елементів як вихорогенераторів у впускному соплі камери; методики застосування аеродинамічної моделі крилових елементів для реалізації спрямованого керування ЕКВС у ВК на основі принципу взаємної сприйнятливості вихрових структур.

3.1 Фізичні передумови способу керування ЕКВС

Відомо, що за задньою кромкою крила кінцевого розмаху формується вихрова пелена, яка униз за течією згортається до двох стійких поздовжніх вихрових шнурів («вільних вихорів»), розташованих в трансверсальному напрямі на відстані один від одного, що наближено дорівнює розмаху крила, і поширюються вздовж напрямку його бічних кромок. Ці поздовжні вихори закручуються назустріч один одному при вигляді на крило зверху.

В класичній теорії крила утворення такої парної упорядкованої вихрової системи вважається шкідливим явищем, оскільки викликає появу індуктивного опору, який не залежить від в'язкості, а обумовлений перетіканням середовища з області підвищеного тиску під крилом в область зниженого тиску над крилом. Скіс потоку за крилом спричиняє відхилення підйімальної сили від нормалі до потоку, що набігає, та появу індуктивного опору. Не дивлячись на певну втрату кількості руху на утворення «вільних вихорів», факт цілковитої визначеності утворених вихрових шнурів, прогнозованості їх інтенсивності та енергетичних параметрів в залежності від геометричних характеристик крила (форми профілю та площі в плані, особливостей розміщення в просторі, тобто кута атаки та відстані від стінок

впускного сопла) дозволяє припустити можливість використання кінцевих вихрових шнурів крила для керування ЕКВС у робочій порожнині камери.

Основні ідеї принципу взаємної сприйнятливості вихрових структур щодо примежового шару [44, 72] за пропозицією В.В. Бабенка і В.М. Турика у 2003 р. [61] було узагальнено на вихрові структури в цілому щодо внутрішньої задачі гідромеханіки та експериментально перевірено в роботах [95, 102] з позитивним результатом стосовно проблеми керування когерентними вихровими структурами у вихрових камерах. Виходячи з цього, можна стверджувати, що для оптимального керування ЕКВС, а отже, закономірностями процесів переносу в камері змішування, керувальні дії необхідно здійснювати не на весь вхідний потік, а тільки на область зародження ЕКВС, тобто в зоні основного обміну енергією.

Умовами досягання максимального керувального впливу на найпотужніше вихрове утворення типу «вуса», вважаємо, є такі: колінеарність осей збудження взаємодіючих керувальних та керованих систем; вплив керувальних вихрових шнурів на початкову фазу формування ЕКВС, для чого хорда крила сумірна з протяжністю соплового тракту; сумірність геометричних та енергетичних характеристик взаємодіючих вихорів, що забезпечує спорідненість умов їх зародження, які формуються вхідним потоком в межах проточного тракту сопла [134].

При цьому слід очікувати, що рівень інтенсивності керувальної дії на ЕКВС саме на першій стадії формування може бути набагато меншим порівняно з характеристиками усього вхідного потоку. Відповідно, для здійснення керування це потребує набагато менше енергії порівняно з традиційними методами керування.

3.2 Методика оцінки ефективності крилового вихорогенератора

Виведення характеристики корисного використання індуктивного опору крила-вихорогенератора та аналіз основних факторів впливу на неї доцільно провести двома етапами: оцінкою безмежного обтікання крила, а потім обтікання крила в обмежених умовах.

Безмежне обтікання крила. Повна аерогідродинамічна потужність крила N_R (кількість енергії, що відбирається крилом від потоку рідини за одиницю часу) дорівнює [130, 131]:

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

де R – повна аеродинамічна сила; v_∞ – 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 ρ – густина середовища; S – площа крила в плані; c_y – коефіцієнт підйімальної сили крила у швидкісній (поточній) системі координат; c_x – коефіцієнт повного опору крила у швидкісній системі координат.

При дозвуковому обтіканні без урахування впливу твердих меж коефіцієнт c_x дорівнює сумі коефіцієнтів профільного та індуктивного опорів відповідно: $c_x = c_x^{\text{пр}} + c_{xi}$, 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 η , що дорівнює відношенню витраченої на утворення та підтримку вихрових шнурів потужності до повної аеродинамічної потужності крила:

$$\eta = \frac{N_i}{N_R} = \frac{c_{xi}}{\sqrt{c_x^2 + c_y^2}}. \quad (3.1)$$

Для крил скінченного видовження коефіцієнт індуктивного опору дорівнює:

$$c_{xi} = \frac{c_y^2}{\pi\lambda}, \quad (3.2)$$

де λ – видовження крила.

Перетворення виразу (3.1) з 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_∞ – аерогідродинамічна якість крила в безмежному потоці.

Для крил малого видовження коефіцієнт індуктивного опору зростає в два рази [106]:

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

Тому коефіцієнт ефективності використання крила в якості вихорогенератора становитиме:

$$\eta = \frac{2}{\pi\lambda} \sqrt{\frac{K_\infty^2}{1 + K_\infty^2}} c_y. \quad (3.3)$$

Дослідження отриманої функції дозволяє зробити висновок, що найбільший вплив на його величину має відносно видовження крила λ та коефіцієнт підйимальної сили c_y , в той час як аерогідродинамічна якість крила K_∞ виявляє незначний вплив на коефіцієнт ефективності η .

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 поправочного коефіцієнта індуктивного опору від «тунельного ефекту» c_{xi}^T .

Тоді реальний коефіцієнт опору крила дорівнює $c_{xi} = c_x + c_{xi}^T$. 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; ε – коефіцієнт, що залежить від форми прохідного перерізу.

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:

$$\eta = \frac{2c_y}{\pi\lambda\sqrt{1+\frac{1}{K^2}}} = \frac{2c_y}{\pi\lambda\sqrt{1+\left(\frac{1}{K_\infty} - \varepsilon\frac{S}{F}c_y\right)^2}}, \quad (3.4)$$

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

На підставі розрахунків по формулі (4) було здійснено пошук оптимального профілю крила з відомих атласів крилових профілів. Найбільш

прийнятним для даних цілей виявився ряд аеродинамічних профілів, параметри яких в діапазоні чисел Рейнольдса $Re = 40\,000 \div 100\,000$ наведені в табл. 3.1.

Таблиця 3.1

Параметри аеродинамічних профілів та розрахований коефіцієнт ефективності

№	Вид профілю	\bar{c} , %	\bar{f} , %	c_y^{\max}	$c_x(c_y^{\max})$	$\alpha(c_y^{\max})$	$k(c_y^{\max})$	η_{\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 закрилком, відхиленням 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

3.3 Аеродинамічна модель крилового вихорогенератора

Згідно з теоремою М.Є. Жуковського, підймальна сила крила нескінченного розмаху пропорційна циркуляції Γ швидкості за контуром, що охоплює крило. Тому по силовій дії на незбурений потік крило, у першому наближенні, можна замінити нескінченно довгим вихровим шнуром із такою

самою циркуляцією швидкості, як у крила. Такий вихровий шнур називається приєднаним і є найпростішою аеродинамічною моделлю крила.

Але обтікання крила скінченного розмаху має не плоскопаралельний характер, а просторовий, особливо поблизу його кінців. Якщо на крилі реалізується піднімальна 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 вільних вихорів. 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 Γ вздовж його розмаху: два напівнескінченні вихрові шнури, які збігають з кінцевих кромки крила, замикаються одним приєднаним вихором (рис. 3.1).

Оскільки циркуляція швидкості має бути постійною за довжиною всієї вихрової системи, то циркуляція навколо вільних вихорів дорівнює циркуляції навколо приєданого вихору.

Піднімальна сила несучого вихору при відстані між вихровими шнурами l_1 згідно з теоремою М.Є. 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:

$$\Gamma = \frac{1}{2} c_y \frac{S}{l_1} v_\infty. \quad (3.5)$$

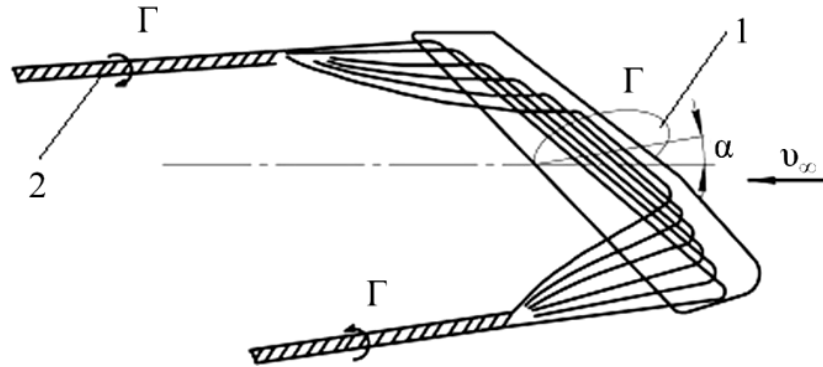


Рис. 3.1 Вихрова схема крила скінченного видовження: 1 – приєднаний вихор; 2 – вільні вихори

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 $k = 1,02 \div 1,04$.

Для крил прямокутної форми в плані (тонке прямокутне крило; крило MB253515) маємо $S = b \cdot l$, де $b = 0,02$ м – хорда крила. Тоді з (3.5) знаходимо:

$$\Gamma = \frac{1}{2,04} c_y v_\infty b. \quad (3.6)$$

Для трикутного крила: $S = \frac{1}{2} l h$, $S = 121 \cdot h$ де h – висота. Тоді (3.6) прийме вигляд:

Розглянемо прийнятну вихрову систему крила. Згідно з теоремою Стокса, циркуляція Γ навколо крила дорівнює потоку вихорів через поверхню σ , пронизану сукупністю вихрових ниток із місцевою завихреністю Ω_i за модулем вздовж розмаху крила:

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

Якщо увести усереднене значення модуля завихреності як:

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

то приходимо до рівності:

$$\Gamma = \bar{\Omega} \sigma. \quad (3.7)$$

Але всі вихрові нитки, які спрямовані вздовж розмаху крила, входять до кінцевих вільних вихорів із завихреністю $\bar{\Omega}_b$ та площею поперечного перерізу σ_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 (3.7) можна записати у вигляді:

$$\Gamma = 2\bar{\omega}_b \sigma_b. \quad (3.8)$$

Таким чином залежність (3.8) дозволяє оцінити масштаб керувальних вихрових джгутів і перевірити можливість керування ЕКВС за принципом «взаємної сприйнятливості вихрових структур».

Висновки до розділу 3

1. Сформульовано фізичні передумови запропонованого способу керування ЕКВС, важливі для побудови розрахункової моделі його реалізації.

2. В результаті теоретичної оцінки ефективності застосування крила як вихорогенератора в умовах вихрової камери визначено та отримано аналітичний вираз критерію ефективності η .

Визначено, що найбільший вплив на його величину має відносне видовження крила λ та коефіцієнт піднімальної сили c_y , в той час як

аерогідродинамічна якість крила K_{∞} виявляє незначний вплив на коефіцієнт ефективності η .

3. Враховано ефект близькості границь («тунельний ефект») уведенням додаткового поправочного коефіцієнта індуктивного опору «тунельного ефекту», який описує вплив обмежуючих стінок проточного тракту вхідного сопла вихрової камери, таким чином, коефіцієнт ефективності крила враховує обмеженість вхідного потоку.

3. На підставі запропонованого критерію ефективності доведено, що найбільш раціональним є застосування в якості вихорогенератора крил малого видовження, і визначено оптимальний профіль крила в діапазоні чисел Рейнольдса $Re = 40\,000 \div 100\,000$ – профіль типу MB253515 для здійснення спрямованого керування енергоємними когерентними вихровими структурами.

3. Визначено циркуляцію швидкості потоку Γ навколо крилових елементів різної геометрії.

Основні положення цього розділу викладені у публікаціях автора [103, 135, 137].

РОЗДІЛ 4

РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ КЕРУВАННЯ КОГЕРЕНТНИМИ ВИХРОВИМИ СТРУКТУРАМИ

У даному розділі наведено результати візуалізації, розрахунків та інструментального дослідження ефективності керування когерентними вихровими структурами, що генеруються криловими вихорогенераторами малого видовження, а також узагальнення отриманих результатів.

4.1 Візуалізація обтікання крилових вихорогенераторів

Візуалізація течії необхідна для визначення діапазону безвідривних додатних та від'ємних кутів атаки крил, а також для перевірки зберігання найбільш прийнятних умов стійкої генерації керувальних вихорів за умов обмеженості проточного тракту вхідного сопла.

Для візуалізації картини обтікання було обрано метод візуалізації за допомогою легких та відбиваючих світло шовкових ниток. Візуалізація за допомогою волокон вовни чи шовку сьогодні використовується в експериментальній практиці значно рідше, порівняно з димовою, хоча має певні переваги. Серед них — відсутність проблем, пов'язаних з рівномірністю подачі контрастної речовини, немає проблеми вичерпування контрастної речовини протягом досліду, метод не є шкідливим для персоналу та навколишнього середовища. Переваги такої техніки можна побачити, зокрема, в роботі [112], в якій для візуалізації течії було розміщено сітки з тонких дротів із закріпленими в її вузлах вовняними нитками рівної довжини. При обтіканні тіла волокна орієнтуються в потоці за напрямом вектору швидкості, що й було засвідчено фотографуванням картини течії вниз за потоком.

Нами досліджувався характер обтікання двох крил прямокутної форми в плані з хордою 0,02 м (плоска пластина та крило профілю

MB253515), а також крила трикутної форми з висотою та основою по 0,02 м. З огляду на розміри досліджуваних крил і сопла було використано шовкові нитки діаметром $0,2 \cdot 10^{-3}$ м, які наклеювалися на характерні точки крила.

Для визначення меж безвідривного обтікання крила шовкові нитки довжиною приблизно дві хорди крила приклеювалися поблизу передньої критичної точки профілю. За характером руху шовковинки («приставання» до поверхні крила) робився висновок про лінії течії і, відповідно, про безвідривне або відривне обтікання крил. Дані представлені в таблиці 4.1 для трьох типів вихорогенераторів.

Таблиця 4.1

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

Для визначення наявності кінцевих вихорів крила шовковинки довжиною приблизно одна хорда профілю приклеювалися до торцевих поверхонь крила в районі задньої кромки крила. При обтіканні тіла волокна орієнтуються в потоці за напрямом вектору 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.

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 відеофрагмента 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. Візуалізація за допомогою шовкових ниток з наступною обробкою відеоматеріалів на комп'ютері дає можливість не тільки визначити кутові швидкості обертання кінцевих вихрових шнурів за обраним крилом, але й за допомогою розрахункової методики відповідно до п. 3.3 розрахувати їх поперечні розміри. Показане далі порівняння отриманих результатів з відповідними даними термоанемометри вихрових складових спіралеподібної ЕКВС у тій самій ВК при ідентичних режимних параметрах [133] показало їх узгодженість, що є необхідною умовою реалізації принципу сприйнятливості вихрових структур.

Візуалізаційні експерименти підтвердили наявність стійких кінцевих вихорів на крилах-вихорогенераторах досліджуваних типів, які працюють у проточному тракті 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.

Деякі особливості обтікання крил з нульовим, критичними (максимальними безвідривними) і надкритичними (відривними) кутами атаки в соплі вихрової камери наведені на рис. 4.1.

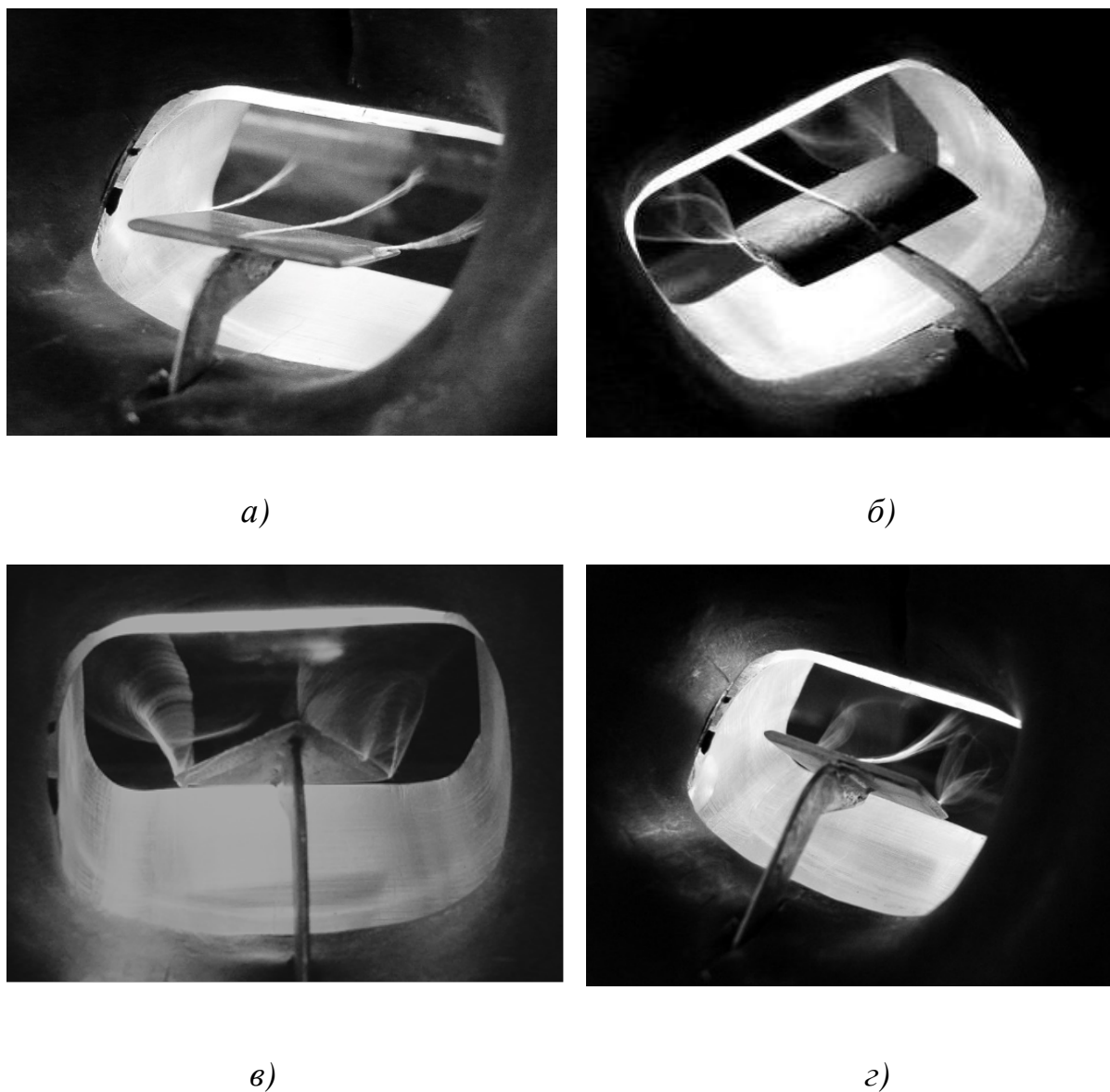


Рис. 4.1. Приклади картин візуалізації течії при кутах атаки крил:
a – нульовому (плоска пластина), *б* – максимальному безвідривному (профіль MB253515), *в* – максимальному безвідривному (трикутне крило),
г – відривному (пластина).

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 MB 253515 була наведена в попередньому розділі.

При зміні знаку кута атаки крил напрямки обертання шовковинок змінюються на протилежні. При нульових кутах атаки крил обертання шовковинок не спостерігається. Нульовий кут атаки характерний тим, що коефіцієнт піднімальної сили рівний нулю ($c_y = 0$). Оскільки різниця тисків між верхньою і нижньою поверхнями крила відсутні, перетікання повітряних мас не відбувається, кінцеві вихори не утворюються і при обтіканні потоком крила на цьому куті атаки шовкові нитки розташовуються паралельно вектору швидкості потоку, що набігає (рис. 4.1, а). Шовковинка, закріплена на середині розмаху крил практично поблизу їх передньої кромки, показувала відсутність або наявність відриву примежового шару на крилах при варіюванні кутів атаки (рис. 4.1, б–г).

Надамо методику визначення нульового та максимальних за модулем додатних і від'ємних безвідривних кутів атаки досліджуваних крил. Для цього кожне крило спочатку розташовували в положення, що відповідало мінімальному (за модулем) відривному (додатному або від'ємному) куту атаки, при якому нитка, що розташована на верхній (нижній) поверхні крила, піднімалась над поверхнею крила разом з потоком, що відривався (див. рис. 4.1, г), а бокові нитки здійснювали обертальний рух разом з кінцевими вихорами, що формуються на крилі.

Після визначення мінімальних відривних кутів атаки пілон разом з профілем починали повільно рухати до досягнення положення, в якому напрям розташування верхньої нитки починав збігатися з напрямом вектору швидкості потоку, що набігає, а бокові нитки продовжували здійснювати інтенсивні обертальні рухи, що відображають обертання кінцевих вихорів

крила (див. рис. 4.1, б, в). Після цього точними калібрами вимірювалися відстані від реперних точок поверхонь крил до стінок внутрішнього тракту впускного сопла, потім шляхом геометричної побудови було визначено відповідні шукані кути атаки.

Досліди були проведені для прямокутного, трикутного і MB252515 профілів. Результати вимірювань, занесені в таблицю 4.1, у подальшому використовувались при проведенні вимірювань швидкостей термоанемометром. Дослідження показали, що характерні кути атаки (нульові і максимальні безвідривні) крил малого видовження, встановлених в соплі ВК, відрізняються від аналогічних характерних кутів атаки таких саме крил у вільному потоці.

Так, з наведених в таблиці 4.1 даних випливає, що максимальні за модулем безвідривні кути атаки крил в соплі ВК складають $\alpha_{\max}=14^\circ$ та $\alpha_{\min}=-6^\circ$. Розбіжність в значеннях відповідних кутів атаки в порівнянні з даними аеродинамічних атласів при вільному обтіканні в умовах аеродинамічної труби пояснюється ефектом впливу границь внутрішнього тракту сопла (так званім «тунельним ефектом»). Цей факт важливо враховувати при проведенні експериментальних досліджень.

4.2 Оцінка масштабів керувальних вихорів

Наочне уявлення про фізичний процес зародження кінцевих вихорів за крилом в обмеженому просторі сопла дають дані таблиці 4.2. Величини частот обертання кінцевих вихорів в зонах формування необхідні для можливості розрахунку поперечних розмірів вихрових шнурів на підставі п. 3.3, формули (3.8).

Дані розрахунків циркуляції швидкості Γ згідно з формулою (3.6) та відповідних значень усередненої кутової швидкості $\bar{\omega}_v$ вільних вихорів за формулою $\bar{\omega}_g = 2\pi n, 1/c$ для крила типу MB253515 та прямокутної пластини в плані пластини $20\text{мм} \times 20\text{мм}$ при граничних значеннях діапазону чисел

Рейнольдса $Re = 55\,000 \div 95\,000$ занесено до таблиці 4.2 (трикутне крило, виконав певну позитивну роль щодо візуалізації картини течії в області сполуки сопла з камерою, у подальшому не використовувалось через обмежуючі умови проточного тракту сопла та, відповідно, значно меншу площу в плані порівняно з крилами прямокутної форми). Розрахунки проведені за коефіцієнтами піднімальної сили для аеродинамічних профілів у відповідності до [113-118] щодо максимальних безвідривних кутів атаки крил, визначених експериментально за умов сопла: для крила MB253515 $\alpha(c_y^{\max})=14^\circ$ для пластини $\alpha(c_y^{\max})=12^\circ$ (табл. 1). (див. таблицю 4.2).

Таблиця 4.2

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

Профіль крила	Середня частота обертання кінцевих вихорів n , 1/с	
	Re = 55000	Re = 95000
MB253515	189	259
Плоска пластина	176	236

Формула (3.8) дає змогу розрахувати значення площ перерізу керувальних вихорів σ_v , а отже, їх діаметрів d_v . Основні розрахункові параметри внесені до таблиці 4.3.

Таблиця 4.3

Характеристики вихрової системи крил прямокутної форми в плані

Профіль крила	Re = 55 000			Re = 95 000		
	Γ , м ² /с	$\bar{\omega}_v$, 1/с	d_v , мм	Γ , м ² /с	$\bar{\omega}_v$, 1/с	d_v , 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 [133] 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 Рейнольдса 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 таблиці 4.3 величин діаметрів вільних вихрових шнурів з вище зазначеними діаметрами керованих ЕКВС 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 керованих вихрових шнурів за крилом, так і спіралеподібної ЕКВС в кутових зонах сопла.

4.3 Методика статистичної обробки даних термоанемометрії

Оцінки впливу керованих збурень від кінцевих вихрових джгутів на спіралеподібну ЕКВС в камері передбачає наступне: проведення вимірювань актуальних швидкостей вздовж камери за допомогою термоанемометра; виділення усереднених за часом та пульсаційних складових швидкостей; визначення відповідної інтенсивності пульсацій; побудову амплітудно-частотних характеристик миттєвих швидкостей за наявності й відсутності крилових вихорогенераторів.

Найчастіше при дослідженнях турбулентних течій апріорно приймається, що крива щільності розподілу («щільності ймовірності») випадкової величини в досліджуваній точці одномодальна, симетрична і підпорядковується закону Гауса. При нульовій моді цей закон визначається відомою формулою [127]

$$p(x) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} \exp\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{x}{\sigma}\right)^2\right],$$

де $p(x)$ – щільність ймовірності; x – можливе значення випадкової величини, наприклад миттєвої швидкості; σ – середньоквадратичне відхилення (с. к. в.), тобто середньоквадратична пульсація, i -ї проекції швидкості.

Таке припущення може бути виправданим, наприклад, при дослідженні ізотропної й однорідної турбулентності, що суттєво спрощує отримання основних статистичних параметрів потоку (середнє значення швидкості, дисперсія). На апаратному рівні такий підхід дозволяє застосовувати в вимірювальних системах уніфіковані і стандартизовані модулі, а на програмному рівні – використовувати загальноприйняті пакети програм з математичної статистики для комп'ютерної обробки експериментальних даних, що спрощує її процедуру.

Проте, аналіз проведених авторами численних термоанемометричних експериментів із зсувними турбулентними потоками у ВК показав, що криві щільності розподілу ймовірності випадкових величини (актуальної швидкості, тиску) можуть відрізнятися від гаусового закону. Це свідчить про досить складну структуру турбулентної течії у ВК (особливо в зоні енергоємного вихору), яка характеризується істотним впливом детермінованих факторів. Характер кривих розподілу випадкових величин можна описати за допомогою коефіцієнтів асиметрії и ексцесу, а також шляхом процедури виділення «помилкових викидів» («грубих похибок»), що й було реалізовано в спеціальному алгоритмі обробки експериментальних даних (рис. 4.2).

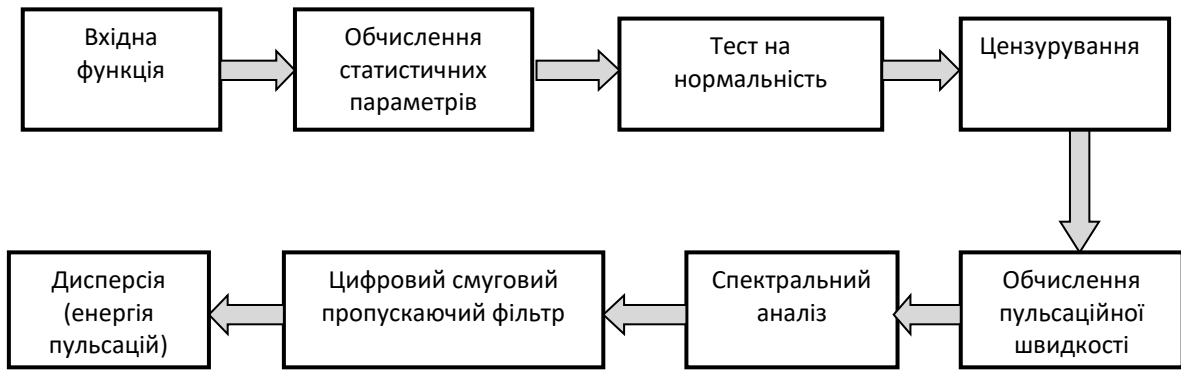


Рис. 4.2. Блок-схема алгоритму обробки експериментальних даних

Обчислення основних статистичних параметрів кожної реалізації включало в себе визначення центральних моментів другого, третього і четвертого порядків за формулою [123]

$$m_r = \frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (x_i - \mu_x)^r \quad (4.1)$$

де μ_x – математичне сподівання стаціонарної випадкової функції x_i , тобто середнє значення актуальної швидкості, яке з огляду на гіпотезу про

ергодичність процесу дорівнює $\mu_x = \frac{1}{T} \int_0^T x_i(t) dt$, де T – час реалізації процесу

(в досліді $T = 100c$); r – порядок центрального моменту (при $r = 2$ маємо другий центральний момент – дисперсію $m_2 = D_i$); n – кількість елементів у вибірці (одичних вимірювань в реалізації за період T), $n = 50000$.

Ексцес ε (контрексес $\varkappa = 1/\sqrt{\varepsilon}$) і асиметрія α є комбінаціями центральних моментів другого, третього і четвертого порядків і обчислюються за відомими формулами математичної статистики:

$$\varepsilon = \frac{m_4}{m_2^2} - 3; \quad \alpha = \frac{m_3}{m_2^{1.5}}.$$

Перевірка на нормальність кривої щільності ймовірності миттєвих швидкостей кожної вибірки здійснювалася інтегральним методом – шляхом обчислення ексцесу і контрексесу вибірки (в пакеті Microsoft Excel) і порівняння обчисленого значення з відповідними значеннями для основних законів розподілу [127] (таблиця. 4.4).

Таблиця 4.4.

Порівняльні характеристики законів розподілу

Вид розподілу	Лапласа	Нормальне (Гаусса)	Сімпсона	Трапеціє-видне	Рівномірне	Арксинусо-їдальне
Коефіцієнт Контрексесу α	0,408	0,577	0,645	0,730	0,745	0,816

Серія дослідів з термоанемометрування актуальних швидкостей пристінної області течії у 12 точках на відносному радіусі $r^* = r/r_0 = 0,88$ ($r_0 = d_0/2$) характерних зон вимірювання А і Б (рис. 4.3) показала, що криві щільності розподілу ймовірностей мають гостровершинний одномодальний характер без ознак явної асиметрії, причому коефіцієнт контрексесу змінюється в діапазоні $\alpha=0,45 \div 0,55$ з відповідною відмінністю від гаусового значення α за модулем на $(22 \div 4,7)\%$.



Рис. 4.3. Характерні зони вимірювань актуальних швидкостей

Оскільки поле миттєвих швидкостей відображає як детермінований, так і стохастичний характер турбулентної течії, а випадкові величини не мають більш повного опису, ніж крива щільності розподілу ймовірностей, то

для визначення форми та порівняння кривих розподілу для кожної з досліджуваних точок поля течії упорядкування вибірок недостатньо.

Для детального аналізу статистичного ряду експериментальних спостережень над випадковими величинами швидкості здійснено побудову гістограм – графіків, наведених нижче, в яких по осі ординат відкладено число значень функції, що потрапляють в задані інтервали, а по осі абсцис – межі цих інтервалів (інтервали групування – через кожних $0,5 \text{ м/с}$). Більш наочно форму апроксимуючої кривої щільності розподілу ймовірностей експериментальних даних актуальної швидкості відображають полігони, які були побудовані шляхом з'єднання прямими середин верхніх основ кожного стовпчика гістограм. Це дозволило визначити реальну форму кривої розподілу випадкової величини і порівняти її з нормальним законом Гаусса.

Перевірка на стаціонарність здійснювалася шляхом поділу кожної реалізації (100 с) на ряд інтервалів (10 с), обчислення для кожного інтервалу основних статистичних параметрів (середнього і дисперсії) та аналізу зміни даних параметрів за допомогою статистичних критеріїв (гіпотез). Дана перевірка здійснювалася засобами пакета Microsoft Excel.

Вимірювання показали, що застосування крилового ВГ приводить до приблизно однакової тенденції перерозподілу ймовірностей як колових, так і осьових складових миттєвої швидкості. Однак, з огляду на абсолютні значення вимірюваних величин швидкостей, за основу визначення наведених та наступних статистичних характеристик досліджуваного методу керування ЕКВС прийнято за доцільне аналізувати розподіли щодо колових складових швидкості. Вони найбільшою мірою відображають характерні особливості отриманих відгуків вихрових утворень. Для побудови гістограм число інтервалів групування s експериментальних даних обиралось в межах $0,55n^{0,4} < s < 1,25n^{0,4}$ [127]. Це є справедливим для всіх одномодальних розподілів.

Для порівняння гістограм різних вибірок використовувався метод перевірки статистичної гіпотези за критерієм згоди Пірсона [127, 128] як міри розходження спостережної щільності ймовірностей при керувальних діях та щільності ймовірностей щодо умовної аналітичної моделі закону розподілу без керувальних дій у вхідному соплі

$$\chi^2 = \sum_{i=1}^k \frac{(f_i - F_i)^2}{F_i},$$

де f_i, F_i – спостережена (сопло з крилом) та очікувана (сопло без крила) частоти в i -му швидкісному інтервалі одних і тих самих стовпців гістограми, Γ ; k – кількість інтервалів швидкості.

Розраховані величини χ^2 наведено в таблиці 4.5 для двох характерних, судячи по картинах візуалізації, точок на безрозмірних відстанях від середини вхідного сопла L^* (по відношенню до повної глибини 0,446 м тупикової частини ВК) в зонах вимірювання А і Б (див. рис. 4.3) при максимальних за модулем безвідривних додатному і від'ємному кутах атаки α крила у вхідному соплі (їх величини визначалися візуалізацією течії за допомогою тонких шовкових ниток). Обрані точки вимірювань є одні з найбільш характерних в картині розподілу вихрових структур, представлених в роботі [87].

Таблиця 4.5

Значення критерію згоди Пірсона χ^2

L^*	Re = 95000		Re=55000	
	$\alpha = +14^0$	$\alpha = -6^0$	$\alpha = +14^0$	$\alpha = -6^0$
0,471	168111	69927	589281	362180
0,605	11256	2725	701533	554731

Критичне значення критерію, вираховане за формулою Уилсона-Хілфєрти [132] при числі вимірювань $n > 30$, дорівнює

$$\chi_{кр}^2 \approx n \left(1 - \frac{2}{9n} + u_p \sqrt{\frac{2}{9n}} \right)^3 \approx 50404,$$

де $u_p = 1,2815$ (при довірчій ймовірності $P = 0,9$) — верхня p -квантіль стандартного нормального розподілу. Порівняння з ним вирахованих величин χ^2 приводить до таких нерівностей: 1) $\chi^2 > \chi_{кр}^2$ в точці $L^* = 0,471$ — всі чотири гістограми розподілу є статистично розрізненими з довірчою ймовірністю $P = 0,9$, що вказує на явний вплив ВГ на миттєву швидкість; в точці $L^* = 0,605$ при $Re = 55000$ гістограми розподілу є також статистично розрізненими, що теж свідчить про відгук на керувальні збурення у вхідному соплі; 2) $\chi^2 < \chi_{кр}^2$ в точці $L^* = 0,605$ при $Re = 95000$ — гістограми є статистично нерозрізненими, що безпосередньо не вказує на наявність такого відгуку, проте це не означає неможливості перерозподілу енергії між вихорами різних масштабів.

Відомо, що невід'ємною частиною вимірювань в реальних умовах експерименту є так звані «грубі похибки». Тому перед порівнянням вибірок було передбачено процедуру їх цензурування, тобто операцію видалення «помилкових викидів» випадкової величини (актуальної швидкості). Хоча відносна кількість таких «помилкових викидів» виявилася зовсім невеликою, але їх певне відставання від генеральної сукупності теоретично може змінити положення центра вибірки. Межі цензурування вибірок визначались як $X_{zp} = \mu_x \pm t_{zp} \sigma$, де $t_{zp} = 1,55 + 0,8\sqrt{\varepsilon - 1} \lg(n/10)$ — квантильні множники розподілів (обраних меж цензурування) [127].

Алгоритм статистичної обробки даних передбачав визначення спектральних смуг сигналу, вилучення енергонасичених частотних смуг із загального сигналу за допомогою смугових фільтрів та побудову амплітудно-

частотних характеристик миттєвих швидкостей для кожної з обраних для дослідження 12 точок вздовж пристінної зони тупикової частини камери.

При спектральному аналізі осцилограм експериментальних даних, а також при застосуванні цифрових смугових фільтрів і фільтрів нижніх частот були використані процедури ліцензійного пакета програм PowerGraph Professional. Методика визначення енергій пульсаційних швидкостей буде описана нижче.

4.4 Результати експериментальних досліджень всередині камери

Для аналізу впливу крилових вихорогенераторів на структуру течії в пристінній зоні ВК було обрано дві зазначені вище характерні точки у вихрових структурах на відстанях $L_A = 0,21\text{ м}$ та $L_B = 0,27\text{ м}$ (відповідно $L^* = 0,471$ і $L^* = 0,605$) від середини впускного сопла з крилом типу MB253515 та без нього при різних значеннях числа Рейнольдса. На рис. 4.4 показані гістограми як статистичні аналоги кривих щільності ймовірностей миттєвої швидкості для цих точок вихрових структур.

Аналіз гістограм показує, що застосування ВГ у впускному соплі призводить до зміни диференціальних законів розподілу ймовірностей в порівнянні з випадком без ВГ. Це говорить про вплив кінцевих вихрових шнурів крила на структуру течії в тупиковій області ВК, а отже, слід очікувати також відповідного впливу на закручений потік в активній (проточній) частині камери. Характерно, що центри розподілів при дії ВГ в обох точках вимірювання зміщаються у бік менших швидкостей, причому при максимальній витраті повітря ($Re_c \approx 95000$) чим ближче до вхідного сопла (зона А), тим більше зміщення.

Це можна пояснити незавершеністю початкової фази процесу взаємної сприйнятливості керувальних та керованих вихрових структур у цій зоні тупикової частини ВК. Натомість, в зоні В при максимальному значенні Re_c , завдяки дії турбулентної дифузії, підсиленої інтенсивними зсувними явищами

при зустрічному осьовому русі спіралеподібної ЕКВС та зворотної течії від торця [87], процес сприйнятливості стає більш завершеним, в результаті чого статистична сукупність вимірних даних набуває більш регулярного характеру.

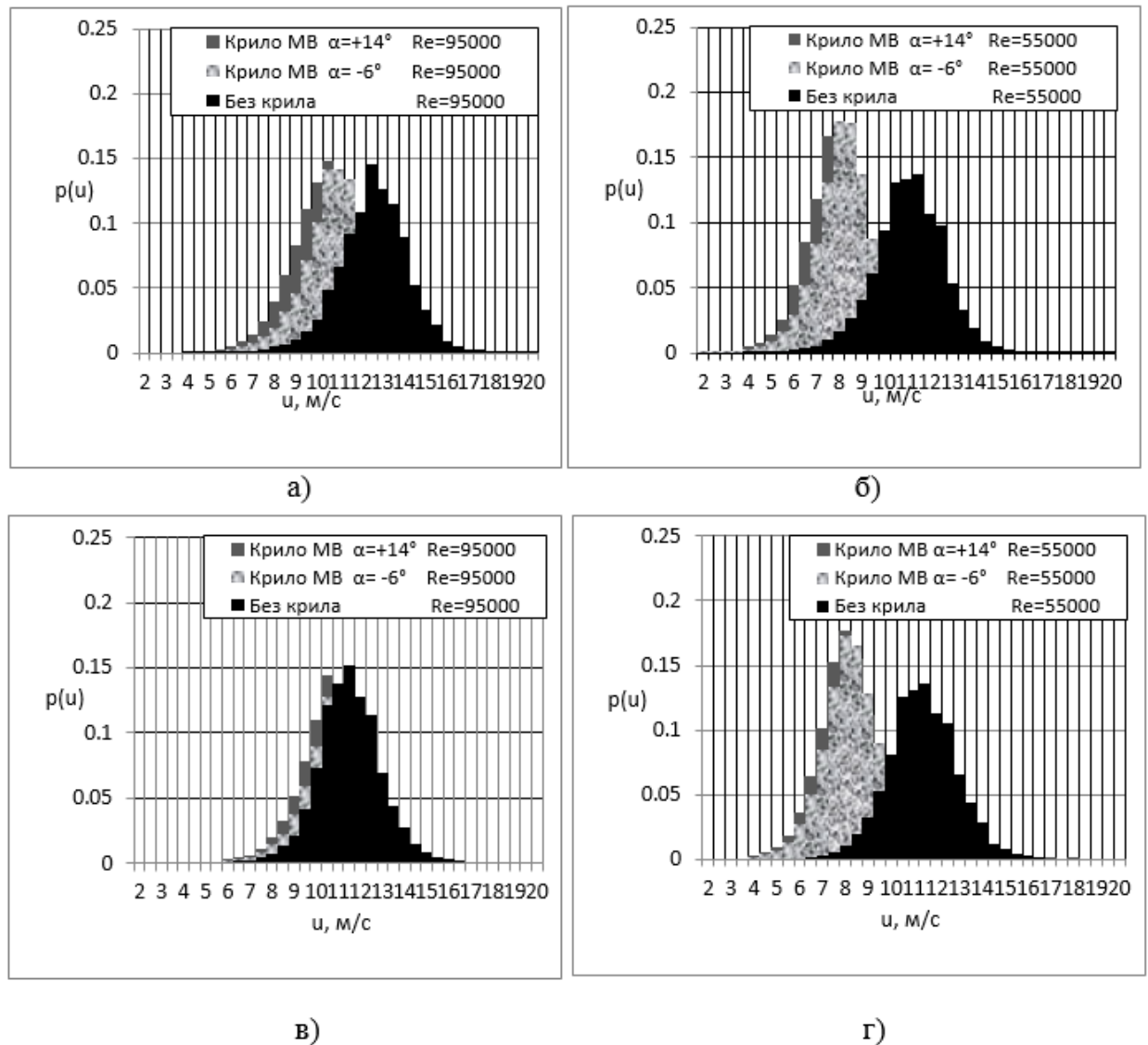


Рис. 4.4 Гістограми розподілу колової складової миттєвої швидкості за відсутністю та наявністю керувальної дії, $r^* = 0,88$: а, б – в точці

$L^* = 0,471$ зони вимірювання А; в, г – в точці $L^* = 0,605$ зони Б .

Для виявлення впливу керувальних вихорів на структуру течії в зонах А і Б тупикової частини ВК було виділено основні енергонасичені частотні

смуги експериментальних даних актуальної швидкості в областях: 1) енергонасичена область в частотному діапазоні $0-250$ Гц, яка містить зони вузькосмугового шуму та гармонічних сигналів; 2) область білого шуму в діапазоні $250-320$ Гц.

В енергонасиченій області з вузькосмуговим шумом були виділені найбільш енергоємні частотні смуги: $5-33$ Гц (гармонічні сигнали значної інтенсивності); $50-67$ Гц (гармонічні сигнали незначної інтенсивності); $75-100$ Гц (гармонічні сигнали великої інтенсивності); $125-150$ Гц (гармонічні сигнали); $160-175$ Гц (гармонічні сигнали незначної інтенсивності); $190-210$ Гц (гармонічні сигнали максимальної інтенсивності); $225-250$ Гц (гармонічні сигнали). Спектральний аналіз всіх сигналів показав, що «енергоємні» частотні смуги мають місце для всіх досліджуваних точок ВК у випадку дії ВГ і без них. Типові спектри з енергонасиченими смугами для двох характерних точок досліджуваних зон ВК показано на рис. 4.5, 4.6.

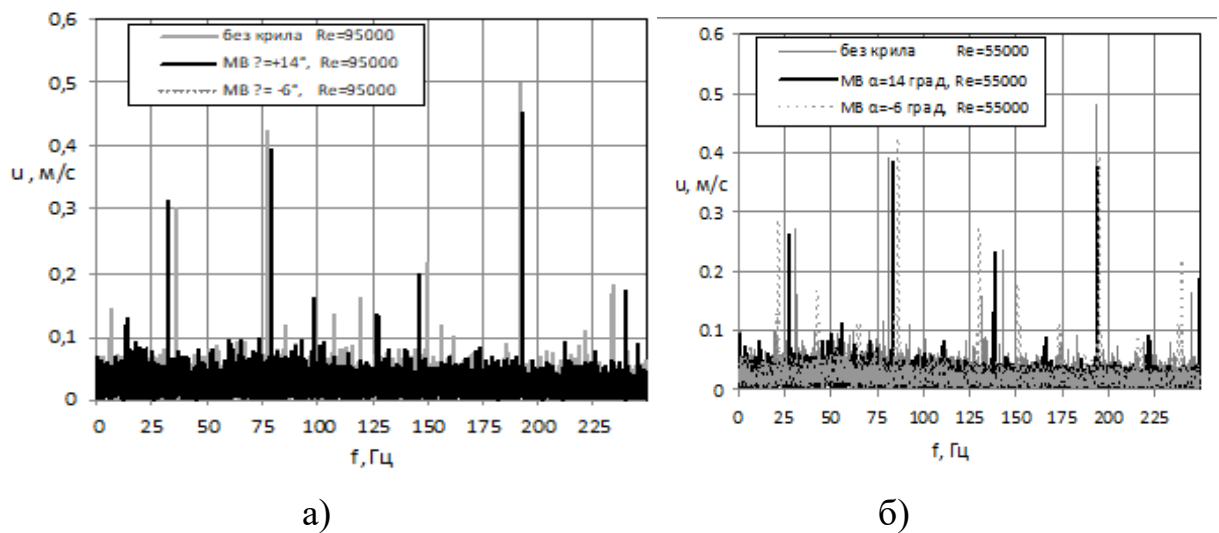
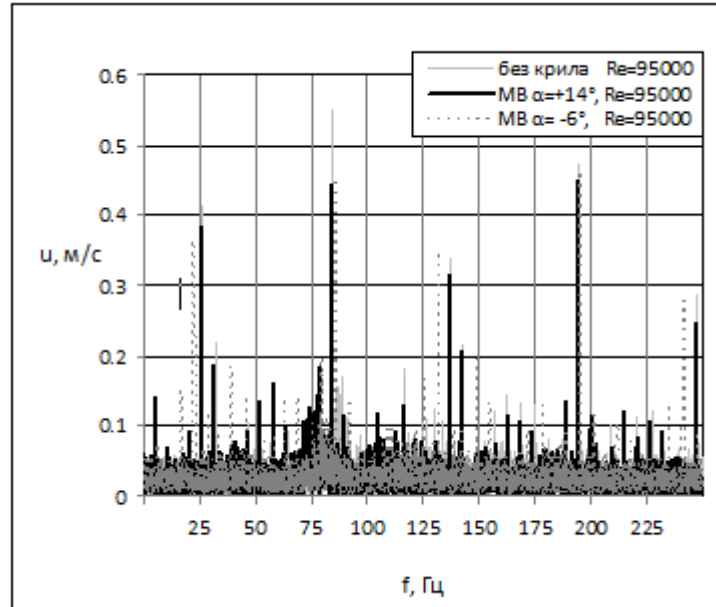


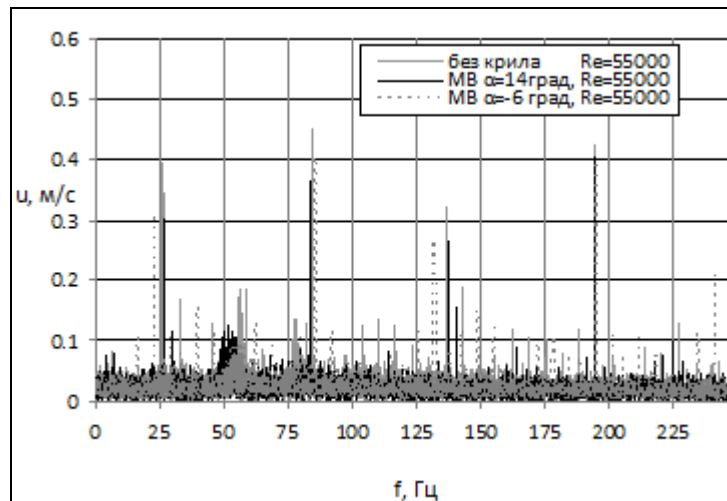
Рис. 4.5. Основні енергоємні частотні смуги експериментальних даних колової складової миттєвої швидкості в точці $L^* = 0,471$ зони А

Як видно з рис 4.5 і 4.6, вплив крилових вихорогенераторів в зазначених вище точках всередині камери, не дивлячись на засвідчені при візуалізації характерні особливості течії в їх околах, проявляє себе в

незначній мірі, крім певних «дискретів» гармонічних сигналів в діапазонах частот 5–33 Гц та 125–150 Гц, що відображають зростання амплітуд як позитивну реакцію вихрової течії на керувальні впливи. Колові складові актуальної швидкості лише незначним чином зміщуються в зону низьких частот.



а)



б)

Рис. 4.6. Основні енергоємні частотні смуги експериментальних даних колової складової миттєвої швидкості в точці $L^* = 0,605$ зони Б

Більш детальне виявлення спектральних особливостей КВС потребувало розширення досліджуваної області до 12 точок вимірювання та проведення аналізу зміни гістограм, а отже, законів щільності розподілу ймовірностей актуальної швидкості, для кожної з 12 точок вздовж пристінної зони тупикової частини камери, а також побудови амплітудно-частотних характеристик осьових та колових складових миттєвих швидкостей потоку за наявності та відсутності керувальних дій ВГ в соплі.

Порівняння гістограм різних вибірок здійснювалось згідно з наведеним вище алгоритмом перевірки статистичної гіпотези за критерієм згоди Пірсона при максимальному безвідривному додатному значенні кута атаки крила MB253515 у вхідному соплі $\alpha = +14^\circ$ і при $Re = 95000$.

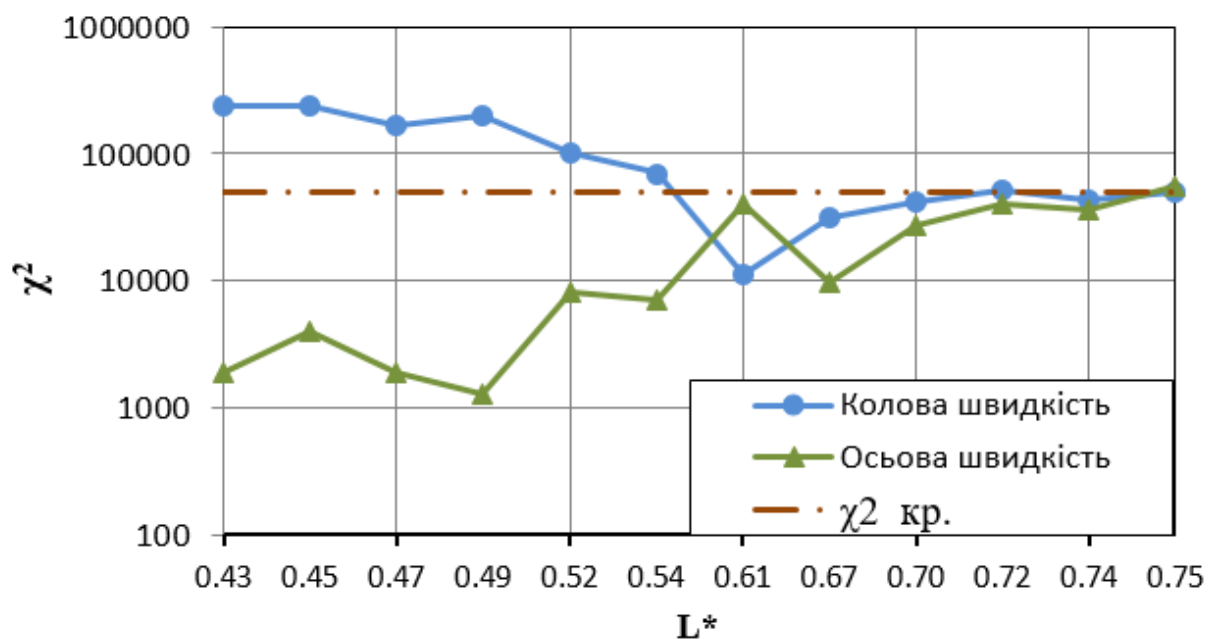


Рис. 4.7. Розподіл критерію Пірсона вздовж тупикової зони ВК при керувальних діях у вхідному соплі камери порівняно з випадком без керувальних дій

Як видно з рис. 4.7, вздовж більшої частини тупикової зони розподіли χ^2 для колової та осьової складових швидкості є різними. При

$\chi^2 > \chi_{кр}^2$ гістограми розподілу є статистично розрізненими з довірчою ймовірністю $P=0,9$, що вказує на явний вплив керувальних дій на колову складову миттєвої швидкості. При $\chi^2 < \chi_{кр}^2$ гістограми є статистично нерозрізненими, що безпосередньо не вказує на наявність такого відгуку, проте це не означає неможливості перерозподілу енергії між вихорами різних масштабів.

В безпосередній близькості до глухого торця при $L^*=0,75$ криві розподілу χ^2 для обох складових швидкості збігаються з прямою $\chi_{кр}^2$. Ця характерна точка потребує більш детального аналізу як гістограм розподілу складових швидкості (рис. 4.8), так і амплітудно-частотних характеристик (рис. 4.9), особливо при їх зіставленні. Позначення «МВ» на графіках означає керувальні впливи крила МВ25351

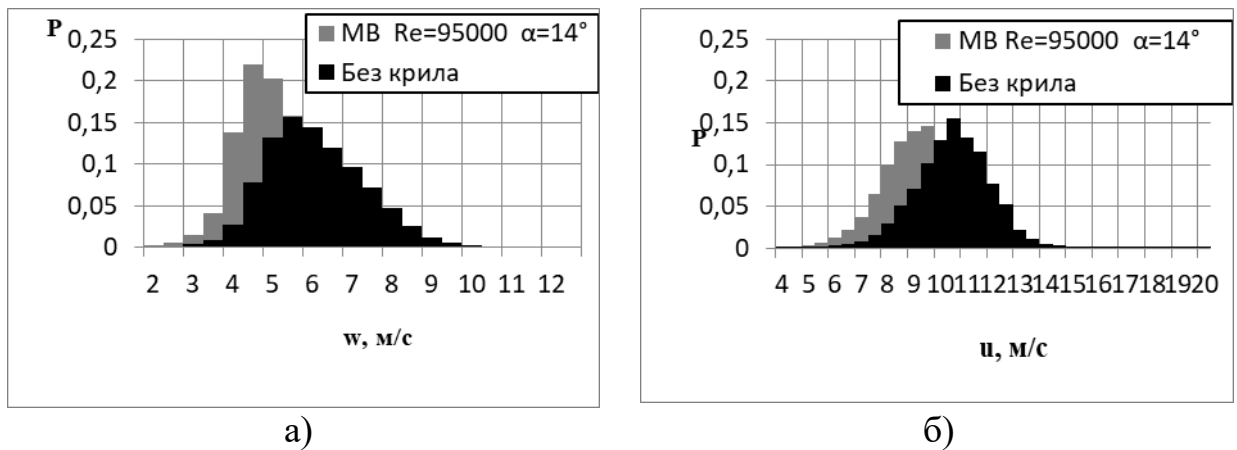


Рис. 4.8. Гістограми розподілу осьової (а) та колової (б) складових миттєвої швидкості в точці $L^*=0,75$

Як видно з рис. 4.8, при роботі вихрових джгутів крилового вихорогенератора в соплі в зазначеній характерній точці тупикової зони відбувається явне зменшення середньої швидкості течії.

Натомість, з амплітудно-частотних характеристик (див. рис. 4.9) впливає таке ж явне зростання амплітуд пульсаційного руху з появою низки нових енергонесучих частот при наявності керувальної дії.

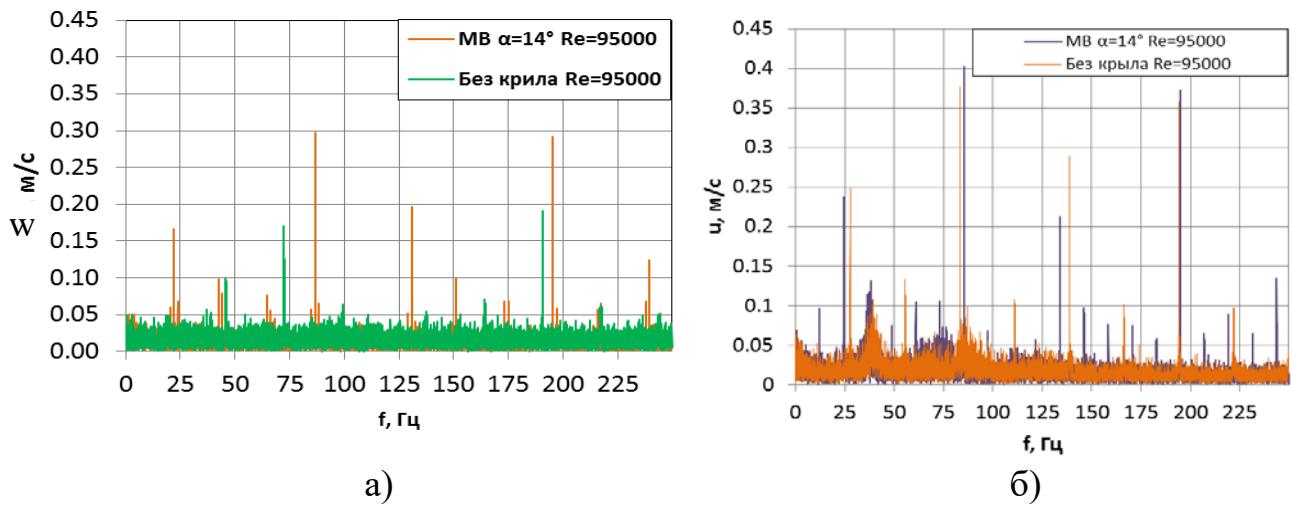


Рис. 4.9. Амплітудно-частотні характеристики миттєвих осьових (а) та колових (б) швидкостей течії

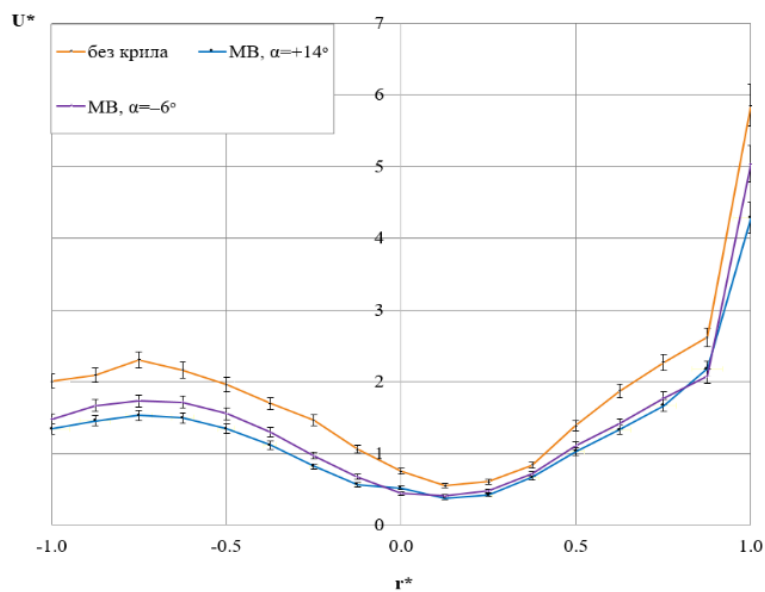
Це може свідчити про перерозподіл енергії середнього руху на користь енергії пульсацій в результаті взаємної сприйнятливості керувальних вихорів крила і керованих КВС в тупиковій зоні камери.

4.5 Результати експериментальних досліджень на виході з ВК

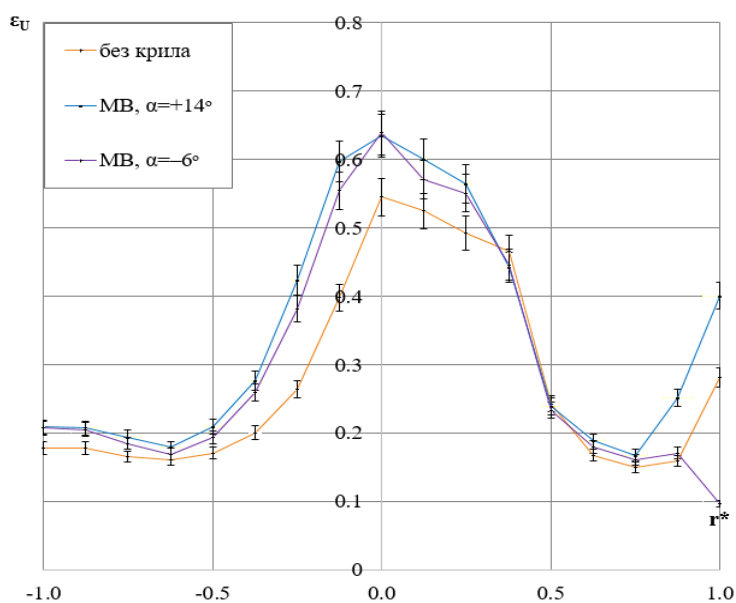
4.5.1 Профілі швидкості у вихідному перерізі камери

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 безвідричних кутах атаки та за відсутності керувальної дії.

Для прикладу надамо найбільш характерні залежності при $Re=95\ 000$ (рис. 4.10, 4.11).



а)



б)

Рис. 4.10. Характеристики потоку у вихідному перерізі ВК:

а – профілі колової проекції усередненої швидкості;

б – розподіл інтенсивності пульсацій колової швидкості

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

поток); $\varepsilon_u = \sqrt{u'^2} / U$, $\varepsilon_w = \sqrt{w'^2} / W$ – локальні відносні інтенсивності пульсацій швидкості за окремими компонентами (штрихом позначені миттєві пульсаційні складові швидкості).

Аналіз графіків показує наступне (див. рис. 4.10, 4.11). Колові швидкості відповідають одному напрямку обертання вихрових структур на виході з камери. Зростання величин швидкості по мірі наближення до верхньої циліндричної поверхні камери (рис. 4.10, а) свідчить про дію пристінної зони спіралеподібної ЕКВС в активній частині камери.

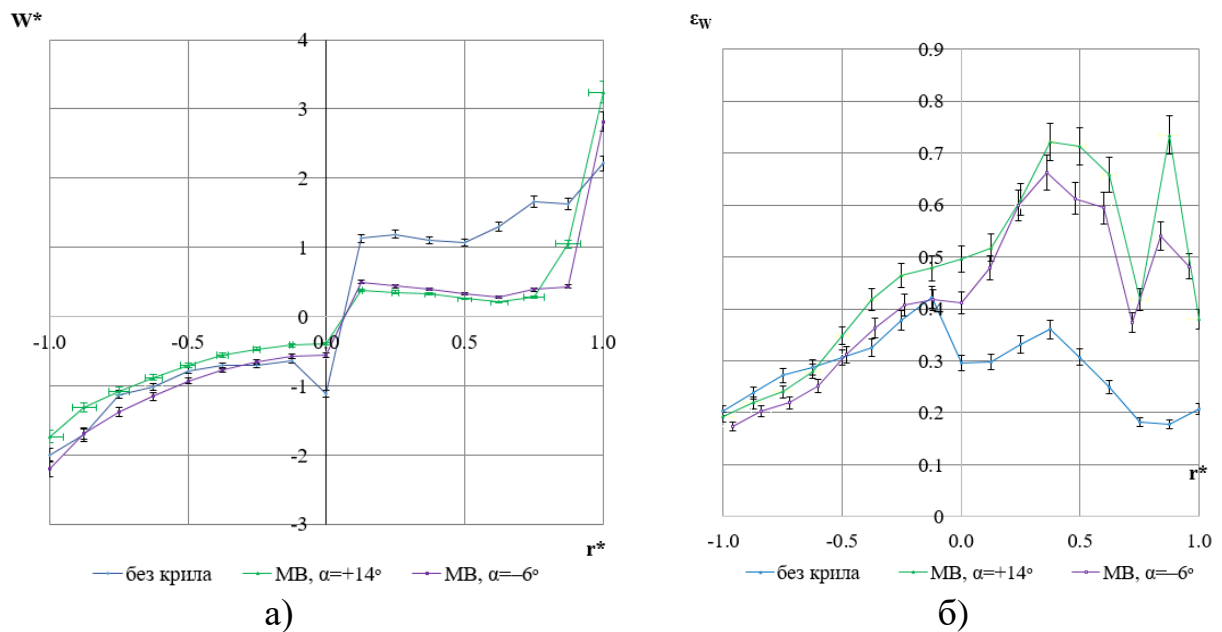


Рис. 4.11. Характеристики потоку у вихідному перерізі ВК:

а – профілі осьової проекції усередненої швидкості;

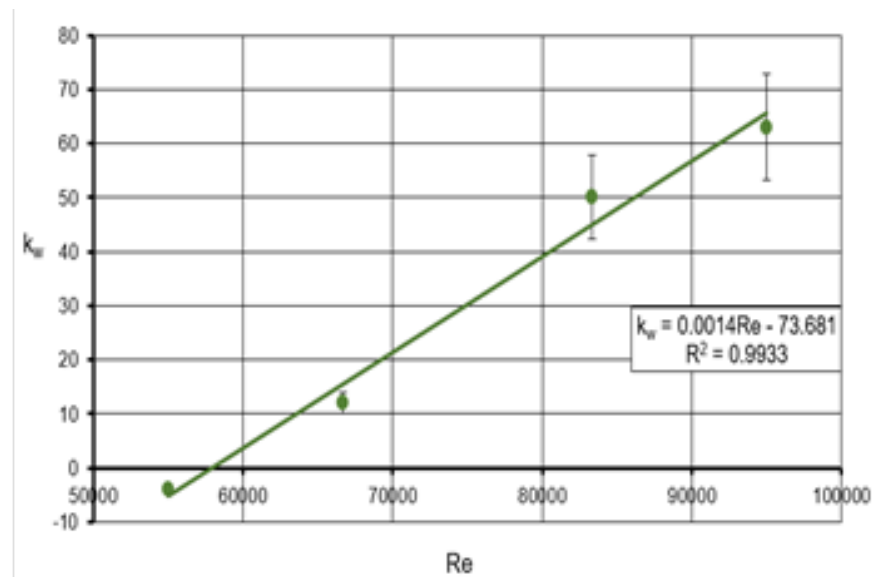
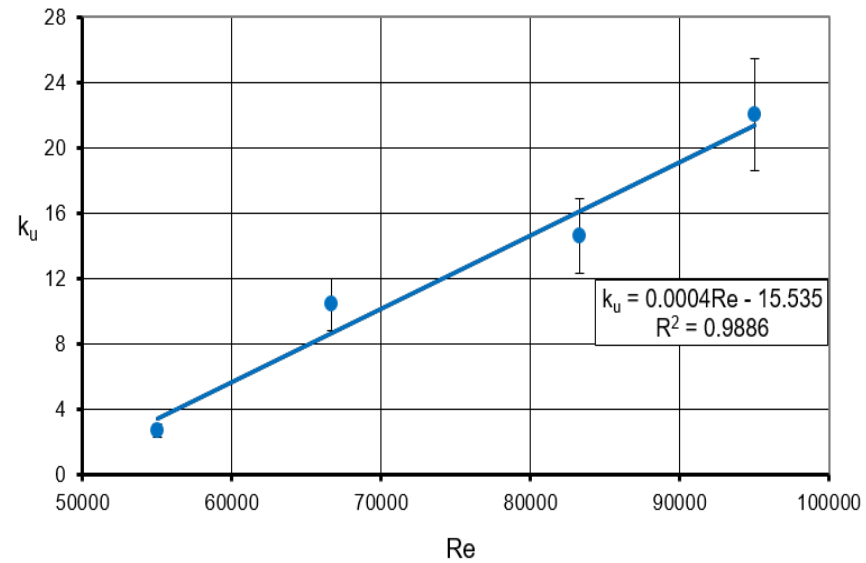
б – розподіл інтенсивності пульсацій осьової швидкості

Характерне для варіантів «без керування» та «з керуванням» зростання інтенсивності пульсацій колової швидкості ближче до осі камери (рис. 4.10, б) відображає значну зсувну взаємодію обертових мас газу з різними коловими складовими швидкості в області течії між квазітейлорівськими вихорами та приосьовим торнадоподібним квазітвердотільним вихором [87].

Розподіл осьових складових швидкості (рис. 4.11, а) 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 (рис. 4.11, б).

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 $\Delta \varepsilon_{u,a}$, $\Delta \varepsilon_{w,a}$ (крило МВ253515) по відношенню до значень $\varepsilon_{u,0}$ і $\varepsilon_{w,0}$ за відсутністю керування дозволяють увести відповідні показники 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. 4.12. Як видно, дослідні точки з достатньо високою точністю апроксимуються лінійними законами.



а)

б)

Рис. 4.12. 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 $\Delta \epsilon_{u,a}$ і $\Delta \epsilon_{w,a}$ при максимальному значенні числа Рейнольдса $Re_{max}=95\ 000$ згідно з рис. 4.12 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 %.

4.5.2 Енергетичні оцінки впливу керувальних дій

Більш повне з'ясування ефекту керування структурою течії в порожнині ВК на її вихідні характеристики дає аналіз енергетичного балансу пульсаційних швидкостей в залежності від смуги пропускання фільтра нижніх частот в точці $r^* = 0,823$ вихідного перерізу ВК, наприклад, в енергонасиченій смузі частот 0–100 Гц. Енергія пульсаційних швидкостей визначається рівнянням $E' = 0,5D$, де D – дисперсія актуальної швидкості. Смуги пропускання цифрового фільтра нижніх частот збільшувалися з 0–5 Гц, 0–10 Гц і далі до 0–100 Гц.

Для прикладу, на рис. 4.13 представлені графіки зміни енергії пульсації колової швидкостей потоку у вихідному перерізі ВК без крила-вихорогенератора та з його використанням в залежності від смуг пропускання фільтра.

Аналіз рис. 4.13 дозволяє зробити висновок, що наявність крила-вихорогенератора підвищує енергію пульсаційної швидкості в смузі частот 0–35 Гц приблизно в 1,5–2 рази, а смузі частот 35–85 Гц зменшує її на 20–30%.

Таким чином, спостерігається «перекачування» енергії пульсацій від відносно дрібних вихорів до вихорів більш крупних масштабів, які найбільшим чином впливають на процеси переносу маси, імпульсу та енергії в потоках. Виявлено також, що в значно ширшому частотному діапазоні 0–250 Гц наявність вихорогенератора більш ніж на 70% підвищує енергію пульсацій

швидкості потоку в тій самій точці $r^*=0,823$ вихідного перерізу вихровий камери.

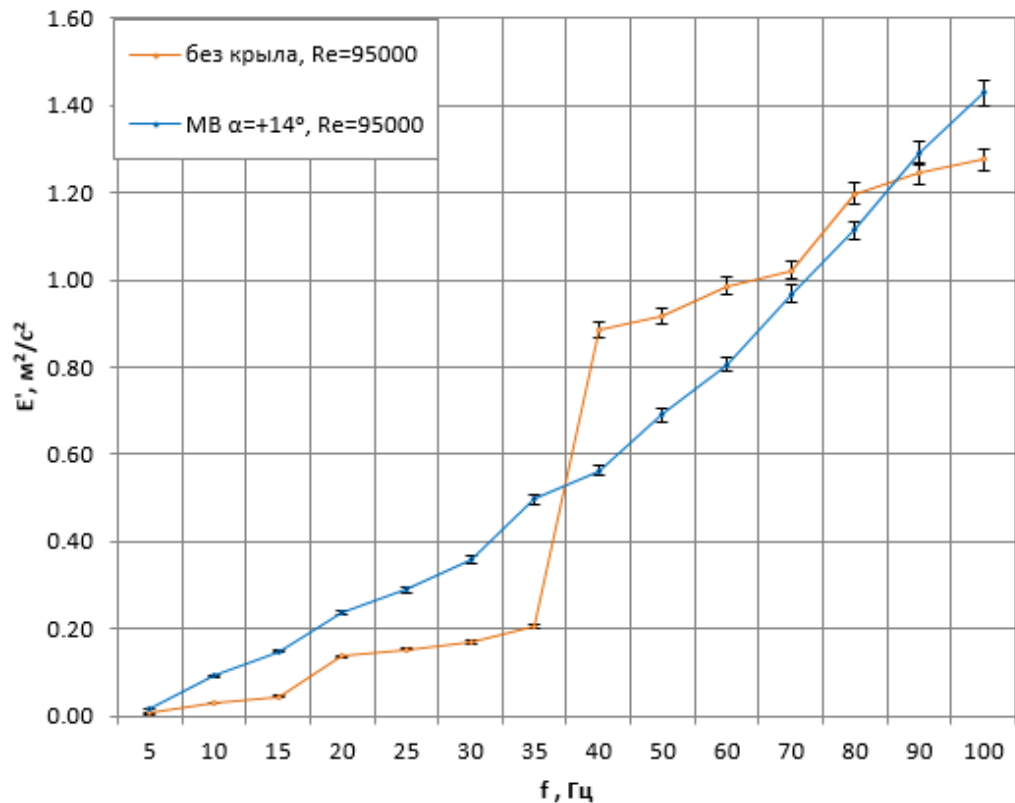


Рис. 4.13. Енергія пульсації колових швидкостей потоку в точці $r^*=0,823$ вихідного перерізу ВК

4.6 Втрати тиску у вихровій камері

Проаналізуємо втрати тиску при роботі ВК за наявності вихрогенераторів в її вхідному соплі.

Запишемо рівняння Д. Бернуллі за умови використання лемніскатного входу потоку повітря до впускного сопла:

$$p_{\infty} + \rho \frac{v_{\infty}^2}{2} = p + \rho \frac{W_a^2}{2} + \Delta p_r,$$

звідки втрати тиску у вихровій камері

$$\Delta p_r = p_{\infty} - p + \frac{\rho}{2} (v_{\infty}^2 - W_a^2),$$

де $p_\infty \equiv p_{атм}$; p – тиск у вихідному перерізі ВК; U_∞ – швидкість повітря на вході до сопла; W_a – середня швидкість потоку у вихідному перерізі камери; густина повітря приймалася рівною $\rho = 1,194 \text{ кг/м}^3$.

Експериментальні дані вимірювань перепадів тиску за допомогою похилих диференціальних манометрів та електронних датчиків занесено до таблиці 4.6.

Таблиця 4.6.

Перепади тиску у вихровій камері

Без використання крилового вихорогенератора		Крило MB253515, $\alpha > 0$		Крило MB253515, $\alpha < 0$	
Δp_r , Па Re = 95000	Δp_r , Па Re = 55000	Δp_r , Па Re = 95000	Δp_r , Па Re = 55000	Δp_r , Па Re = 95000	Δp_r , Па Re = 55000
2253,5	1689,2	2282,0	1700,3	2293,0	1707,8

Значення відносних втрат тиску у відсотках занесені до табл.4.7

Таблиця 4.7.

Відносна втрата тиску в камері, %

Крило MB при $\alpha < 0$		Крило MB при $\alpha > 0$	
Re = 55000	Re = 95000	Re = 55000	Re = 95000
1	1,7	0,7	1,3

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, тобто не більше відносної похибки вимірювань.

Таким чином, доведена енергетична ефективність застосування запропонованого узагальненого принципу взаємної сприйнятливості вихрових утворень щодо керування структурою течії у ВК.

4.7 Обговорення результатів дослідження впливу керувальних вихрогенераторів на структуру течії у вихровій камері

Отримані дані теоретико-експериментального дослідження 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.

Застосування крил малого видовження значно збільшує критичні кути атаки, що в поєднанні з високими вимогами до стану обтічної поверхні крил зменшує їх профільний опір. До того ж, установка крилових елементів з профілями відносно невеликих товщин у вхідному 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.

У якості перспективи розвитку даних 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, масообмінними процесами в промислових установках.

Крім того, планується розширити досліджуваний діапазон чисел Рейнольдса за межі параметрів 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).

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 узагальненого принципу взаємної сприйнятливості вихрових утворень щодо керування структурою течії у ВК.

Висновки до розділу 4

1. Експериментально підтверджена наявність стійких кінцевих вихорів на крилах-вихорогенератора, який працює у проточному тракті впускного сопла камери.

2. Визначено значення діаметрів вільних вихрових шнурів керувального призначення. Їх порівняння із складовими спіралеподібних ЕКВС типу «вуса» у пристінній області ВК при максимальному значенні числа Рейнольдса показало однакові порядки величин аж до наближеної рівності. Це свідчить про виконання однієї з головних вимог взаємної сприйнятливості вихрових утворень, що забезпечено спільністю геометричних та кінематичних умов формування в обмеженому просторі тракту сопла як керувальних вихрових шнурів за крилом, так і спіралеподібної ЕКВС в кутових зонах сопла.

3. Аналіз гістограм розподілу осьової та колової складових миттєвої швидкості для кожної з досліджуваних точок поля течії показав, що застосування крилового вихорогенератора в соплі камери призводить до зміни законів щільності розподілу ймовірностей порівняно з випадком без керування, що свідчить про вплив керувальних дій на потужну спіралеподібну ЕКВС – головну складову течії середовища в тупиковій зоні ВК.

4. Виявлено, що при роботі вихрових джгутів крилового вихорогенератора в соплі в характерній точці тупикової зони відбувається явне зменшення середньої швидкості течії. Натомість, з амплітудно-частотних характеристик випливає таке ж явне зростання амплітуд пульсаційного руху з появою низки нових енергонесучих частот при наявності керувальної дії. Це може свідчити про перерозподіл енергії середнього руху на користь енергії пульсацій в результаті взаємної

сприйнятливості керувальних вихорів крила і керованих КВС в тупиковій зоні камери.

5. Здійснена інтегральна оцінка ефективності керувальних впливів на ЕКВС в камері шляхом проведення вимірювання актуальних швидкостей у вертикальному напрямку вихідного перерізу ВК, а також виділення усереднені за часом та пульсаційні складові. Зростання величин швидкості по мірі наближення до верхньої циліндричної поверхні камери 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 відображає значну зсувну взаємодію обертових мас газу з різними коловими складовими швидкості в області течії між квазітейлорівськими вихорами та приосьовим торнадоподібним квазітвердотільним вихором.

6. Експериментально визначені втрати тиску при роботі ВК з вихорогенераторами в соплі і показано, що максимальне відносне зростання втрат не перевищує 1,7 % порівняно з втратами у ВК без соплового керування структурою течії. Таким чином, доведена енергетична ефективність застосування запропонованого способу керування структурою течії у ВК. Визначено, що величина додаткових втрат тиску на ВК за рахунок керувальних дій не перевищує відносної похибки вимірювань.

7. Експериментально доведено, що невеликі керувальної дії на вхідний потік вихрової камери криловими вихорогенераторами здатні значно інтенсифікувати процеси масообміну на виході камери при мінімальних втратах енергії на основі принципу взаємної сприйнятливості вихрових структур. Так, має місце збільшення усереднених за вихідним перерізом ВК величин інтенсивності пульсацій швидкості від 10 % до 63 % при наявності керувальних дій по відношенню до значень за відсутністю керування.

Основні положення цього розділу викладені у публікаціях автора [103, 135, 137].

ВИСНОВКИ

У дисертації отримано наступні наукові та практичні результати:

1. Розроблено новий спосіб керування енергоємними когерентними вихровими структурами, що полягає у спрямованих керувальних діях на них системою неперервних упорядкованих вихрових шнурів, які генеруються нерухомими крилами малого розмаху, вмонтованими у впускному соплі камери змішування.

2. Експериментально і теоретично доведено, що невеликі керувальні дії на вхідний потік вихрової камери криловим вихорогенератором згідно з принципом взаємної сприйнятливості вихрових структур здатні значно інтенсифікувати процеси масо- та енергообміну на виході камери при мінімальних втратах енергії.

3. Проведена розрахункова оцінка ефективності застосування крила як вихорогенератора в умовах ВК та отримано аналітичний вираз коефіцієнта ефективності η . Визначено, що найбільший вплив на його величину має відносне видовження крила λ та коефіцієнт піднімальної сили C_y , в той час, як аерогідродинамічна якість крила K_∞ виявляє незначний вплив на коефіцієнт ефективності. На підставі запропонованого критерію ефективності визначено раціональну конфігурацію крилового вихорогенератора в діапазоні чисел Рейнольдса $Re = 50\ 000 \div 100\ 000$.

4. Експериментально виявлене явище «перекачування» енергії пульсацій від дрібних вихорів до більш крупних, яке дозволяє використовувати його для керування аеро- та гідродинамічними процесами змішування середовищ у вихрових камерах технологічних і енергетичних апаратів.

5. Експериментально доведена дієвість запропонованого методу керування енергоємними когерентними вихровими структурами: збільшення усереднених значень відносної інтенсивності пульсацій швидкості на виході з камери від 10 % до 63%, а в зоні впливу енергоємної когерентної вихрової

структури до 72%, при зростанні аеродинамічного опору камери на величину не вище похибки вимірювань (від 0,7% до 1,7%).

б. Результати дисертаційних досліджень реалізовано на Монастирищенському котельному заводі ТОВ МВВФ «Енергетик» при розрахунках та проектуванні пальникових пристроїв котлів та теплообмінного обладнання, в яких рух газів і рідин відбувається під впливом відцентрових сил.

У якості перспективи розвитку досліджень планується продовження робіт 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, а отже, масо– і енергообмінними процесами в промислових установках.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя, перев. с немецкого. Москва: Главная редакция физико–математической литературы издательства «Наука», 1969. 742 с.
2. Лойцянский Л. Г. Механика жидкости и газа: учебн. пособ. 3-е изд., перераб. и доп. Москва: Наука, 1970. 904 с.
3. Устименко Б. П. Процессы турбулентного переноса во вращающихся течениях. Алма–Ата: Наука. Каз. ССР, 1977. 228 с.
4. Wormley D. N. An analytical model for the incompressible flow in short vortex chambers. Trans. ASME. Ser. D. 1969. Vol. 91, № 2. P. 264–276.
5. Гольдштик М. А. Вихревые потоки. Новосибирск: Наука, 1981. 366 с.
6. Кутателадзе С. С., Волчков Э. П., Терехов В. И. Аэродинамика и теплообмен в ограниченных вихревых потоках: монография. Новосибирск: Институт теплофизики СО АН СССР, 1987. 282 с.
7. Щукин В.К., Халатов А.А. Теплообмен, массообмен и гидродинамика закрученных потоков в осесимметричных каналах. Москва: Машиностроение, 1982. 200 с.
8. Халатов А. А., Авраменко А. А. Турбулентная неустойчивость Тэйлора–Гёртлера на вогнутой поверхности с отсосом. Теплофизика высоких температур. 1994. Т. 32, № 1. С. 69–71
9. Щукин В.К., Халатов А.А. Теплообмен, массообмен и гидродинамика закрученных потоков в осесимметричных каналах. Москва: Машиностроение, 1982. 200 с.
10. Халатов А. А., Шевчук И. В., Авраменко А. А. и др. Термогазодинамика сложных потоков около криволинейных поверхностей: монография. Киев: Институт технической теплофизики НАН Украины, 1999. 300 с.
11. Халатов А. А., Авраменко А. А., Шевчук И. В. Теплообмен и гидродинамика в полях центробежных и массовых сил: монография. Киев: Институт технической теплофизики НАН Украины, 1996. Т.1: Криволинейные потоки. 290 с.
12. Петельчиц В. Ю. Применение местных углублений при пленочном охлаждении входной кромки лопаток газовых турбин. Теплофизика и аэромеханика. 2016. № 5. С. 741–748.
13. Гупта А., Лилли Д., Сайред Н. Закрученные потоки. Москва: Мир, 1987. 588 с.

14. Левин В. Б. О стабилизирующем влиянии вращения потока на турбулентность. Теплофизика высоких температур. 1964. Т.2, № 6. С. 892–900.
15. Петриченко М. Р. Блокирующее действие вращательного движения газа на теплопередачу в камере сжатия (сгорания). Двигателестроение. №4. С. 57–59
16. Третьяков В. В. Расчет струйного охлаждения стенок камеры сгорания закрученным потоком: сб. Отрывные течения в камерах сгорания. Труды ЦИАМ. 1987. № 1203. С. 96–106.
17. Эйбек П., Итон Дж. Влияние продольного вихря, погруженного в турбулентный пограничный слой, на теплообмен. Теплопередача. 1987. № 1. С. 14–24.
18. Дыбан Е. П., Эпик Э. Я. Тепломассообмен и гидродинамика турбулизированных потоков: монография. Київ: Наукова думка, 1985. 296 с.
19. Mochalin I. V., Khalatov A. A. Centrifugal instability and turbulence development in Taylor–Couette flow with forced radial through flow of high intensity. *Physics of Fluids*. 2015. № 27. P. 094102-1–094102-23
20. Аникин Ю. А., Ануфриев И. С., Шадрин Е. Ю. Диагностика пространственной структуры закрученного потока в модели вихревой топки. Теплофизика и аэромеханика. 2014. Т. 21, № 6. С. 807–810.
21. D’Cerretelli C., Wuerz W., Gharaibah E. Unsteady separation control on wind turbine blades using fluidic oscillators. *AIAA Journal*. 2010. № 7. P. 1302–1311.
22. Терехов В.И., Шишкин Н.Е. Способы повышения эффективности пленочного охлаждения с помощью вихревых пристенных струй. Теплофизика и аэромеханика. 2013. № 6. С. 739–746.
23. Ибрагимов М. Х., Субботин В. И., Бобков В. П. и др. Структура турбулентного потока и механизм теплообмена в каналах: монография. Москва: Атомиздат, 1978. 296 с.
24. Маккормак П., Уилкер Г., Келхер М. Вихри Тейлора–Гёртлера и их влияние на теплообмен. Теплопередача. 1970. №2. С. 106–118.
25. Saha P., Biswas G., Mandal A. C., Sarkar S. Investigation of coherent structures in a turbulent channel with built-in longitudinal vortex generators. *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2017. № 104. P. 178–198.

26. Chokphoemphun S., Pimsarn M., Thianpong C., Promvong P. Heat transfer augmentation in a circular tube with winglet vortex generators. *Chinese Journal of Chemical Engineering*. № 23. P. 605–614
27. William S. Saric Görtler vortices. *Annual Review Fluid Mechanics*. 1994. Vol. 26. P. 379–409.
28. Флориан Дж. М., Сэрик В. С. Устойчивость течения в пограничном слое с вихрями Гёртлера. *Ракетная техника и космонавтика*. 1982. № 4. С. 18–29.
29. Монин А. С., Яглом А. М. Статистическая гидромеханика. *Механика турбулентности: монография: в 2 ч.* Москва: Наука, 1965. Ч. 1. 640 с.
30. Peacock T., Haller G. Lagrangian coherent structures: The hidden skeleton of fluid flows. *Physics Today*. 2013. Vol. 66(2). P 250.
31. Taylor G. I., Distribution of velocity and temperature between concentric rotating cylinders: *proc. of the Royal. Society. London: Academic Press*, 1935. P. 494–512.
32. Никифорович Е. И. Асимптотические пространственно-временные свойства пограничных слоёв над искривлёнными поверхностями. *Прикладна гідромеханіка*. 1999. Т. 1 (73), № 1. С. 38–51.
33. Гончаренко В. М., Дунаева Т. А., Турик В. Н. Постановка краевой задачи течения вязкой жидкости с учетом вихрей Тейлора-Гёртлера Нелинейные краевые задачи математической физики и их приложения: сб. науч. тр. Института математики НАН Украины. Киев, 1999. С. 68–70.
34. Baier G., Graham M. D. Two-fluid Taylor-Couette flow with counter current axial flow: Linear theory for immiscible liquids between corotating cylinders. *Physics of Fluids*. 2000. Vol. 12, № 2. P. 294–302.
35. Hämmerlin G. Zur Theorie der dreidimensionalen Instabilität laminarer Grenzschichten. *ZAMP*. 1957. Bd. 8, № 7. S. 156–163.
36. Кинни. Универсальное подобие скоростей в полностью турбулентных вращающихся потоках. *Прикладная механика. Тр. Амер. Общ. инж.-мех.-в.* Москва: Мир, 1967. Т. 34, №2. С. 199 – 206.
37. Кнорре Г. Ф., Наджаров М. А. Циклонные топки / под общей ред. Москва – Ленинград: ГЭИ, 1958. С.356.
38. Рачино, Лэвэн. Аналитическое исследование несжимаемого турбулентного закрученного потока в неподвижных трубах. *Прикладная механика. Тр. Амер. общ. инж.-мех.-в.* Москва.: Мир, 1969. Т. 36, № 2. С. 7 – 16.

39. Авраменко А. А., Басок Б. И. Вихревой эффект как следствие отрицательной турбулентной теплопроводности и вязкости. Инженерно-физический журнал. 2006. Т. 79, № 4. С. 1–6.
40. Козлов Л. Ф., Цыганюк А. И., Бабенко В. В. и др. Формирование турбулентности в сдвиговых течениях: монография. Киев: Наукова думка, 1985. 284 с.
41. Шлихтинг Г. Возникновение турбулентности: монография; пер. с нем. Г. А. Вольперта; под ред. Л. Г. Лойцянского. Москва: Изд-во ино-стр. лит., 1962. 204 с.
42. Абрамович Г. Н., Крашенинников С. Ю., Секундов А. Н., Смирнова И. П. Турбулентное смешение газовых струй. Москва: Наука, 1974. 272 с.
43. Ударцев Є. П., Щербанос О. Г. Експериментальне дослідження крила з генераторами вихорів. Вісник НАУ. 2010. №1. С. 45–47.
44. Мигай В.К. Повышение эффективности современных теплообменников. Ленинград: Энергия, 1980. 144 с.
45. Бабенко В. В., Канарский М. В., Коробов В. И. Пограничный слой на эластичных пластинах: монография. Киев: Наукова Думка, 1993. 264 с.
46. Babenko V., Turick V. Coherent vortical structures control in flat and curvilinear parietal flows: proc. of the World Congress «Aviation in the 21-st Century» (Kyiv, 14–16 Sept. 2003 y.). Kyiv: NAU, 2003. P. 2.54–2.58.
47. Бабенко В. В., Abbas F. M., Ищенко С. Ф. Управление пограничного слоя профиля крыла при генерировании трёхмерных возмущений. Прикладная гидромеханика. 2012. Т. 14 (86), № 1. С. 3–13.
48. Третьяков В.В. Расчет распределения капельно–жидкого и парообразного топлива в трехъярусном модуле камеры сгорания. Вестник СГАУ. 2006. Вып. 2(10), Ч. 2. С. 136–141.
49. Вырубов Д. Н., Элькотб М. М. О расчете скоростей движения воздушного заряда в цилиндре двигателя. Известия ВУЗов, серия «Машиностроение». 1965. №4. С. 113–117.
50. Круглов М. Г., Меднов А. А. Газовая динамика комбинированных двигателей внутреннего сгорания. Москва: Машиностроение, 1988. 360 с.
51. Вулис Л. А. Об эффекте Ранка. Изв. АН СССР. Отд–е техн. наук. 1957. № 10. С. 105 – 107.
52. Karman T. Über laminare und turbulente Reibung. ZAMM. 1921. Bd. 1. S. 233–252.

53. Bödewadt U. Die Drehströmung über festem Grund. ZAMM. 1940. Bd. 20. S. 241–253.
54. Truchenbrodt E. Die turbulente Strömung an einer angeblasenen rotierenden Scheibe. ZAMM. 1954. Bd. 34. S. 150–162.
55. Дорфман Л. А. Гидродинамическое сопротивление и теплоотдача вращающихся тел. Москва: Физматгиз, 1960. 260 с.
56. Крейтц Ф. Конвективный теплообмен во вращающихся системах. Успехи теплоотдачи. Москва: Мир, 1971. С. 144–279.
57. Турик В. Н., Макаренко Р. А. Аэродинамика вихревой камеры с равномерным тангенциальным подводом воздуха. Техніка в сільськогосподарському виробництві, галузеве машинобудування, автоматизація: зб. наук. пр. Кіровоградського державного технічного університету. 2000. Вип. 7. С. 38–43.
58. Арбузов В. А., Дубнищев Ю. Н., Лебедев А. В., Правдина М. Х., Яворский Н. И., Наблюдение крупномасштабных вихревых структур в вихревой трубке и эффект Ранка. Письма в ЖТФ. 1997. Том 23, № 23. С. 84–90.
59. Азаров А. И. Промышленные вихревые трубы производство, применение, развитие. URL: <http://www.ecoteco.ru/index.php?id=250>.
60. Азаров А. И. От однокамерной вихревой трубы Фултона к модульным многокамерным вихревым воздухоохладителям: развитие, промышленное использование, перспективы: доклад–лекция XIV школа–семинар мол. уч. и спец. под рук. акад. РАН А. И. Леонтьева. Проблемы газодинамики и тепломассообмена в энергетических установках. (Рыбинск, Москва. 26–30 мая 2003 г.). Рыбинск. Москва: Изд. МЭИ, 2003. Т. 2. С. 195–203.
61. Krasinsky D. V., Rychkov A. D., Salomatov V. V. Numerical modelling of 3-D two-phase turbulent flows in a vortex furnace of boiler unit: proc. of Int. Conf. AMCA–95. / eds. A. S. Alexeev, N. S. Bakhvalov. (Novosibirsk, 1995 y.). Novosibirsk. 1995. P. 204–211.
62. Babenko V., Turick V. Coherent vortical structures control in flat and curvilinear parietal flows: proc. of the World Congress «Aviation in the 21-st Century» (Kyiv, 14–16 Sept. 2003 y.). Kyiv: NAU, 2003. P. 2.54–2.58.
63. Турик В. Н. Когерентные вихревые структуры в ограниченных закрученных потоках. Вісник Черкаського державного технологічного університету. 2004. №2. С. 58–67.
64. Бабенко В. В., Воскобойник В. А., Турик В. Н., Блохин В. А., Воскобойник А. В. Статистические характеристики входной струи вихревой камеры. Вестник Национального технического университета

- Украины «Киевский политехнический институт». Машиностроение. Киев, 2002. Вып. 42, Т. 1. С. 44–49.
65. Бабенко В. В., Воскобойник В. А., Турик В. Н., Блохин В. А., Воскобойник А. В. Структура закрученного потока, входящего в вихревую камеру. Технологические системы. Серия «Научные разработки и результаты исследований». 2002. № 2 (13), Вып. 1. С. 102–106.
66. Бабенко В. В., Воскобойник В. А., Воскобойник А. В., Турик В. Н. Поле пульсаций скорости в пристеночной струе вихревой камер. Вибрации в технике и технологиях. 2003. №2 (28). С. 105–110.
67. Турик В. М., Огарков К. А., Костира М. В., Ляшук Ю. С. Особливості методів експериментального вивчення макроструктури зсувних течій у вихрових камерах. Прикладні задачі математики і механіки: матеріали ХІХ міжнарод. науч.-техн. конф. (Севастополь, 12-16 сент. 2011 г.). Севастополь: Изд-во СевНТУ, 2011. С. 91–95.
68. Babenko V. V., Turick V. N., Voskoboinick V. A., Voskobijnyk A. V. Swirling flow in vortex chamber: proc. of V International Workshop on Physical Modelling of Flow and Dispersion Phenomena «PHYSMOD-2005» (Ontario, Canada, 24–26 August 2005 y.). London: University of Western Ontario, 2005. P. 135–137.
69. Babenko V. V., Turick V. N., Voskobijnyk A. V. Effects of nonaxisymmetric currents in a swirling flows: proc. of intern. conf. on Turbulence in Shear-Flows (Montreal, Canada, Oct. 2005 y.). Montreal, Canada. 2005. P. 610–611.
70. Макаренко Р. А., Турик В. Н. Кинематика течения в тупиковой части вихревой камеры. Прикладная гидромеханика. 2001. Вып. 3(75), №1. С. 46–51.
71. Бабенко В. В., Турик В. Н., Воскобойник А. В. Визуализация структуры течения в вихревой камере. Вестник Национального технического университета «Харьковский политехнический институт»: Технологии в машиностроении. 2001. № 129, Ч.1. С. 215–221.
72. Бабенко В. В., Турик В. Н., Воскобойник А. В. Исследование когерентных вихревых структур в ограниченных закрученных потоках методом скоростной кинорегистрации. Вестник Национального университета Украины «Киевский политехнический институт». 2001. № 40. С. 426–432.
73. Турик В. Н., Макаренко Р. А. Сборник работ Кировоградского государственного технического университета. 2000. Вып. 7. С. 38–43.

74. Турик В. Н., Макаренко Р. А. О вторичном течении, наведенном закрученной полуограниченной струей. Прогресивна техніка і технологія машинобудування, приладобудування та зварювального виробництва: зб. наук. пр. за матеріалами міжнар. наук.-техн. конф. (Київ, 25–28 трав. 1998 р.). Київ: НТУУ «КПІ», 1998. Т. 3. С. 280–284.
75. Турик В. Н., Макаренко Р. А. Обобщение характеристик тан-генциальных течений в тупиковой части вихревой камеры. Вестник Национального университета Украины «Киевский политехнический институт». Машиностроение. 2000. Вып. 38, Т. 1. С. 38–44.
76. Турик В. Н., Макаренко Р. А., Дунаева Т. А. Исследование вторичных течений в вихревой камере. Прикладные проблемы механики жидкости и газа: материалы VIII Междунар. науч.-техн. конф. ученых Украины, России, Белоруссии (Севастополь, 20–24 сентября 1999 г.). Севастополь: СевГТУ, 1999. С. 53–55.
77. Макаренко Р. А., Турик В. Н. О макроструктуре приторцевого течения в вихревой камере. Вестник Национального университета Украины «Киевский политехнический институт». Машиностроение. 1999. Вып. 35. С. 127–131.
78. Турик В. Н., Дунаева Т. А. Уравнения вторичных вихревых течений второго рода. Вестник Национального университета Украины «Киевский политехнический институт». Машиностроение. 1999. Вып. 36, Т. 2. С. 449–453.
79. Турик В. Н., Макаренко Р. А. Опыт термоанемометрирования турбулентных потоков в вихревой камере. Вестник Национального университета Украины «Киевский политехнический институт». Машиностроение. 1999. Вып. 36, Т. 2. С. 309–314.
80. Makarenko R. A., Turick V. N. Kinematics of Flow in a Dead End Part of a Vortex Chamber. International Journal of Fluid Mechanics Research. 2004. Vol. 31, No. 3. P. 299–306.
81. Babenko V. V., Blohin V. A., Voskobjnick A. V., Turick V. N. Velocity fluctuations in a swirling jet of vortex chamber. International Journal of Fluid Mechanics Research. 2005. Vol. 32, No. 2. P. 184–198
82. Бабенко В. В., Турик В. Н., Воскобойник А. В. Исследование когерентных вихревых структур в ограниченных закрученных потоках методом

- скоростной кинорегистрации. Вестник Национального университета Украины «Киевский политехнический институт». 2001. № 40. С. 426–432.
83. Турик В. Н., Макаренко Р. А., Воскобойник А. В. О приторцевом вихре в цилиндрической трубе. Национального университета Украины «Киевский политехнический институт». Машиностроение. 2001. Вып. 41. С. 162–166.
84. Бабенко В. В., Блохин В. А., Воскобойник А. В., Турик В. Н. Пульсации скорости в закрученной струе вихревой камеры. Акустичний вісник. 2002. Т. 5, № 1. С. 3–12.
85. Макаренко Р. А., Турик В. Н. Способы визуализации течения в цилиндрической вихревой камере. Промислова гідравліка і пневматика. 2009. № 2(24). С. 23–25.
86. Турик В. Н., Бабенко В. В., Воскобойник В. А., Воскобойник А. В. Формирование вихрей Гёртлера в вихревой камере. Промислова гідравліка і пневматика. 2009. № 3(25). С. 31–36.
87. Бабенко В. В., Воскобойник А. В., Воскобойник В. А., Турик В. М. Вихори Гьортлера над увігнутою поверхнею вхідної частини вихрової камери. Прикладна гідромеханіка. 2007. Т. 9 (81), № 23. С. 25–36.
88. Бабенко В. В., Турик В. Н. Макет вихревых структур при течении потока в вихревой камере. Прикладна гідромеханіка. 2008. Т. 10 (82), № 3. С. 3–19.
89. Турик В. Н., Фелинский А. Г., Глушко В. Н. Когерентные вихревые структуры в сдвиговых течениях. Прикладные задачи математики и механики: материалы XVI междунар. науч.-техн. конф. (Севастополь, 15–19 сент. 2008 г.). Севастополь: Изд-во СевНТУ, 2008. С. 103–106.
90. Турик В. М., Мілюков Д. Є., Белявцева А. А. Організовані вихрові структури в тупиковій зоні вихрової камери. Прикладные задачи математики и механики: материалы XVIII междунар. науч.-техн. конф. (Севастополь, 13–17 сент. 2010 г.). Севастополь: Изд-во СевНТУ, 2010. С. 109–112.
91. Babenko V. V., Turick V. N., Chun H. H., Lee I. Methods of visualization of hydroaerodynamics tasks for control of coherent vortical structures: proc. of the 11-th Internat. Conf. on Fluid Control, Measurements and Visualization «FLUCOME–2011» (Keelung, Taiwan, December 5–9, 2011). Keelung, Taiwan: National Taiwan Ocean University, 2011. P. B-1–B-7.
92. Турик В. Н., Штутман М. П., Василюк В. Н. Исследование тонкой структуры ограниченных закрученных потоков. Прикладные задачи математики и механики («ПЗММ» – 2012): материалы XX Междунар.

- науч.-техн. конф. (Севастополь, 10-14 сент. 2012 г.). Севастополь: Изд-во СевНТУ, 2012. С. 75 – 79.
93. Турик В. Н., Милуков Д. Е., Кочина М. В. Об одном способе управления структурой ограниченных закрученных потоков «Прикладные задачи математики и механики»: материалы XXI Междунар. науч.-техн. конф. (Севастополь, 16-20 сент. 2013 г.). Севастополь: Изд-во СевНТУ, 2013. С. 61–65.
94. Турик В. Н., Кочин В. А., Кочина М. В. Флаттер как средство управления когерентной структурой в вихревой камере «Промислова гідравліка і пневматика»: матеріали XIV Міжнар. наук.-техн. конф. АС ПГП (Одеса, 18-19 жовт. 2013 р.). Одеса. 2013. С. 28.
95. 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 інституту». 2015. № 6. С. 54–65.
96. 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 інституту». 2016. № 5 (109). С. 68–77.
97. Турик В. М. Когерентні вихрові структури в обмежених закручених потоках та керування ними «Промислова гідравліка і пневматика»: матеріали XVII Міжнар. наук.-техн. конф. АС ПГП (Харків, 19–21 жовт. 2016 р.). Вінниця: «Глобус-Прес», 2016. С. 24–25.
98. Н.П. Адамов, Л.Г. Васенёв, В.И. Звегинцев и др. Исследования характеристик гиперзвуковой аэродинамической трубы АТ-303. Часть 2. Аэродинамика эталонной модели НВ-2. Теплофизика и аэромеханика, 2006, том 13, № 2. С. 173-188.
99. Гортышов Ю. Ф., Дресвянников Ю. Ф., Идиатуллин Н. С. и др. Теория и техника теплофизического эксперимента: учеб. пособие для вузов / под ред. В. К. Щукина. Москва: Энергоатомиздат, 1985. 360 с.
100. Comte-Bellot G. Hot-wire anemometry. Annu. Rev. Fluid Mech. 1976, №8. p.209-231
101. Юрьев Б. Н. Экспериментальная аэродинамика. Ч.2: Индуктивное сопротивление. М.-л.: ОБОРОНГИЗ, 1938. С. 275
102. Турик В. М., Кочина М. В., Кочін В. О. Вплив керувальних дій вихорогенераторів флатерного типу на формування структури вхідного потоку вихрової камери «Гідроаеромеханіка в інженерній практиці»:

- матеріали ХХ Міжнар. наук.-техн. конф. (Київ, 26–29 травня 2015 р.). Київ. 2015. С. 42–43.
103. Кочин В. А., Турик В. Н. Особенности методики проведения термоанемометрического эксперимента при исследовании структуры течений в вихревой камере. Вісник Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут». Машинобудування. 2005. Вип. 47. С. 54–57.
 104. Turick V., Kochin V., Kochina M Examining the technique to control the structure of current in vortex chambers by wing vortex generators. Eastern-European Journal of Enterprise Technologies. Vol 1, No 5 (91). 2018. P. 28-38.
 105. Левеллен В., Росс Д., Розенцвейг М. Ограниченные вихревые течения при взаимодействии с пограничным слоем. РТЖ, 1964. №12. С. 94–103.
 106. Rott N., Lewellen W. Boundary layers and their interactions in rotating flows. Progress in Aeronautic Science. 1965. №7. P. 111–144.
 107. Егер С. М., Мишин В. Ф., Лисейцев Н. К. и др. Проектирование самолётов / под ред. С. М. Егера. Москва: Машиностроение, 1983. 616 с.
 108. Babenko V. V., Chun H. H., Lee I. Coherent Vortical Structures and methods of their control for drag reduction of bodies: proc. of the 9th in-tern. conf. on Hydrodynamics «ICHHD–2010» (Shanghai, China, 11-15 Oct. 2010 y.). Shanghai, China, 2010. P. 45–50
 109. Бабенко В. В., Abbas F. М., Ищенко С. Ф. Управление пограничного слоя профиля крыла при генерировании трёхмерных возмущений. Прикладная гидромеханика. 2012. Т. 14 (86), № 1. С. 3–13.
 110. Монтгомери Д. К. Планирование эксперимента и анализ данных. Ленинград: Судостроение, 1980. 384 с.
 111. Спиридонов А. А. Планирование эксперимента при исследовании технологических процессов. Москва: Машиностроение, 1981. 184 с.
 112. Бородюк В. П., Воцинин А. П., Иванов А. З. Статистические методы в инженерных исследованиях: лабораторный практикум. Москва: Высш. школа, 1983. 216 с.
 113. Bird J. D. NASA Technical Note NASA TN D–5045 Tuft–grid surveys at low speeds for delta wings. Washington: Langley Research Center Langley Station Hampton Va; National Aeronautics and Space Administration, 1969.
 114. Selig M. S., Donovan J. F., Fraser D. B. Airfoils at low speeds. Virginia Beach, U.S.A.: SoarTech, SoarTech Publications, 1989.
 115. Selig M. S., Guglielmo J. J., Broeren A. P., Giguère P. Summary of low-speed airfoil data. Virginia Beach, VA: Soar Tech Publications, 1995. Vol. 1.

116. 115. Selig M. S., Lyon C. A., Giguère P. and etc. Summary of low-speed airfoil data. Virginia Beach, VA: SoarTech Publications, 1996. Vol. 2
117. Lyon C. A., Broeren A. P., Giguère, P. and etc. Summary of low-speed airfoil data. Virginia Beach, VA: SoarTech Publications, 1998. Vol. 3.
118. Selig M. S., McGranahan B. D. Wind tunnel aerodynamic tests of six airfoils for use on small wind turbines. National Renewable Energy Laboratory, NREL SR-500-34515. Oct. 2004.
119. Williamson G. A., McGranahan B. D, Broughton B. A., Deters R. W., Brandt J.B., Selig M.S. Summary of low-speed airfoil data. 2012. Vol 5.
120. McGranahan B. D., Selig M. S. Surface oil flow measurements on several airfoils at low Reynolds numbers: 21st AIAA Applied Aerodynamics Conference (Orlando, 23-26 June 2003 y.). Orlando: FLAIAA. 2003. P. 4067.
121. Ananda G. K., Sukumar P. P., Selig M. S. Measured aerodynamic characteristics of wings at low Reynolds numbers. Aerospace Science and Technology. 2015. Vol. 42. P. 392-406.
122. Мошаров В.Е. Создание чувствительных к давлению красок. Современные научные проблемы и технологии в гражданской авиации. 20 лет сотрудничества ученых России и компании Boeing: Москва : Наука, 2013. С. 299
123. Налимов В. В. Теория эксперимента. Москва: Наука, 1971. 208 с.
124. Вальд А., Последовательный анализ. Москва: Физматгиз, 1960, 328 с.
125. Вибрации в технике: Справочник. В 6-ти т. / под ред. В. Н. Челомей. Москва: Машиностроение, 1980. Т. 3. Колебания машин, конструкций и их элементов , 1980. С. 544.
126. Вибрации в технике: Справочник. В 6-ти т. / под ред. В. Н. Челомей. Москва: Машиностроение, 1980. Т. 6. Защита от вибраций и ударов / под ред. К. В. Фролова, 1981. С. 456.
127. Повх И. Л. Аэродинамический эксперимент в машиностроении. Изд. 3-е, доп. и исправл. Ленинград: Машиностроение, 1974. 480 с.
128. Новицкий П. В., Зограф И. А. Оценка погрешностей результатов измерений. Ленинград: Энергоатомиздат, 1991.С. 303 с.
129. Бендат Дж., Пирсол А. Прикладной анализ случайных данных. Москва: Мир, 1989. 540 с.
130. Скубачевский Л. С. Испытания воздушно-реактивных двигателей. Москва: Машиностроение, 1972. 228 с.
131. Drela M. Flight Vehicle Aerodynamics. USA: The MIT Press, 2014. 304 p.

132. Справочник авиаконструктора. Москва: Изд. ЦАГИ им. проф. Н. Е. Жуковского, 1937. Т. 1: Аэродинамика самолета. 512 с.
133. Кобзарь А. И. Прикладная математическая статистика. Для инженеров и научных работников: монография. Москва: Физматлит, 2006. 816 с.
134. Турик В. Н. О гидродинамической неустойчивости в вихревых камерах. Промислова гідравліка і пневматика. 2006. №3 (13). С. 32–37.
135. Турик В. М., Кочін В. О., Кочіна М. В. Аналіз можливості флательного керування когерентними утвореннями в потоках вихрових камер. Вісник Національного технічного університету України «Київський політехнічний інституту». Машинобудування. 2014. Вип. 2 (71). С. 84–94.
136. Бабенко В. В., Кочін В. О., Турик В. М., Кочіна М. В. Метод керування вихороутворенням на вході до камер змішування. Вісник Одеського національного морського університету. 2015. № 3 (45). С. 157–166.
137. Турик В. М., Кочін В. О., Кочіна М. В. Мінімізація вібраційного фактору при експериментальних дослідженнях мікроструктури обмежених закручених потоків. Mechanics and Advanced Technologies. 2017. Вип. 3 (81). С. 40–46.
138. Turick V., Kochin V., Kochina M. A new method of control of coherent structures in vortex apparatuses. Екологічна безпека та природокористування. 2017. Вип. 1 (25). С. 24-33.
139. Спосіб керування інтенсивністю змішування потоків у вихровій камері: пат. 110914 Україна. № 201603982; заявл. 12.04.16; опубл. 25.10.16, Бюл. № 20. 6 с.
140. Хзмалян Д. М., Каган Я. А. Теория горения и топочные устройства. Энергия, 1976. С.487

ДОДАТОК А

Список публікацій здобувача за темою дисертації та відомості про апробацію результатів дисертації

1. Турик В. М., Кочін В. О., Кочіна М. В. Аналіз можливості флатерного керування когерентними утвореннями в потоках вихрових камер. Вісник Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут». Машинобудування. 2014. Вип. 2 (71). С. 84 – 94.
2. Бабенко В. В., Кочін В. О., Турик В. М., Кочіна М. В. Метод керування вихороутворенням на вході до камер змішування. Вісник Одеського національного морського університету. 2015. № 3 (45). С. 157–166.
3. Бабенко В. В., Турик В. М., Кочін В. О., Кочіна М. В. Спосіб керування інтенсивністю змішування потоків у вихровій камері: пат. 110914 Україна. № 201603982; заявл. 12.04.16; опубл. 25.10.16, Бюл. № 20. 6 с.
4. Турик В. М., Кочін В. О., Кочіна М. В. Мінімізація вібраційного фактору при експериментальних дослідженнях мікроструктури обмежених закручених потоків. *Mechanics and Advanced Technologies*. 2017. Вип. 3 (81). URL: journal.mmi.kpi.ua/article/view/7191
5. Turick V., Kochin V., Kochina M Examining the technique to control the structure of current in vortex chambers by wing vortex generators. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. Vol 1, No 5 (91). 2018. P. 28-38. (SCOPUS).
6. Turick V., Kochin V., Kochina M. A new method of control of coherent structures in vortex apparatuses. *Екологічна безпека та природокористування*. 2017. Вип. 1 (25). С. 24-33.
7. Кочіна М. В., Турик В. М. Квазідинамічне керування структурою течії в вихровій камері: матеріали загальноунів. наук.-техн. конф. молодих вчених та студентів, присвячена дню Науки. Секція «Машинобудування»,

- підсекція «Прикладна гідроаеромеханіка і механотроніка». (Київ, 2013 р.). Київ: НТУУ «КПІ», 2013. С. 3–4.
8. Турик В. Н., Милуков Д. Е., Кочина М. В. Об одном способе управления структурой ограниченных закрученных потоков. Прикладные задачи математики и механики: материалы XXI междунар. науч.-техн. конф. (Севастополь, 16-20 сент. 2013 г.). Севастополь: Изд-во СевНТУ, 2013. С. 61–65.
 9. Турик В. Н., Кочин В. А., Кочина М. В. Флаттер как средство управления когерентной структурой в вихревой камере. Промислова гідравліка і пневматика: матеріали XIV Міжнар. наук.-техн. конф. АС ПГП (Одеса, 18-19 жовт. 2013 р.). Одеса. 2013. С. 28.
 10. Турик В. М., Кочина М. В. Зворотний розпад вихорів як результат флатерного керування когерентною структурою. Гідроаеромеханіка в інженерній практиці: матеріали XIX міжнар. наук.-техн. конф. (Кіровоград, 21–24 трав. 2014 р.). Кіровоград. 2014. С. 58–59.
 11. Кочина М. В., Турик В. М. Дисперсійний аналіз ефективності флатерного керування детермінованими вихровими утвореннями: матеріали загальноунів. наук.-техн. конф. молодих вчених та студентів, присвячена дню Науки. Секція «Машинобудування». Підсекція «Прикладна гідроаеромеханіка і механотроніка». Ч. 1 (Київ, 2014 р.). Київ: НТУУ «КПІ», 2014. С. 26–28.
 12. Турик В. М., Кочина М. В., Кочін В. О. Вплив керувальних дій вихорогенераторів флатерного типу на формування структури вхідного потоку вихрової камери. Гідроаеромеханіка в інженерній практиці»: матеріали XX Міжнар. наук.-техн. конф. (Київ, 26–29 трав. 2015 р.). Київ. 2015. С. 42–43.
 13. Турик В. М., Кочін В. О., Кочина М. В. Вибір засобу квазідинамічного управління структурою обмеженого закрученого потоку. Прогресивна

- техніка, технологія та інженерна освіта: матеріали XVI міжнар. наук.-техн. конф. (Одеса, 22–25 черв. 2015 р.). Київ. 2015. С. 145–146.
14. Турик В. М., Кочін В. О., Кочіна М. В. Динамічне керування вихороутворенням у вхідних потоках камер змушування. Промислова гідравліка і пневматика: матеріали XVI міжнар. наук.-техн. конф. АС ПГП (Суми, 14–16 жовт. 2015 р.). Вінниця: ГЛОБУС-ПРЕС, 2015. С. 30.
15. Турик В. М., Кочін В. О., Кочіна М. В. Крило як вихорогенератор для керування процесом змішування потоків у вихрових камерах. Гідроаеромеханіка в інженерній практиці: матеріали XXI міжнар. наук.-техн. конф. (Київ, 24–27 трав. 2016 р.). Київ. 2016. С. 16–17.
16. Кочін В. О., Турик В. М., Кочіна М. В. Особливості вибору та умови роботи крилового вихорогенератора у впускному соплі вихрової камери. Прогресивна техніка, технологія та інженерна освіта: матеріали XVII міжнар. наук.-техн. конф. (Одеса, 21–24 черв. 2016 р.). Київ. 2016. С. 144–146.
17. Кочіна М. В., Турик В. М. Криловий керувальний вихорогенератор спрямованої дії. Інновації молоді – машинобудуванню: матеріали всеукр. наук.-техн. конф. молодих вчених та студентів, секція «Прикладна гідроаеромеханіка і механотроніка». (Київ, 2016 р.). Київ: НТУУ «КПІ», 2016. С. 72–74.
18. Турик В. М., Кочін В. О., Кочіна М. В. Експериментальне дослідження обтікання крил малого подовження в обмеженому газовому потоці. Промислова гідравліка і пневматика: матеріали XVII міжнар. наук.-техн. конф. АС ПГП (Харків, 19–21 жовт. 2016 р.). Вінниця: «Глобус-Прес», 2016. С. 29–30.
19. Турик В. М., Кочін В. О., Кочіна М. В. Аеродинаміка крил малого видовження в обмеженому просторі. Гідроаеромеханіка в інженерній практиці: матеріали XXII міжнар. наук.-техн. конф. (Черкаси, 23–26 травня 2017 р.). Київ. 2017. С. 24–25.

20. Кочіна М. В., Турик В. М. Візуалізація кінцевих вихорів на крилах різної форми. Інновації молоді – машинобудуванню: матеріали Всеукраїнської наук.-техн. конф. молодих вчених та студентів, секція "Прикладна гідроаеромеханіка і механотроніка (Київ, 30 травня 2017 р.). Київ: КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2017. С. 37.
21. Турик В. М., Кочін В. О., Кочіна М. В. Вібродіагностика стенда «Вихрова камера» як засіб зменшення похибки аеродинамічного експерименту. Прогресивна техніка, технологія та інженерна освіта: матеріали XVIII міжнар. наук.-техн. конф. (Київ, 29 черв. – 1 лип. 2017 р.). Київ. 2017. С. 214.
22. Турик В. М., Кочін В. О., Кочіна М. В. Аеродинамічні характеристики потоку в камері змішування при керуванні Криловими вихорогенераторами. Промислова гідравліка і пневматика: матеріали XVIII міжнар. наук.-техн. конф. АС ПГП (Вінниця, 3–6 жовт. 2017 р.). Вінниця: «Глобус-Прес», 2017. С. 33–34.
23. Турик В. М., Кочіна М. В. До керування інтенсивністю змішування потоків у вихрових апаратах. Інновації молоді – машинобудуванню: матеріали всеукр. наук.-техн. конф. молодих вчених та студентів, секція «Прикладна гідроаеромеханіка і механотроніка» (Київ, 30 травня 2017 р.). Київ: КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2017. С. 37.

ДОДАТОК Б



ООО «МПВФ «ЭНЕРГЕТИК»
ул. Соборная, 3
Монастирище, Украина, 19100
04746 25770, 04746 25771
kotel@energetik.com.ua
www.energetik.com.ua

LIMITED LIABILITY «MONASTYRISHCE INDUSTRIAL INTRODUCTION FIRM «ENERGETIK»
3, Soborna, Monastyrishce, Ukraine, 19100
04746 25770, 04746 25771
kotel@energetik.com.ua
www.energetik.com.ua

ЗАТВЕРДЖУЮ

Директор ТОВ МВВФ «Енергетик»

Пархоменко О.Г.

«26» жовтня 2017 р.

АКТ

впровадження результатів кандидатської дисертації
аспірантки **Кочіної Марії Вікторівни**

«Керування когерентними вихровими структурами в камерах змішування криловими вихорогенераторами»,

виконаної під науковим керівництвом професора Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського» Турика В.М.

Цей акт складений у тому, що результати дисертаційної роботи Кочіної М.В. прийнято для використання в практиці розрахунків та проектування пальникових пристроїв котлів та теплообмінного обладнання, в яких рух газів і рідин відбувається під впливом відцентрових сил. Матеріали дисертації Кочіної М.В. щодо аеродинамічної структури складного закрученого потоку у вихровій камері та керування процесами змішування й тепломасообміну через спрямовані впливи на енергоємні вихрові структури в робочих середовищах при мінімальних енергетичних і матеріальних затратах показують можливість підвищення теплогідравлічної ефективності та надійності експлуатації устаткування, що виготовляє підприємство ТОВ МВВФ «Енергетик»

Акт не є підставою щодо взаємних фінансових розрахунків.

Керівник відділу продажів
ТОВ МВВФ «Енергетик»



Ашурков А.А