

НАЦІОНАЛЬНА АКАДЕМІЯ НАУК УКРАЇНИ  
ІНСТИТУТ ГІДРОМЕХАНІКИ

На правах рукопису

УДК 532.012:533.6

ДОВГИЙ Станіслав Олексійович

**НЕСТАЦІОНАРНА НЕЛІНІЙНА  
ГІДРОАЕРОДИНАМІКА КРИЛ,  
ЩО КОЛИВАЮТЬСЯ,  
В ОБМЕЖЕНИХ ПОТОКАХ**

01.02.05 — Механіка рідини, газу та плазми

**А В Т О Р Е Ф Е Р А Т**  
дисертації на здобуття наукового ступеня  
доктора фізико-математичних наук

Київ — 1996

НВ. 35.801

Робота виконана в Інституті гідромеханіки НАН України

Офіційні опоненти: - доктор фізико-математичних наук, професор Ладіков-Роев Ю.П.

доктор фізико-математичних наук, професор Селезов І.Т.

доктор технічних наук, професор Ударцев Є.П.

ЛННБ України ім.В.Стефаніка



00760523 (N)

Провідна установа: - Національний університет ім. Тараса Шевченка

Захист відбудеться 14 листопада 1996 р. о 14:00 на засіданні спеціалізованої ради Д.01.04.01 в Інституті гідромеханіки НАН України за адресою: 252057, Київ, вул.Желябова, 8/4.

З дисертацією можна ознайомитись у науковій бібліотеці Інституту гідромеханіки НАН України

Автореферат розісланий 14 жовтня 1996 р.

Вчений секретар спеціалізованої ради доктор технічних наук

С.І.Криль С.І.Криль

## ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність проблеми. Одним з ключових напрямків науково-технічного прогресу є проведення широкомасштабних досліджень по створенню принципово нових видів транспортних засобів в авіації та суднобудуванні. До них висуваються такі вимоги, як надійність, стійкість, висока маневровість, керованість і, найголовніше, - економічність.

Людина з давніх часів мріяла плавати, як риба, і літати, як птах. Ще Леонардо да Вінчі помітив, що плавці риби і крила птаха під час коливань виконують одночасово функції несучого елемента і рушія. Однак технічна реалізація біонічних принципів виявилась досить складною. Це пов'язане в основному з тим, що при проектуванні апаратів такого типу принциповим є питання про поведінку гідроаеродинамічних характеристик робочих елементів, що коливаються, з кінцевими амплітудами. А наше розуміння фізичних явищ такого роду поки що досить обмежене.

Зазначимо, що коливальні рухи поверхонь крил зустрічаються у багатьох галузях техніки і можуть бути як вільними, так і вимушеними. Серед найбільш важливих - коливання лопаток турбомашин, коливальні рухи лопатей несучих гвинтів вертольотів, а також реактивних закрилків і механічних сервозакрилків. До цього часу важливим є розрахунок і усунення флаттера в авіації і ракетобудуванні, а в суднобудуванні значний інтерес являє флаттер гідрокрил. Вкажемо, що більшість перелічених випадків пов'язані з рухом крила, що коливається, поблизу границь розділу середовищ.

Багато хто з дослідників великі надії пов'язує з використанням позитивного ефекту, який виникає при русі несучих систем поблизу границь розділу. Вже створено перші зразки екранопланів і екранольотів. На порядку денному - створення літальних апаратів, які рухаються в тунелях.

Слід також зазначити, що за умов енергетичної кризи особливий інтерес в усьому світі приділяється відновлюваним джерелам енергії і, насамперед, вітро- і гідроенергетиці. І в цьому випадку робочими елементами є

системи крил, які можуть коливатись при взаємодії з набігаючим потоком. Задача про коливання крила є класичним розділом нестационарної гідроаеродинаміки.

Більшість існуючих в наш час теоретичних методів розрахунку нестационарних гідроаеродинамічних характеристик крил та крилових систем ґрунтуються на лінеаризованих теоріях, які передбачають малість таких параметрів, як робочі кути атаки, амплітуди коливань, деформації поверхні крила. Однак для практики найбільший інтерес являють саме дані з області поза межами застосування лінійної теорії. Даних, які є в літературі по нелінійній нестационарній гідроаеродинаміці крил, що коливаються, небагато, вони носять розрізнений і фрагментарний характер, деякі з них потребують обґрунтування і підтвердження достовірності шляхом фізичного експерименту.

Нестача даних пояснюється в основному складністю обчислювальних методів нелінійної теорії та високою вартістю проведення фізичного експерименту. У зв'язку з цим досить актуальними є дослідження, спрямовані на розробку ефективних теоретичних методів моделювання нелінійних нестационарних ефектів, а також оригінальних методик фізичного експерименту, які дозволяють отримувати достовірні результати та проводити систематичні комплексні дослідження нестационарних нелінійних гідроаеродинамічних характеристик крил та систем крил, що коливаються, з урахуванням різноманітних ум в обтікання.

Мета досліджень. Метою даної роботи є розвиток теоретичних основ нестационарної нелінійної гідроаеродинаміки крил, що коливаються, а саме:

1. Розробка методики теоретичного визначення нелінійних нестационарних гідроаеродинамічних та гідропружних характеристик крил та систем крил, що коливаються, як в безмежному потоці, так і поблизу твердих границь.

2. Розробка методик експериментальних досліджень нестационарних характеристик крил, що коливаються (візуалізація обтікання, вимірювання кінематичних

характеристик потоку та вимірювання гідроаеродинамічних сил).

3. Проведення на основі розроблених методик комплексних теоретичних та експериментальних досліджень у широкому діапазоні кінематичних і геометричних параметрів, а також побудова фізичної картини обтікання і дослідження механізмів утворення гідроаеродинамічних сил під час коливань крила.

4. Розробка прикладних рішень на основі отриманих результатів стосовно до суднобудування та авіації.

Методи досліджень. Теоретичний підхід ґрунтується на математичних методах теорії потенціалу, теорії функцій комплексної змінної, чисельних методах гідроаеродинаміки крила, методах лінійної теорії пружності, чисельному експерименті.

В фізичному експерименті візуалізація вихорових течій за крилом, що коливається, проводилась в гідродинамічному стенді з використанням барвників та телур-методу. Для вимірювання кінематичних характеристик потоку використовувався термоанемометр, а також лазерний доплерівський вимірювач швидкості. Гідродинамічні навантаження на крилах вимірювались в гідролотку тензOMETричними методами.

#### Наукова новизна.

1. Вперше проведені комплексні теоретичні та експериментальні дослідження закономірностей розвитку вихорових течій в ближньому сліді за крилом, що коливається.

2. Вперше вивчені нелінійні гідроаеродинамічні характеристики профілю, що коливається, поблизу твердої границі та в плоскому каналі.

3. Вперше в нелінійній постановці розв'язані задачі взаємодії двох профілів при коливаннях в схемах тандем та біплан в безмежній рідині та поблизу твердої границі.

4. Вперше досліджені закономірності впливу форми крила скінченного розмаху, що коливається, на його гідроаеродинамічні характеристики при безвідривному та відривному режимах обтікання.

5. Вперше теоретично досліджено вплив пружної в'язі при коливаннях профілю з кінечними амплітудами. Виявлено ряд нелінійних ефектів, які можуть мати практичну цінність.

6. Розроблена спеціальна методика візуалізації, яка враховує специфіку методу чисельних розрахунків. Вперше в гідродинамічному стенді проведена візуалізація вихорових утворень за системою крил в обмежених потоках. За допомогою термоанемометра і лазерного доплерівського вимірювача швидкості вивчені кінематичні характеристики течій в ближньому сліді за крилами, що коливаються. Проведені тензометричні вимірювання гідродинамічних сил на крилах, що коливаються, в широкому діапазоні кінематичних і геометричних параметрів.

7. На основі проведених в дисертаційній роботі теоретичних та експериментальних досліджень запропоновано ряд технічних рішень по практичному використанню крил та систем крил, що коливаються, в авіації та суднобудуванні.

#### Обґрунтованість та достовірність результатів.

Достовірність викладених в дисертації теоретичних результатів забезпечується чіткістю постановок задач та математичних методів їх розв'язання, порівнянням в граничних випадках з існуючими результатами лінійної теорії, а також з іншими існуючими рішеннями.

Достовірність та обґрунтованість результатів експериментальних досліджень забезпечується сучасними методиками та апаратурою, а також тестовими вимірюваннями та порівнянням з результатами експериментальних досліджень інших авторів.

Крім того, багаторазові співставлення результатів чисельних розрахунків, візуалізації, термоанемометрії та тензометричних вимірювань показують їх якісну та кількісну відповідність, що свідчить про ефективність розроблених методик та достовірність отриманих даних.

#### Практична цінність отриманих результатів.

Теоретичні та практичні результати дисертаційної роботи були використані в більше ніж 40 звітах Інституту гідромеханіки НАН України в період виконання важливих науково-технічних програм.

Розроблені автором методики розрахунку нестационарних гідроаеродинамічних характеристик крил та систем крил були застосовані та впроваджені в ряді організацій авіаційної та суднобудівної промисловості.

Результати візуалізації були застосовані на ВТО "Київнаукфільм" при створенні учбових фільмів "Види руху рідини" та "Течії рідини та газу в трубопроводах".

Теоретичні та експериментальні результати роботи застосовувались автором під час викладання спецкурсів "Чисельні методи в гідроаеродинаміці" та "Прикладна гідроаеродинаміка" на механіко-математичному факультеті і факультеті кібернетики Національного університету ім Т.Шевченка в 1985-1996 рр.

За результатами дисертації розроблено технічні рішення, оформлені у вигляді 6 авторських свідоцтв.

#### Апробація дисертаційної роботи.

Основні результати роботи були представлені більш ніж на 50 міжнародних, всесоюзних, республіканських конференціях, семінарах, школах та нарадах, в тому числі на II, III і IV Всесоюзних симпозиумах "Метод дискретних особливостей в задачах математичної фізики" (Харків, 1983, 1985, 1989 р.), на Всесоюзному семінарі по аеродинаміці (Київ, 1983 г.), на Всесоюзній школі по гідродинаміці великих швидкостей (Чебоксари, 1984р.), на III Всесоюзній школі-семінарі "Сучасні проблеми аерогідродинаміки" (Севастополь, 1984 р.), на III та IV Республіканських науково-технічних конференціях "Проблеми гідромеханіки в освоєнні океану" (Київ, 1984, 1986 р.), на I, II та III Республіканських школах-семінарах по теоретичній та прикладній гідродинаміці (Алушта, 1984 - 1989 р.), на III Республіканській конференції по біоніці (Кременчуг, 1983р.), на наукових семінарах кафедри аеродинаміки літальних апаратів ВВІА ім. проф. М.Є.Жуковського (Москва, 1984, 1990 р.), на науковій конференції Ленінградського кораблебудівного інституту (Ленінград, 1984 р.), на Міжнародних конференціях Euromech-272 (Aussois, France, 1991), Euromech Colloquium - 327 (Київ, 1994 р.), "Плавання і політ в природі та

техніці (AQUAPROP'95)" (Санкт-Петербург, 1995 р.), INAMTAP-96 (Київ, 1996) та іі.

В остаточному вигляді дисертаційна робота доповідалась і обговорювалась на семінарі в Інституті гідромеханіки НАН України в 1996 р. (Керівник семінару - академік НАН України В.Т.Грінченко).

Публікації. По темі дисертації автор має понад 50 публікацій, серед них 1 навчальний посібник та 6 авторських свідочств.

Структура та обсяг роботи. Дисертація складається із вступу, п'яти глав, заключення і списку літератури. Загальний обсяг роботи становить 335 сторінок, включаючи друкований текст, 96 малюнків та перелік літератури. Вібліографія містить 377 найменувань.

### ЗМІСТ РОБОТИ

У вступі сформульовано мету дисертаційної роботи, обґрунтовано її актуальність, наукову новизну та практичне значення, коротко викладено зміст роботи по главах.

Перша глава містить аналіз стану проблеми та фізичну постановку задач. В огляді робіт відзначається, що основи нестационарної гідроаеродинаміки крила закладено в роботах Бірнбаума, Кюсснера, Теодорсена, Глауєрта, Кармана, Чікала, Сірса, Вагнера, Л.І.Седова, М.В.Келдиша, М.С.Кочіна, В.В.Голубєва, М.О.Лаврент'єва, О.І.Некрасова, О.О.Дородніцина, М.Д.Хаскінда та ін. Ці вчені представляють три наукових напрямки, які відомі як німецька, американська та московська школи. Всі основоположні результати отримані ними в рамках лінійної теорії. Подальший розвиток нестационарна теорія крила отримала в роботах К.К.Федяєвського, О.О.Нікольського, Г.В.Логвиновича, Вайсінгера, Г.Ю.Степанова, О.М.Панченкова, М.М.Поляхова, Боллея, Л.П.Козлова, Уїдналл, Барроуз, Д.Н.Горелова, К.В.Рождественського, І.І.Єфремова, С.І.Гур-Мільнера, В.І.Холявко, М.Ф.Воробйова, В.Г.Велинського, С.І.Путіліна та інш. Вимоги практики, викликані необхідністю розрахунку нестационарних гідроаеродинамічних характеристик крил для

довільних кутів атаки і великих амплітуд коливань стимулювали розвиток нелінійної теорії. Л. Розенхед вперше моделював двовимірну вихорову поверхню дискретними вихорами. Чисельний аналіз цієї моделі дозволив йому передбачити згортання вихорової поверхні.

Поява обчислювальної техніки та інтенсивний розвиток чисельних методів поклали початок новому етапу в нестационарній гідроаеродинаміці крила, пов'язаному з нелінійною теорією. Найбільше розповсюдження отримали панельні методи та метод дискретних вихорів, який є різновидом вихорового методу. Розвиток панельних методів пов'язаний з іменами Сміта, Хесса, Гізінга. З точки зору практики чисельних розрахунків, більш універсальним виявився метод дискретних вихорів. Основні ідеї цього методу було сформульовано розвинено С.М. Білоцерковським. С.М. Білоцерковський та його послідовники успішно розв'язали широке коло задач гідроаеродинаміки крила. До найбільш важливих відносяться роботи М.І. Нішта, В.К. Скрипача, В.Т. Табачникова, В.О. Апарінова, В.М. Котовського, О.М. Михайлова, В.В. Гуляєва, О.В. Дворака, М.М. Молякова та ін. Математичному дослідженню та обґрунтуванню збіжності методу дискретних вихорів присвячені роботи І.К. Ліфанова. Питаннями математичного обґрунтування методу дискретних вихорів займалися також Я.Є. Полонський, Л.М. Полтавський, В.Е. Сарен, Д.Н. Горелов. Вихоровий метод використовували також Сарпкая, Шоаф, Жеррард, Шмідт, Тілман, Клементс, Кувахара, Джоджодіхарджо, Уідналл, Кац та ін.

Вивченню окремих аспектів розв'язання просторових задач присвячені результати М.І. Нішта, Д.М. Горелова, В.О. Апарінова, В.А. Алгазіна, М.О. Головкина, О.О. Зайцева, А.А. Федотова, Чопра, Камбе, Лена, Каца.

В теорії взаємодії профілів в несучих системах основоположні результати були отримані ще М.Є. Жуковським, Кутта, С.А. Чаплигіним, Л.І. Седовим, Кенігом. В наш час найбільш розробленою залишається лінійна теорія. В нелінійній постановці окремі задачі гідроаеродинаміки

розв'язувались в роботах В.В.Гуляєва, В.М.Котовського, Р.М.Федорова, К.П.Гльічова.

Важливе значення в гідроаеродинаміці крила має врахування границь потоку. В рамках нестационарної нелінійної теорії відомі результати отримані методом дискретних вихорів в роботах М.І.Нішта, В.А.Алгазіна, В.О.Горбаня, Г.М.Шумського, А.В.Дворака, М.М.Молякова та ін.

Нестационарна теорія крила являє інтерес для розв'язання задач гідробіоніки, в частковому випадку, вона відіграє першочергову роль при моделюванні біонічних рухів. Розглядаючи крило, що коливається, як рушій, досить важливо враховувати такі його властивості, як гнучкість та пружність. Дослідження гідроаеродинамічних основ біонічних рухів були започатковані роботами Тейлора і Лайтхіла. Початок важливого напрямку теоретичних досліджень хвильового рухія поклала теорія тонкого гнучкого тіла Г.В.Логвиновича, заснована на концепції "пронизуючого шару". Найбільший розвиток ця теорія отримала в роботах Л.П.Козлова. Цикл робіт по гідродинаміці такого рухія виконав Ю.М.Савченко. Дослідженням деформованого профілю присвячені роботи Ву та Зієкмана, В.А.Єрошина, В.М.Михайлова, А.Г.Терент'єва, Л.М.Ібрагімової, Л.І.Корінної. Гідропружні характеристики профілю з пружно закріпленою передньою кромкою на осі обертання в лінійній постановці розглядали Д.М.Горелов, Шпаренберг, Врієс. Зв'язані задачі гідроаеропружності розглядали І.І.Єфремов, Р.А.Грунтфест, Н.П.Дерезіна, а також - А.С.Вольмір, М.І.Нішт, А.Т.Пономарьов, В.В.Гулін та ін.

Експериментальні дослідження крила, що коливається, проводили Я.Є.Полонський, Р.І.Виноградов, Верле, Бретт, В.В.Яковенко, Ю.М.Савченко, Кадлек і Девіс, Е.П.Гребешов і О.А.Сагоян, Л.Д.Ковріжних, Л.П.Козлов, В.В.Бабенко, В.П.Каян, В.Г.Велінський, В.І.Коробов, Хоу і Чжен, Лур'є і Харріс. Відзначається, що подальший розвиток нестационарної теорії крил, що коливаються, стримується нестачею експериментальних даних.

В кінці розділу наведено фізичну постановку задач. В рідині поблизу твердих границь рухається система з двох крил (мал. 1). Закон руху крил задається. Потрібно визначити гідроаеродинамічні сили, які діють на крила, пропульсивні характеристики системи а також кінематичні та динамічні характеристики рідини - швидкість та тиск в будь-якій точці області течії. В дисертації розглядається також випадок деформованого крила по закону хвилі, що біжить, а також крила з пружною в'яззю. В останньому випадку повинна бути вирішена зв'язана задача гідроаеродинаміки та пружності.

Відносно фізичної картини течії береться до уваги:

- розглядаються такі течії, коли дотичними напруженнями в рідині можна знехтувати (числа Рейнольдса досить великі), тобто рідина вважається ідеальною. Крім того, вважаємо течію в кожний момент часу баротропною (нестисненою), а зовнішні сили відсутніми;

- поверхні крил непроникні, тобто нормальна складова швидкості руху частинок рідини на поверхні крила співпадає з нормальною складовою швидкості руху точок самої поверхні;

- умова непроникності виконується також на твердих границях розділу середовищ, якщо вони задані;

- обтікання крил - циркуляційне, супроводжується утворенням та сходом з несучих поверхонь вільної вихорової пелени - вихорового шару малої товщини;

- обтікання крил гладке, тобто відрив потоку може відбуватися тільки на гострих задніх та бокових кромках;

- на бокових та задніх кромках крил швидкості рідини скінченні (постулат Кутта-Жуковського), тобто бокові та задні кромки є точками сходу потоку;

- на нескінченності рідина нерухома; збурення швидкості, які вносяться в рідину рухомою системою крил і вихоровими пеленами, спадають по мірі віддалення у всіх напрямках від крил і вихорових поверхонь і прямує до нуля на нескінченності.

Як уже зазначалось, в роботі розглядаються тонкі крила (несучі поверхні нульової товщини). Таке ж спрощення зробимо і по відношенню до вихорової пелени -

її також будемо вважати поверхнею нульової товщини. Відповідно, враховуючи зроблені вище припущення про властивості середовища, вільна вихорова пелена буде являти собою поверхню тангенціального розриву швидкості, на якій тиск неперервний. Форма цієї вихорової пелени заздалегідь невідома і повинна бути визначена з розв'язку задачі.

З умови непроникності границь крил і припущення про їх нульову товщину випливає, що поверхні крил - також поверхні тангенціального розриву швидкості. Тиск в цьому випадку не буде неперервним - він різний на верхній і нижній сторонах поверхонь.

Будемо вважати, що в початковий момент часу вихорів у рідині немає. Тоді при всіх зроблених припущеннях справедлива теорема Лагранжа про те, що течія буде безвихорова і для всіх наступних моментів часу. Отже, у будь-який момент часу в області простору, яка зайнята рідиною, існує потенціал швидкості.

У другій главі викладено теоретичні та експериментальні методи досліджень, що використовуються в дисертації.

Нехай  $D$  - область простору, заповнена рідиною. Границями області  $D$  в момент часу  $\tau$  будуть:  $\sigma_1(\tau)$  - поверхні крил (мал.1),  $\sigma_i(\tau)$  - вихорові пелени ( $i=1,2$ ),  $\sigma_7$  - тверда поверхня, яка обмежує потік. Позначимо через  $\sigma_3(\tau) = \sigma_1(\tau) \cup \sigma_2(\tau)$  сукупність твердих границь поверхонь крил, через  $\sigma_4(\tau) = \sigma_i(\tau) \cup \sigma_j(\tau)$  - вільних. Сукупність всіх границь  $\sigma(\tau) = \sigma_3(\tau) \cup \sigma_4(\tau) \cup \sigma_7(\tau)$ .

Будемо використовувати нерухому абсолютну систему координат, відносно якої кожне крило рухається по відомому закону: швидкість кожної точки  $M \in \sigma_x$  задається вектором  $\vec{W}_i(M, \tau)$ .

Припущення про безвихоровий характер нестисненої течії та рівняння нерозривності дають рівняння Лапласа для потенціалу збуреної швидкості:

$$\nabla^2 \Phi(M, \tau) = 0, \quad M \in D \setminus \sigma(\tau), \quad \tau > \tau_0. \quad (1)$$

- умову непроникності поверхонь крил:

$$(\vec{\nabla}\Phi, \vec{n}) = (\vec{W}, \vec{n}), \quad M \in \sigma_s(\tau) \quad (2)$$

- умову непроникності твердих нерухомих границь потоку:

$$(\vec{\nabla}\Phi, \vec{n}) = 0, \quad M \in \sigma_r \quad (3)$$

- умову неперервності нормальної складової швидкості і неперервності тиску на вихорових пеленах:

$$(\vec{\nabla}\Phi, \vec{n})_+ = (\vec{\nabla}\Phi, \vec{n})_-, \quad P_+ = P_-, \quad M \in \sigma_l(\tau) \quad (4)$$

- умову затухання збурень на нескінченності при віддаленні від границь:

$$\lim_{R \rightarrow \infty} |\vec{\nabla}\Phi| = 0 \quad (5)$$

- умову Кутта-Жуковського на бокових і задніх кромках крил (кромках сходу потоку):

$$(\vec{\nabla}\Phi, \vec{n})_+ = (\vec{\nabla}\Phi, \vec{n})_-, \quad P_+ = P_-, \quad M \in L_k \quad (6)$$

В силу нестационарності процесу обтікання запишемо початкові умови, які впливають також з фізичної постановки задачі. В початковий момент часу вихорових пелен немає, тобто повністю відомі всі границі області течії:

$$\sigma(\tau_0) = \sigma_s(\tau_0) \cup \sigma_r \quad (7)$$

в початковий момент часу відомий потенціал:

$$\Phi(M, \tau_0) = \Phi_0(M), \quad M \in \sigma(\tau_0) \quad (8)$$

(наприклад, якщо рух починається зі стану спокою, то  $\Phi_0 = 0$ , в протилежному випадку в якості  $\Phi_0$  можна брати розв'язок відповідної стаціонарної задачі).

Якщо для деякого моменту  $\tau$  знайдено положення вільних вихорових пелен, то потенціал  $\Phi$  однозначно визначається з розв'язку зовнішньої задачі Неймана (1 - 6). Після цього тиск в будь-якій точці рідини можна визначити з інтегралу Коші-Лагранжа:

$$P(M, \tau) = -(\vec{\nabla}\Phi(M, \tau))^2 - 2 \frac{\partial \Phi(M, \tau)}{\partial \tau}, \quad M \in D \quad (9)$$

З постановки задачі для потенціалу швидкості та фізичних умов випливає, що потенціал і його часткові похідні по координатах розривні на границях області існування. Вказані розривні властивості має потенціал

подвійного шару, тому розв'язок рівнянн $\ddot{c}$  (1) розшукується у вигляді суми потенціалів подвійного шару зі щільностями, неперервно розподіленими по границях поверхонь крил і вихорових пелен:

$$\Phi(M_0, \tau) = \int_{\sigma_{\pm, \text{в.п.}}} g(M, \tau) G(r_{M_0, M}) dS_M, \quad M_0 \in D \quad (10)$$

де у випадку безмежного потоку функція  $G$  має вигляд для просторових та плоских задач відповідно:

$$G(r_{M_0, M}) = \frac{1}{4\pi} \frac{\partial}{\partial n_M} \left( \frac{1}{r_{M_0, M}} \right), \quad D \in R^3 \quad (11)$$

$$G(r_{M_0, M}) = \frac{1}{2\pi} \frac{\partial}{\partial n_M} \ln \left( \frac{1}{r_{M_0, M}} \right), \quad D \in R^2. \quad (12)$$

З метою скорочення запису інтеграл по сукупності областей розуміється як сума інтегралів по кожній області.

Урахування впливу границь потоку здійснюється методом зеркальних відображень, а також в деяких випадках в плоских задачах за допомогою конформних відображень.

Розриви потенціалу та його похідних виражаються через щільність подвійного шару таким чином:

$$[\Phi^{(i)}] = g(M_0, \tau), \quad M_0 \in \sigma_s(\tau) \cup \sigma_r(\tau), \quad i = 2, 3 \quad (13)$$

$$[\bar{\nabla}\Phi^{(i)}] = (\bar{\gamma}^{(i)} \times \bar{n}_{M_0}), \quad M_0 \in \sigma_s(\tau) \cup \sigma_r(\tau) \quad (14)$$

$$[\bar{\nabla}\Phi^{(i)}] = \gamma^{(i)} \bar{\xi}, \quad M_0 \in \sigma_s(\tau) \cup \sigma_r(\tau) \quad (15)$$

де верхній індекс в дужках означає: 2 - плоскі задачі, 3 - просторові. У наведених вище співвідношеннях  $\bar{\gamma}^{(i)} = -(\text{Grad } g(M_0, \tau) \times \bar{n}_{M_0})$ ,  $\gamma^{(i)} = g'_{s_{M_0}}$ , а  $\text{Grad}$  - поверхневий

градієнт,  $\bar{\xi}$  - одиничний вектор дотичної. Швидкості, індуковані подвійним шаром зі щільністю  $g$  еквівалентні швидкостям від вихорового шару з інтенсивністю  $\gamma^{(i)}$  в плоскому випадку та вихоровим вектором  $\bar{\gamma}^{(i)}$  в просторовому.

При зроблених припущеннях про рух ідеальної баротропної невагомої рідини справедлива теорема Кельвіна про постійність циркуляції швидкості по замкнутому

рідкому контуру, у відповідності з якою на границях вихорових пелен маємо:

$$\frac{d}{dt}[\Phi] = \frac{d}{dt}g(M_0, \tau) = 0, \quad M_0 \in \sigma, (\tau) \quad (16)$$

тобто щільність подвійного шару (і, відповідно, вихорового) на вільних вихорових пеленах не залежить від часу. Це означає, що в процесі утворення вихорової пелени місцева щільність подвійного (або вихорового) шару достатньо визначити один раз, в наступні моменти часу вона не зміниться.

Гранична умова (2) з урахуванням (3) та (8) дозволяє записати інтегральні рівняння такого виду:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial n_{M_0, \sigma_0}} \int g(M, \tau) G(r_{M_0, M}) dS_M = (\vec{W}(M_0, \tau), \vec{n}_{M_0}) - \\ - \frac{\partial}{\partial n_{M_0, \sigma_0}} \int g^{(3)}(M) G(r_{M_0, M}) dS_M, \quad M_0 \in \sigma_s \end{aligned} \quad (17)$$

Інтеграли в системах рівнянь (17) мають особливість типу Коші і розуміються в смислі головного значення. Для виділення єдиного розв'язку сингулярних інтегральних рівнянь необхідно вказати клас розв'язків для невідомих функцій. В даному випадку, в процесі розв'язання необхідно вимагати виконання постулату Кутта-Жуковського про скінченність швидкостей на кромках сходу потоку.

Зупинимось тепер на задачі визначення положення невідомих границь вихорових пелен  $\sigma$ . Для швидкості руху частинок рідини, з яких складаються вихорові пелени, з урахуванням властивості її розривності можна записати.

$$\frac{d\vec{r}(M, \tau)}{dt} = \frac{1}{2}(\vec{\nabla}\Phi + \vec{\nabla}\Phi_0), \quad \tau > \tau_0 \quad (18)$$

Це співвідношення можна розглядати як систему звичайних диференціальних рівнянь першого порядку відносно координат точок вихорових пелен  $\sigma$ . Початкові умови для цієї системи:

$$\vec{r}(M, \tau) = \vec{r}_0(M, \tau_0), \quad \tau = \tau_0 \quad (19)$$

Отримана задача Коші (18), (19) для визначення координат точок вільних вихорових пелен.

Таким чином, вихідна задача звелась до сумісного послідовного розв'язку системи (17) та задачі Коші (18) - (19).

В розділі 2.2 викладено вихоровий метод чисельного моделювання. Від неперервної моделі, викладеної вище, перейдемо до дискретної: по часу - до послідовності дискретних розрахункових моментів  $\tau = \tau_0, \tau_1, \dots, \tau_n$ , по просторовим змінним - до представлення неперервних границь кусково-неперервними і заміні на них неперервних щільностей розподілу подвійного шару кусково неперервними. Викладемо коротко метод для просторових задач. Потенціал (10) представляється у вигляді:

$$\Phi^{(3)}(M_0, \tau) = \frac{1}{4\pi} \sum_{i=1}^{k_s} g_s^{(3)}(\tau) \vartheta_{s_i}(M, M_0) + \frac{1}{4\pi} \sum_{i=1}^{k_l} g_l^{(3)}(\tau) \vartheta_{l_i}(M, M_0). \quad (20)$$

де  $\vartheta_{s_i} = \int_{\sigma_{s_i}} \frac{\partial}{\partial n_M} \left( \frac{1}{r_{MM_s}} \right) dS_{M_s}$ ,  $\vartheta_{l_i} = \int_{\sigma_{l_i}} \frac{\partial}{\partial n_M} \left( \frac{1}{r_{Ml_i}} \right) dS_{M_l}$  - потенціали

подвійного шару постійної (одиничної) щільності по поверхням  $\sigma_{s_i}$  та  $\sigma_{l_i}$ , обмеженим замкнутими кусково-гладкими контурами  $L_{s_i}$  та  $L_{l_i}$ . Вони дорівнюють, як відомо, потенціалам від замкнених вихорових шнурів, що співпадають з цими контурами і з постійними циркуляціями, рівними відповідним щільностям. Швидкості, індуковані замкненими вихоровими лініями  $L_{s_i}$  та  $L_{l_i}$ , можна обчислити, диференціюючи вираз для потенціалу подвійного шару, або безпосередньо по закону Біо-Савара:

$$\vec{w}_{s_i}(M) = \text{grad} \int_{\sigma_{s_i}} \frac{(\vec{r}_{MM_s}, \vec{n}_{M_s})}{r_{MM_s}^2} dS_{M_s} = \int_{L_{s_i}} \frac{d\vec{l} \times (\vec{r}_M - \vec{r}_l)}{|\vec{r}_M - \vec{r}_l|^3} \quad (21)$$

де  $d\vec{l}$  - направлений елемент дуги,  $\vec{r}_l$  - радіус-вектор точки на елементі  $d\vec{l}$ .

Збурена швидкість в будь-якій точці потоку обчислюється як сума швидкостей, індукованих всіма замкненими вихоровими лініями. В якості замкнених контурів зручно вибирати замкнені  $m$ -кутники. Швидкість,

індукована таким  $m$ -кутником в довільній точці  $M$ , дорівнює

$$\begin{aligned} \bar{w}_x(M) = & \sum_{n=1}^m \frac{(\bar{r}_{n+1} - \bar{r})(\bar{r}_n - \bar{r}_M)}{|\bar{r}_n - \bar{r}_M|^2 |\bar{r}_{n+1} - \bar{r}|^2 - [(\bar{r}_{n+1} - \bar{r}_n)(\bar{r}_n - \bar{r}_M)]^2} \times \\ & \times \left( \frac{(\bar{r}_{n+1} - \bar{r}_n)(\bar{r}_n - \bar{r}_M)}{|\bar{r}_n - \bar{r}_M|} - \frac{(\bar{r}_{m+1} - \bar{r}_n)(\bar{r}_n - \bar{r}_M)}{|\bar{r}_n - \bar{r}_M|} \right) \end{aligned} \quad (22)$$

де  $\bar{r}_1, \bar{r}_2, \dots, \bar{r}_m (\bar{r}_{m+1} = \bar{r}_1)$  - радіуси-вектори вершин  $m$ -кутника  $L_m$ .

Дискретний аналог рівняння (17), яке виражає умову непротікання поверхні крила, являє собою систему лінійних алгебраїчних рівнянь:

$$\sum_{i=1}^{K_x} w_{\alpha_i}(\bar{r}_{0j}) \Gamma_{\alpha_i}^{(3)}(\tau) = 4\pi W_{\alpha_j}(\bar{r}_{0j}) - \sum_{i=1}^{K_x} w_{\alpha_i}(\bar{r}_{0j}) \Gamma_{\alpha_i}^{(3)}, \quad j = \overline{1, K_x} \quad (23)$$

де  $\bar{r}_{0j} (j = \overline{1, 2, \dots, K_x})$  - контрольні точки, в яких виконується

умова обтікання,  $w_{\alpha_x}, w_{\alpha_y}, w_{\alpha_z}$  - нормальні швидкості.

Розташування вихорових рамок і контрольних точок на них вибирається у відповідності з локальною апроксимацією вихорового шару. Виконання умови Кутта-Жуковського здійснюється шляхом вибору задніх та бокових кромek крил кромками сходу вихорової пелени з місцевою швидкістю, причому інтенсивність кожної рамки, що сходять, покладається рівною інтенсивності суміжної з нею вихорової рамки крила. Тим самим забезпечується єдиність розв'язку задачі, а також виконання умови безвідривності обтікання.

Положення вільних вихорових поверхонь визначається з чисельного розв'язку задачі Коші (18)-(19). Використовуючи метод Ейлера, можна записати:

$$\bar{r}_{lm}(\tau_0) = \bar{r}_{0j}, \quad j = \overline{1, K_j(\tau_0)}, \quad n = \overline{1, m}, \quad (24)$$

$$\bar{r}_{lm}(\tau_1) = \bar{r}_{lm}(\tau_{k-1}) + \bar{V}_{0j}(\bar{r}_{lm}(\tau_{k-1})) \Delta\tau, \quad j = \overline{1, K_j(\tau_1)}, \quad n = \overline{1, m}, \quad (25)$$

де  $K_j(\tau_1)$  - число вихорових рамок, які сходять з крила в момент часу  $\tau_1$ ,  $m_j$  - число вершин  $j$ -ї рамки.

Вільш точні результати дає застосування методів Рунге-Кутта, Адамса, але це потребує збільшення

обчислювальних ресурсів. Найбільш зручними з них виявляються схеми типу предиктор-коректор.

Алгоритм чисельного розв'язку плоских задач в основному повторює алгоритм розв'язання просторових. Основна відмінність полягає в тому, що поверхні вільних вихорових пелен та крил моделюються не системою вихорових рамок, а системою одновимірних вихорових шнурів.

Границі крил та вихорових пелен розбиваються на елементарні частини, на кожній з яких невідомою є циркуляція швидкості:

$$\Gamma_{i_k}^{(2)}(\tau) = \int_{\sigma_{i_k}} \gamma^{(2)}(M, \tau) dS_M, \quad \Gamma_{i_k}^{(2)} = \int_{\sigma_{i_k}} \gamma^{(2)}(M) dS_M \quad (26)$$

Після виконання умови непротікання маємо систему лінійних алгебраїчних рівнянь, які відрізняються по вигляду від системи (23) множником  $2\pi$  в правій частині. В силу того, що в плоскому випадку при дискретизації на кожному крилі вихорів на один більше, ніж контрольних точок, для забезпечення замкненості системи до неї необхідно додати співвідношення, які виражають теорему Кельвіна про сталість циркуляції по замкненим контурам, що охоплюють кожне крило:

$$\sum_{k=1}^{K_i} \Gamma_{i_k}^{(2)}(\tau) + \sum_{k=1}^{K_i^{(1)}} \Gamma_{i_k}^{(1)} = const, \quad i=1,2 \quad (27)$$

Виконання умови Кутта-Жуковського забезпечується тим, що при розрахунках схід вихорової пелени здійснюється з задніх крамок крила  $L_i$  по вектору місцевої швидкості, а циркуляція кожного вільного вихора, що сходить, покладається рівно циркуляції крайнього приєднаного.

Відомо, що класична схема "3/4" методу дискретних вихорів дає достатньо точні значення сумарних характеристик, але значну локальну похибку поблизу гострих крамок крила. Для збільшення точності методу в цій роботі застосовується локальна апроксимація вихорового шару дискретними вихоровими системами з нерівномірним розташуванням вихорів і контрольних точок.

Основні гідродинамічні характеристики крил визначаються по перепаду тиску

$$\Delta P(M, \tau) = w_{0+}^2 - w_{0-}^2 - 2 \frac{\partial' \Delta \Phi}{\partial \tau} \quad (28)$$

де  $w_{0+}$  и  $w_{0-}$  - відносна швидкість на верхній та нижній поверхнях крила, " ' " означає диференцювання у рухомій системі координат, зв'язаній з крилом. В дискретному вигляді для просторового випадку маємо:

$$\Delta P_{S_i}^n = \frac{2\Gamma_{S_i}^n}{S_M} \sum_{j=1}^{m_k} (\bar{n}_{0S_i}^n \bar{w}_{0S_i}^n (\bar{r}_{S_i, j+1} - \bar{r}_{S_i, j})) - \frac{\Delta \Gamma_{S_i}^n}{\Delta \tau_n} \quad (29)$$

де  $\bar{n}_{0S_i}^n$  - вектор нормалі до площадки в розрахунковій точці,  $\bar{w}_{0S_i}^n$  - вектор відносної швидкості в розрахунковій точці,  $\bar{r}_{S_i, j}$  - радіус-вектор  $j$ -ї вершини  $k$ -ї рамки. Коефіцієнти гідроаеродинамічних сил обчислюються через знайдений перепад тиску.

В розділі 2.3 даються постановки та методи розв'язку зв'язаних задач нестационарної гідроаеропружності. В двовимірній постановці розглянута задача про коливання профілю з пружною в'яззю. Для її вирішення застосовується метод часових шарів. При цьому задачі гідроаеродинаміки та пружності розділяються: спочатку для фіксованого моменту часу (часового шару) по заданому положенню профілю розв'язується гідроаеродинамічна задача і визначається дія рідини на профіль - сили і моменти, потім ці дані використовуються при розв'язанні задачі пружності, де по ним визначаються переміщення профілю. Далі відбувається перехід до нового часового шару, змінюється положення профілю і знову розв'язується гідроаеродинамічна задача зі зміненим положенням профілю і новим законом руху профілю з урахуванням знайдених на попередньому часовому шарі переміщень.

Гідроаеродинамічна частина зв'язаної задачі в описаному алгоритмі практично співпадає із змістовною та методичною частинами задач, описаними в попередніх розділах, тому в розділі 2.3 подаються основні моменти пружної частини задачі. Тонкий слабо зігнутий жорсткий профіль з хордою  $b$  пружно закріплений на осі обертання. Вісь обертання профілю розташована на відстані  $l$  від передньої кромки профілю і здійснює поперечні гармонічні

коливання по заданому закону. Під сумісною дією інерційних, пружних та гідроаеродинамічних сил профіль здійснюватиме вимушені обертальні коливання по закону, який описується рівнянням:

$$\frac{d^2\alpha}{dt^2} + p_n^2(\alpha - \alpha_n) = \frac{c_M}{i} - \frac{m}{i} \ddot{y}_n (l_n - l_m) \quad (30)$$

де  $\alpha$  - кут відхилення профілю від напрямку осі  $Ox$ ,  $p_n$  - безрозмірна частота власних коливань профілю в пустоті,  $c_M$  - коефіцієнт моменту сил тиску рідини,  $i$  - безрозмірний момент інерції відносно осі обертання,  $m$  - безрозмірна маса профілю,  $y_n$  - закон вимушених коливань осі обертання,  $l_n$  - відстань центра мас до передньої кромки.

Рівняння (30) розв'язується з урахуванням початкових умов:

$$\alpha = \alpha_n, \quad \frac{d\alpha}{dt} = 0 \quad \text{при} \quad t = 0 \quad (31)$$

Невідомий в (30) момент  $c_M$  сил тиску відносно осі обертання визначається з розв'язку гідроаеродинамічної задачі.

В розділі 2.4 подаються методики експериментальних досліджень. В гідродинамічному сенді малої турбулентності проводилась візуалізація вихорових структур при коливанні крил та систем крил як на віддалі, так і поблизу твердих границь потоку. Спеціально розроблена методика візуалізації дозволяла отримувати експериментальні результати, придатні для адекватного співставлення з результатами чисельних розрахунків. При цьому використовувався телур-метод та метод барвників.

Кінематичні характеристики потоку вимірювались за допомогою лазерного доплеровського вимірвача швидкості та термоанемометра.

Дослідження гідродинамічних сил на крилах, що коливаються, проводились з допомогою тензометрії. Обробка та аналіз результатів експериментальних досліджень проводилась з використанням електронно-обчислювальної техніки.

Третя глава присвячена результатам теоретичних та експериментальних досліджень нестационарних гідроаеродинамічних характеристик ізольованого крила, що коливається в безмежному потоці. Представлені результати розрахунків для тонкого профілю (плоска задача), а також для крила скінченного розмаху довільної форми в плані. Порівнюються між собою дані чисельної та експериментальної візуалізації течії. В цьому ж розділі наведено результати досліджень коливань в рідині профілю з пружною в'яззю.

В розділі 3.1 представлено результати чисельного моделювання коливань тонкого профілю в безмежному потоці. Дається обґрунтування вибору розрахункової схеми. Наводяться результати залежності точності чисельного розрахунку від способу дискретизації задачі, а також результати тестових розрахунків для порівняння з результатами лінійної теорії та даними інших авторів.

Проведено сумісний аналіз кількісних характеристик ближнього вихорового сліду за крилом, яке здійснює коливальний рух, з результатами чисельної візуалізації. Профіль осередненої поздовжньої швидкості в ближньому сліді має максимум на нейтральній осі, що показує на наявність потоку прискореної рідини, яка відкидається крилом, що коливається (мал. 2,а). Середньоквадратичні пульсації поздовжньої швидкості (мал. 2,б) викликані двома рядами вихорів, а антисиметрична поведінка осередненої поперечної швидкості (мал. 2,в) обумовлена протилежними знаками вихорів в цих рядах (мал. 2,г).

Вивчено вплив амплітудно-частотних характеристик на структуру вихорового сліду та гідроаеродинамічні характеристики крила.

Показано, що врахування нелінійних деформацій збігаючої вихорової поверхні дозволяє коректно моделювати нестационарні ефекти, пов'язані з фазовим зсувом гідроаеродинамічних сил, а також зі зміною їх амплітудних значень порівняно з результатами лінійної теорії.

Показано вклад сил інерційної, циркуляційної і вихорової природи та пояснено механізми утворення

результуючих гідроаеродинамічних сил для різних режимів кочивань профілю.

Встановлено амплітудно-частотні діапазони застосування квазістаціонарної та лінійної теорій.

Розділ 3.2 присвячений дослідженню нестационарних нелінійних гідроаеродинамічних характеристик крила, що коливається, скінченного розмаху складної форми в плані в широкому діапазоні геометричних та кінематичних параметрів. Приводяться результати розрахунків форми вихорової пелени в ближньому сліді (мал. 5). Результати показали, що при відносних видовженнях  $\lambda$ , більших від 4, картина течії в площині кореневої хорди близька до тієї, яку ми отримуємо з розв'язку плоскої задачі. Виявлено нові особливості просторової форми вихорової пелени за крилами скінченного розмаху. Порівняння результатів розрахунків (в відомими експериментальними даними, а в граничних випадках з лінійною теорією та розв'язками плоских задач показали, що розроблена методика розрахунків забезпечує достатньо високу точність. На мал. 11 представлені результати розрахунків коефіцієнту корисної дії (к.к.д.) в порівнянні з експериментальними даними Гребшова та Коврижних (ЦАГІ, Москва, 1983 р.).

Спеціальні тестові розрахунки підтвердили хорошу збіжність обчислюваного розв'язку просторових задач, що свідчить про коректність обчислювального методу та алгоритму.

Систематичні розрахунки нестационарних гідроаеродинамічних характеристик крил скінченного розмаху показали, що вплив амплітуди  $a$  і частоти коливань  $p$  на коефіцієнт тяги  $c_T$  і к.к.д.  $\eta$  якісно такий же, як і для крила нескінченного розмаху. Для всіх видовжень крила поведінка коефіцієнта тяги при збільшенні амплітуди відхиляється від квадратичної залежності, яка спостерігається в лінійній теорії. Підвищення амплітуди поступальних коливань приводить до зниження к.к.д.

На мал. 6,а показана залежність коефіцієнта тяги і к.к.д. від числа Струхаля для трьох різних амплітуд.

Досліджувався вплив геометричних параметрів крил складної форми в плані. Встановлено, що із збільшенням

видовження крила  $\lambda$  коефіцієнти тяги і к.к.д. зростають (мал. 6,г). Збільшення кута стріловидності  $\chi_0$  призводить до зменшення цих характеристик (мал. 6,в). Збільшення зворотнього звуження  $\eta$  також погіршує тягові характеристики (мал. 6,б). Помічено, що для величин зворотного звуження, менших за деяке значення, більш вигідні крила з прямою задньою кромкою ( $\chi_1^{(0)} = 0$ ), а для великих - навпаки, крила з фіксованим кутом стріловидності передньої кромки.

Дослідження впливу характеру обтікання бокових кромки показали, що безвідривна модель крила, що коливається, дає задовільні результати лише для крил великого видовження  $\lambda > 4$ . При  $\lambda \leq 4$  необхідно враховувати схід вихорових пелен не лише з задньої, але й з бокових кромки.

В розділі 3.3 представлені результати чисельних розрахунків профілю, який деформується за синусоїдальним законом. Встановлено, що для процесу вихороутворення існує три характерних режими, які визначаються співвідношенням між фазовою швидкістю хвилі, що біжить по профілю, та швидкістю набігаючого потоку.

В розділі 3.4 наведено основні результати розрахунків кінематичних параметрів вимушених коливань профілю з пружною в'язю. Встановлено, що такі коливання в потоці рідини мають резонансний характер, але, на відміну від вимушених коливань механічної системи з одним ступенем свободи в пустоті, явище резонансу не супроводжується нескінченним збільшенням амплітуди коливань, а характеризується виходом процесу на граничний режим з постійною амплітудою коливань. Це відноситься також до явища биття, яке спостерігається тільки на початковому етапі. Причому, чим менша величина безрозмірного моменту інерції, тим раніше по часу відбувається вихід на граничний режим. Це пов'язано з демпфуючими властивостями потоку рідини, які пропорційні її щільності і швидкості потоку.

Розрахункові залежності відношення амплітуди вимушених кутових коливань профілю  $\alpha_0$  до амплітуди поступальних  $a$  при зміні числа Струхала  $R_c$  для різних

значень частот власних коливань профілю в пустоті  $p_0$  мають вигляд резонансних кривих (мал. 3) Причому нелінійні ефекти проявляються вже при амплітудах вимушених коливань осі обертання, більших за 0.05.

У всьому діапазоні амплітудно-частотних параметрів отримано, що найбільш ефективним є дорезонансний режим коливань, коли коефіцієнт тяги і к.к.д. значно зростають. При наближенні частоти вимушених коливань до частоти власних значення коефіцієнта тяги і к.к.д. різко падають.

В розділі 3.5 представлені результати співставлення чисельної та експериментальної візуалізації течій для ізольованого крила. Порівняння експериментальної та розрахункової миттєвої картин вихорового сліду для півперіоду за крилом, що коливається, показано на мал. 4 (кутова амплітуда  $\theta = 38^\circ$ ; розташування осі обертання на передній кромці ( $d=0$ ), число Струхала  $p' = 9$ ). Також дано порівняння теоретичних та експериментальних даних кінематичних характеристик ближнього сліду (миттєві та осереднені швидкості) та нестационарних гідродинамічних сил, що виникають на профілях, що коливаються.

Четверта глава присвячена чисельному дослідженню нелінійної взаємодії профілів в системі типу біплан і тандем в безмежному потоці.

В розділі 4.1 даються особливості методики чисельних розрахунків нелінійної взаємодії профілів. Розглядаються гармонічні поступальні коливання двох профілів за законом  $u_i = a_i \cos(p_i t + \psi_i)$ ,  $i=1,2$ , де  $a_i$  - амплітуда коливань  $i$ -того профілю,  $p_i$  - число Струхала,  $\psi_i$  - кут зсуву по фазі в законах коливань профілів.

При коливанні двох профілів з точки зору теорії рушія найбільший інтерес представляють випадки, коли поперечні та поздовжні пульсації сил системи мінімальні (тобто система рухається з постійною поздовжньою силою (тягою) при нульових (мінімальних) пульсаціях поперечної сили). Також мають важливе значення режими коливань, при яких досягають максимальних значень коефіцієнт тяги та к.к.д. Відмічається, що результати розрахунків виявили ряд нових ефектів в поведінці гідроаеродинамічних сил, які

пов'язані з нелінійною взаємодією вихорових пелен і утворенням відповідних результуючих вихорових структур.

В розділі 4.2 викладені результати чисельних розрахунків двох профілів, розташованих в схемі типу біплан, що коливаються, з однаковими частотами і амплітудами та з зсувом по фазі  $\Delta\varphi$ .

Виявлено ряд нелінійних ефектів в поведінці гідроаеродинамічних характеристик, які пов'язані з взаємодією вихорових структур, що сходять з кожного профілю.

Було показано, що осереднений коефіцієнт сили тяги досягає максимуму при  $\Delta\varphi = \pi$ .

На мал. 7 а, б представлені результати залежності пульсацій коефіцієнтів нормальної сили і сили тяги системи (3) та окремих крил (1), (2) від значення зсуву  $\Delta\varphi$ . Штрих-пунктиром позначені характеристики одиночного профілю. Пульсації коефіцієнта нормальної сили системи при  $\Delta\varphi = \pi$  дорівнюють нулю, а пульсації коефіцієнта сили тяги в цьому випадку максимальні. Встановлено значення зсуву по фазі, при якому пульсації коефіцієнта сили тяги досягають свого мінімуму (для розглянутого випадку  $\Delta\varphi = 67.5^\circ$ ). Слід відмітити, що лінійна теорія дає значення мінімуму пульсацій сили тяги  $\Delta\varphi = \pi/2$ . Миттєві значення гідроаеродинамічних характеристик, а також фрагмент компактної вихорової структури для цього випадку представлені на мал. 7 в, г.

В розділі 4.3 викладені результати чисельних розрахунків двох профілів, розташованих в схемі типу тандем.

В поведінці миттєвих значень гідроаеродинамічних характеристик на профілі, що розташований позаду, спостерігаються пульсації, які виникають за рахунок взаємодії з вихорами, які сходять з переднього профілю. З цим пов'язана періодичність значень коефіцієнта сили тяги і к.к.д. при зміні відстані між профілями (мал. 8 - б; 1- задній профіль; 2- передній профіль; 3 - система).

Показано, що на відміну від схеми біплан, в схемі тандем мінімальні пульсації коефіцієнта тяги знаходяться

в досить широкому діапазоні кутів зсуву:  $\pi/2 \leq \Delta\varphi \leq 3\pi/2$  (мал. 8 а - 1- задній профіль; 2- передній профіль; 3 - система; штрих-пунктир одиночний профіль).

Чисельний розрахунок дав змогу отримати не тільки конфігурацію вихорового сліду, що створюється в результаті руху профілів, а й структуру полів та ліній рівних швидкостей. Отримана інформація дала змогу провести дослідження процесів вихороутворень для ближнього сліду за системами біплан та тандем.

Глава 5 присвячена викладенню результатів досліджень впливу границь потоку на нелінійні нестационарні гідроаеродинамічні характеристики крил, що коливаються.

В розділі 5.1 розв'язана задача про коливання тонкого профілю поблизу твердою границі. В загальному випадку розглядається границя зі зломом. Частковим випадком такої границі є плоский екран. Вивчено вплив частоти, амплітуди і відстані до границі профілю, що коливається, на його кінематичні та гідроаеродинамічні характеристики. Результати нелінійної теорії дозволяють розширити відомі з лінійної теорії уявлення про характерні сплески сил при проходженні профілем зламу границі. Показано, що наявність зламу призводить до деякого гальмування потоку за ним при проходженні профілю і засмоктування частини вихорової пелени.

При прямому і оберненому русі профілю, що коливається поблизу границі зі зломом, відбувається перебудова структури ближнього сліду і навантажень від безмежного режиму до обмеженого, і навпаки. В залежності від геометричних та кінематичних параметрів визначено межі дальності зламу.

В розділі 5.2 розв'язана задача про коливання профілю поміж двома плоскими стінками (в каналі). Наявність обмежувчих поверхонь призводить до істотної зміни структури обтікання. Вихороутворення в сліді стають більш інтенсивними порівняно з випадком ізольованного профілю, або однієї стінки. Зменшуються відстані між вихорами.

Поведінка к.к.д. характеризується двома режимами. Для кожного значення відстані до границі  $h$  існує таке

значення числа Струхаля  $p'_k$ , що при  $p' < p'_k$  більш ефективними будуть коливання профілю в обмежених потоках, а при  $p' > p'_k$  навпаки (мал. 9).

Дослідження коливань системи крил (розділ 5.3) показали, що присутність екрана призводить до збільшення значень коефіцієнтів нормальної сили, сили тяги і к.к.д. для схем біплан і тандем в усьому розглянутому діапазоні зміни кінематичних параметрів. При цьому спостерігається зсув значень положень мінімальних пульсацій в порівнянні з безмежним середовищем.

Методика чисельного розв'язання задачі дозволила отримати не тільки конфігурацію вихорового сліду, який утворюється в результаті коливань двох профілів, а також поля та лінії рівних швидкостей. Отримана інформація дозволила дослідити характер вихорових течій в ближньому сліді для всіх розглянутих випадків.

В кінці кожної глави приводяться порівняння та спільний аналіз результатів теоретичних і експериментальних досліджень, робляться висновки про межі примінення розроблених методів розрахунку.

Так, на мал. 10 представлені дані розрахунку (суцільні лінії) та термоанемометричних вимірів (кружечки) профілів осередненої поздовжньої швидкості та пульсацій цієї швидкості в перерізі ближнього сліду за крилом, що коливається. Спостерігається задовільне співпадання. Зі збільшенням відстані від задньої кромки крила маємо розбіжність в результатах, що пояснюється вливом в'язких ефектів в реальному потоці, які не враховує модель ідеальної рідини. Врахування законів дисипації вихорових структур може давати прийнятні результати і при віддаленні від крила.

На мал. 12,а представлено співставлення результатів отриманих ектором (експеримент - кружечки, чисельний розрахунок - лінія) коефіцієнта тяги для різних відстаней між крилами в системі типу біплан для випадку синфазних коливань  $a_1 = a_2 = 0.33\phi = \phi$ ;  $p'_1 = p'_2 = 4 - (1)$ :

$$p'_1 = p'_2 = 3.5 - (2); \quad p'_1 = p'_2 = 2.5 - (3).$$

На мал. 12,6 проведено порівняння результатів експерименту ЦАГІ (Є.П.Гребешов та Л.Д.Ковріжних) для крила, яке здійснює коливання поблизу твердої поверхні з даними чисельного розрахунку для відповідних протифазних коливань профілів (в системі типу біплан).

Проводилось також співставлення результатів експериментальних даних з результатами розрахунку для системи тандем (мал. 12 в - верхній малюнок для переднього крила; нижній - для заднього;

$$a_1 = a_2 = 0.33; p_1' = p_2' = 314; \Delta = 1.2).$$

#### ОСНОВНІ РЕЗУЛЬТАТИ ТА ВИСНОВКИ

Вперше проведено комплексні теоретичні та експериментальні дослідження коливань крил та систем крил, що виконують функцію рушія в безмежному середовищі та поблизу твердих границь в широкому діапазоні кінематичних і геометричних параметрів, на основі яких можна зробити такі висновки:

1. В нестационарній нелінійній постановці розв'язано задачу про коливання тонкого профілю (плоска задача) в безмежній рідині, а саме:

- вивчено фізичні закономірності вихорових течій в ближньому сліді;

- показано, що врахування нелінійних деформацій збігавчої вихорової поверхні дозволяє коректно моделювати нестационарні ефекти, пов'язані з фазовим зсувом гідроаеродинамічних сил, а також зі зміною їх амплітудних значень порівняно з результатами лінійної теорії;

- показано вклад сил інерційної, циркуляційної і вихорової природи та пояснено механізм утворення результуючих гідроаеродинамічних сил для різних режимів коливань профілю;

- встановлено амплітудно-частотні діапазони застосування квазістационарної та лінійної теорій.

2. Розроблено математичну модель крила скінченного розмаху складної форми в плані, яке виконує функцію рушія. На її основі:

- досліджено закономірності впливу форми крила в плані, що коливається, на його гідроаеродинамічні характеристики;

- встановлено, що для всіх видовжень крила поведінка коефіцієнта тяги при збільшенні амплітуди відхиляється від квадратичної залежності, яка спостерігається в лінійній теорії;

- показано, що безвідривна модель крила, що коливається, дає задовільні результати лише для крил великого видовження  $\lambda > 4$ . При  $\lambda \leq 4$  необхідно враховувати схід вихорових пелен не лише з задньої, але й з бокових кромки.

3. Вперше в нелінійній постановці проведені комплексні дослідження взаємодії двох профілів при коливаннях в схемах тандем та біплан. При цьому виявлено ряд нелінійних ефектів в структурі ближнього сліду та поведінці гідроаеродинамічних характеристик, які суттєво розширюють можливості ефективного управління системою крил.

4. Вперше вивчено нелінійні ефекти впливу твердих границь на гідроаеродинамічні характеристики профілю, а також системи профілів, що коливаються, типу біплан та тандем. При цьому чисельно змодельовано навскісні вихорові доріжки, які виникають при коливаннях профілю поблизу плоскої границі. Проведено порівняння залежностей коефіцієнта тяги та к.к.д. профілю, що коливається, для трьох режимів: в безмежній рідині, поблизу твердого плоского екрану та між двома твердими стінками. Наявність обмежувачих поверхонь призводить до збільшення коефіцієнта тяги у всьому частотному діапазоні. Поведінка к.к.д. характеризується двома режимами. Для кожного значення відстані до границі  $h$  існує таке значення числа Струхаля  $r_h^*$ , що при  $r < r_h^*$  більш ефективними будуть коливання профілю в обмежених потоках, а при  $r > r_h^*$  навпаки.

5. На основі розробленої спеціальної методики візуалізації, методик термоанемометричних досліджень кінематичних характеристик ближнього сліду та

тензометричних вимірювань гідроаеродинамічних сил проведено комплекс досліджень, які підтверджують та доповнюють теоретичні результати. Спільний аналіз даних чисельного та фізичного експерименту дозволив отримати нові знання про картину вихороутворення при обтіканні крил, що коливаються, та про механізми формування нестационарних гідродинамічних сил.

6. На основі проведених в дисертаційній роботі теоретичних та експериментальних досліджень запропоновано ряд технічних рішень по практичному використанню крил та систем крил, що коливаються, в авіації та суднобудуванні.

#### ОСНОВНИ РЕЗУЛЬТАТИ ДИСЕРТАЦІЇ ВИКЛАДЕНО В РОБОТАХ:

1. Довгий С.А., Каян В.П. К методике определения тяги, создаваемой колеблющимся крылом // Вионика, Киев, Вып.15, 1981. - С.55-59.

2. Довгий С.А. Численный расчет гидродинамических характеристик колеблющегося крыла конечного размаха // Математические методы ЖГ, Дн-ск, 1982. - С. 156 - 161.

3. Довгий С.А. Оптимизация геометрических характеристик колеблющегося тонкого крыла конечного размаха // Тр. 9 науч. конф. мол. ученых - ИМ АН УССР, Киев, 1981. - 5 с.

4. Довгий С.А. Исследования вихревых течений за колеблющимися крыльями // Наука - механике, Киев, 1983. - С.109-116.

5. Довгий С.А., Шипцов А.А. Теоретические и экспериментальные исследования вихревых структур // Внутренние волны и турбулентность, Севастополь, 1984. - С. 138-146.

6. Dovgiy S.A., Babenko V.V., Kozlov L.F. The influence of the outflow generated vortex structures on the boundary layer characteristics // LTT, IVTAM Symposium, SpringerVerlag, Berlin, Heidelberg, 1985. Pp. 41-49.

7. Dovgiy S.A., Kanavsky M.V., Piskoun Y.N. Automatic processing of experimental data obtained by optical methods // Conference on comp. techn. and advanced scient. Instr. in ship hydr., NRB, Varha 1985. Pp. 22-27.

8. Довгий С.А., Шевцов А.Б., Шипцов А.А. и др. Теоретические и экспериментальные исследования гидродинамических характеристик системы колеблющихся крыльев в бодном потоке // Известия АН СССР, Механика, 1985, №3. - С. 185-186.

9. Довгий С.А., Фомин В.И. Нелинейные гидродинамические характеристики волнового двигателя // Численные методы механики сплошной среды. - Абакан, 1989. С. 45 - 46.

10. Довгий С.А., Фомин В.И., Харакозов И.В. Колебания профиля с упругой заделкой в потоке жидкости // Вопросы эксплуатационной аэродинамики. - Киев, 1989. - С. 39 - 43.

11. Довгий С.А., Колейка О.В. Влияние твердой поверхности на гидродинамические характеристики двух колеблющихся крыльев при их нелинейном взаимодействии // Бионика, Вып.24, 1990. - С. 28 - 33.

12. Dovgiy S.A. Non-linear effects in hydrodynamics of an oscillating wing//Euromech-272, Aussois, France, 1991. - Pp. 36 - 43.

13. Довгий С.А., Шеховцов А.В. Численное моделирование начального этапа раскрытия крыльев осы "Encarsia formosa"// Бионика, Вып.25, 1992. - С. 17-24.

14. Довгий С.А., Колейка О.В. Исследования гидродинамических характеристик двух колеблющихся крыльев в системе типа "биплан" // Бионика, Вып.26, 1993.. - С. 69 - 74.

15. Довгий С.А., Шеховцов А.В. Об одном механизме образования высокой подъемной силы при трепещущем полете насекомых// Бионика, Вып.26, 1993. - С. 74-83.

16. Dovgiy S.A. Nonlinear effects of large scale vortex structures and the screen interaction. // Kiev, 1994. Effects of organized vortex motion on heat and mass transfer. (Euromech Colloquium - 327). - P.42.

17. Довгий С.А., Шеховцов А.В. Усовершенствованный метод дискретных вихрей // Киев, 1995. (Деп. рук./ИГМ НАН Украины, ГНТБ Украины, 06.07.95., С.9, N 1692.-Ук.95.

18. Довгий С.А., Шеховцов А.В. О вкладе сил различной природы, возникающих на хвостовом плавнике дельфина//Плавание и полет в природе и технике. Тез. докл./Санкт-Петербург, 1995. - С. 31-32.

19. Dovgiy S.A. Non-linear unsteady oscillating wings hydrodynamics//INAMTAP-96, Kiev, 1996. - Pp. 77.

20. Довгий С.А. Численные методы решения уравнений гидроаэродинамики крыла//Киев: Национальный университет им. Т.Шевченко, 1996. Учебное пособие. - 123с.

21. Авторські свідоцтва №234918, №248236, №248286, №1736840, №1705183, №1751048.

## АНОТАЦІЯ

Довгий С.О. Нестационарна нелінійна гідроаеродинаміка крил, що коливаються, в обмежених потоках (рукопис). Дисертація на отримання вченого ступеня доктора фізико-математичних наук по спеціальності 01.02.05 - механіка рідини, газу та плазми. Інститут гідромеханіки НАН України, Київ, 1996.

Теоретично та експериментально досліджено гідроаеродинамічні характеристики крил та систем крил, що коливаються, в обмежених потоках. Задачі нелінійної нестационарної теорії крила розв'язуються чисельно методом дискретних вихорів. Для експериментальних досліджень запропоновано та реалізовано оригінальні методику візуалізації течій, та вимірювання навантажень. Отримано нові результати тягових характеристик крила, що коливається, скінченного розмаху складної форми в плані. Досліджено гідроаеродинамічні характеристики коливань ізольованого профілю та профілю поблизу твердих границь, а також профілю з пружною в'яззю. Вивчено нелінійну нестационарну взаємодію профілів в системах біплан та тандем в безмежному потоці та поблизу твердих границь. На основі отриманих результатів розроблено прикладні конструктивні рішення стосовно до суднобудування та авіації.

Ключові слова. Нелінійна, нестационарна гідроаеродинаміка, коливання профілю, коливання крила, коливання системи крил, крило скінченного розмаху складної форми в плані.

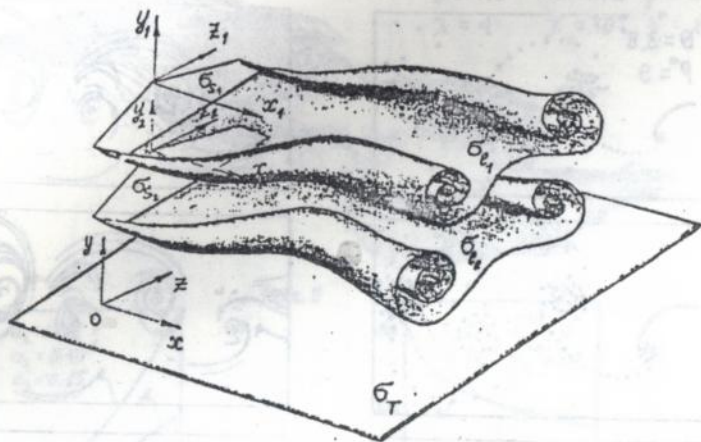
## ABSTRACT

DOVGIY S.A. NONLINEAR NONSTATIONARY OSCILLATING WINGSDYDROAERODYNAMICS IN THE LIMITED FLOWS (MANUSCRIPT)

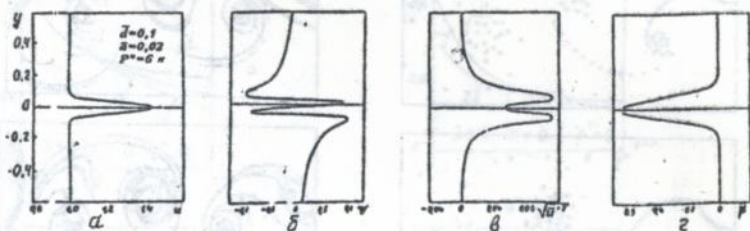
DISSERTATION FOR THE COMPETITION FOR A DEGREE OF DOCTOR OF SCIENCE IN FYSICS AND MATHEMATICS, speciality 01.02.05. - fluid, gas and plasma mechanics; Institute of hydrodynamics of National Academy of Science of Ukraine, Kiev, 1996

The hydroaerodynamical characteristics of oscillating wings and wing systems are theoretically and experimentally researched in the limited flows. The tasks of nonlinear nonstationary wing theory are numerically solved with the help of discrete vortex method. For the experimental research works the original methods of flow visualisation and velocities and load measurement are suggested and realized. The comparing of numerical and physical experiments results is given as well. The hydroaerodynamical characteristics of oscillations of isolated of aerofoil near the solid boundaries as well as the aerofoil with the elastic coupling. The new thrust characteristics results are received for the oscillating aerofoil of finite span and complex platform. At first the nonlinear nonstationary interaction of oscillating aerofoils systems biplane and tandem is studied in the unlimited flow and near the solid boundaries. On base of results received the applied constructive solutions are developed for the shipbuilding and aviation.

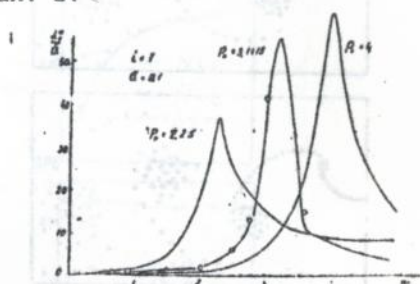
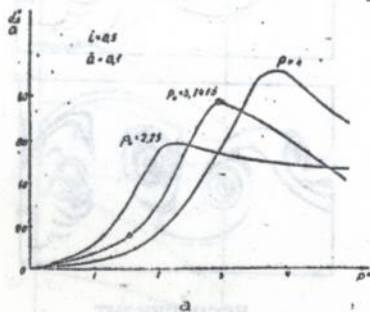
*Dobis*



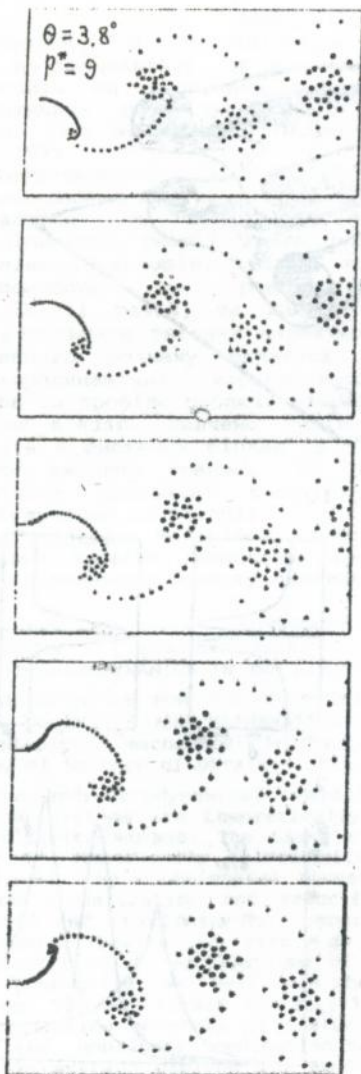
Мал. 1.



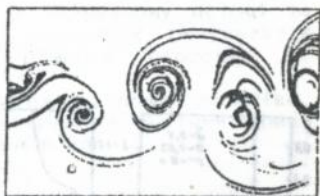
Мал. 2.



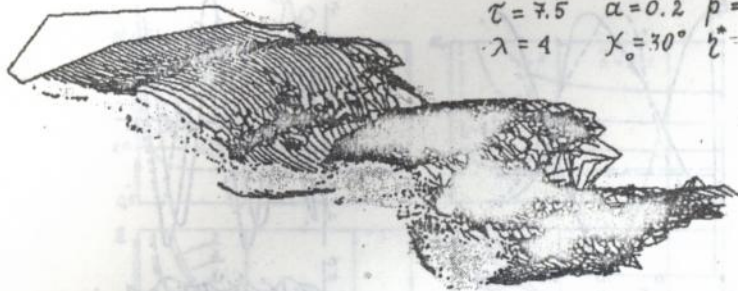
Мал. 3.



Розрахунок



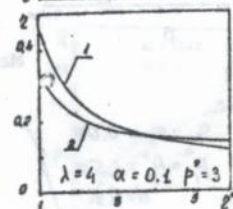
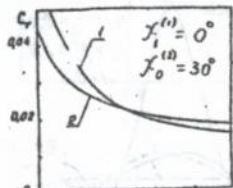
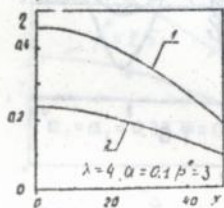
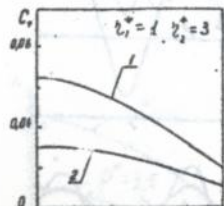
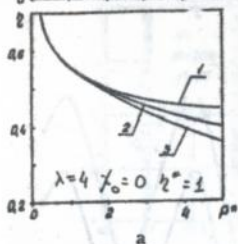
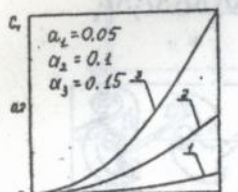
Експеримент



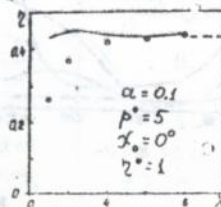
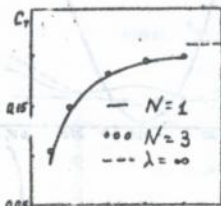
$$\tau = 7.5 \quad \alpha = 0.2 \quad p^* = 2.2$$

$$\lambda = 4 \quad \chi_0 = 30^\circ \quad \chi^* = 2.3$$

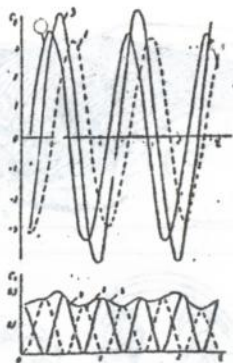
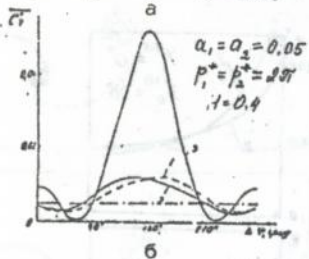
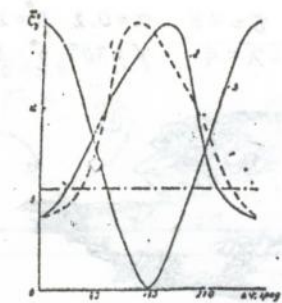
Мал. 5



6



Мал. 6

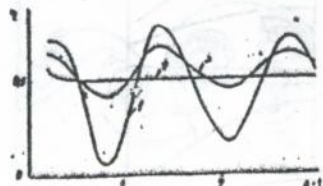
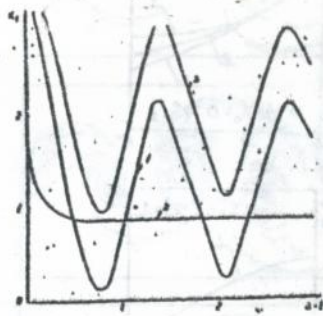
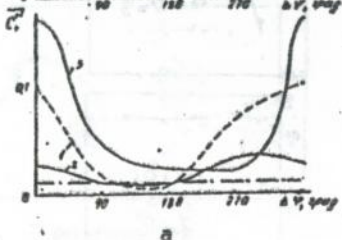
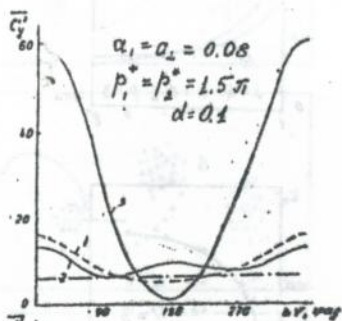


В



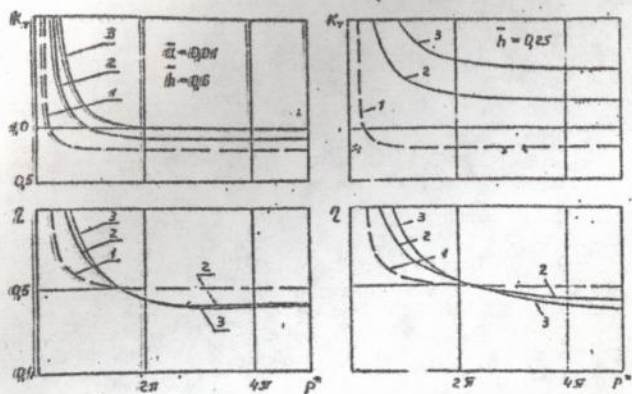
Г

Мал. 7.

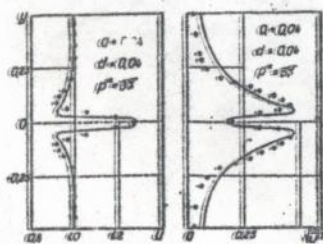


Б

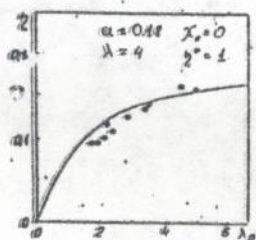
Мал. 8.



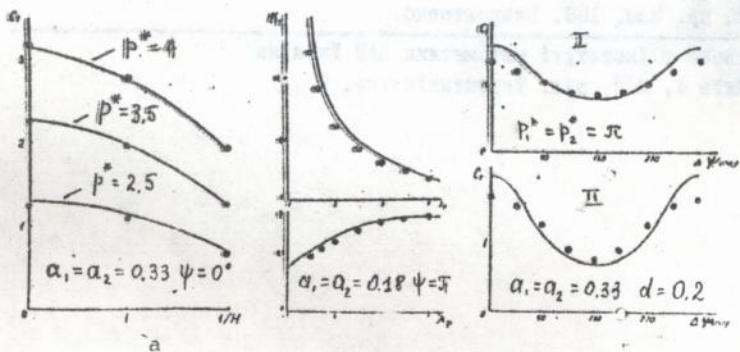
Мал. 9.



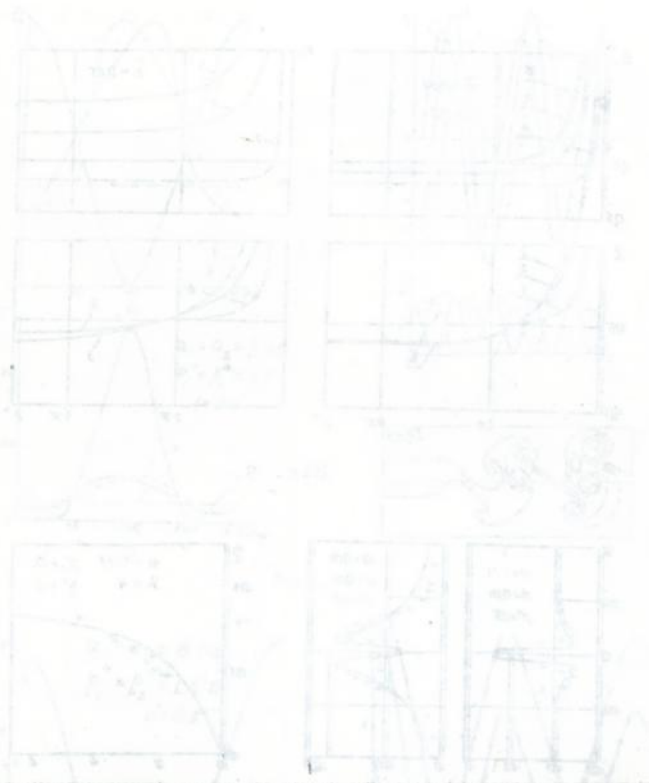
Мал. 10.



Мал. 11.



Мал. 12.



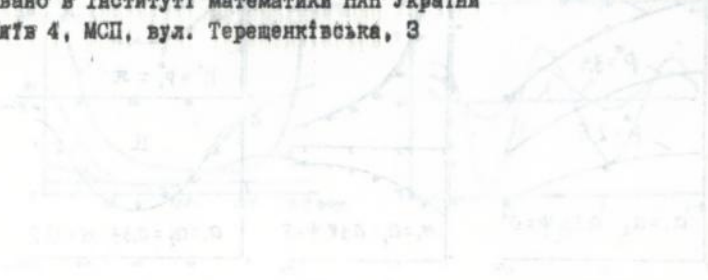
---

Підп. до друку 11.10.93. Формат 60x84/16. Папір друк. Офс. друк.  
Ум. друк. арк. 2,32. Ум. фарбо-відб. 2,32. Обл.-вид. арк. 1,85.  
Тираж 100 пр. Зам. 188. Безкоштовно.

---

Віддруковано в Інституті математики НАН України  
252601 Київ 4, МСП, вул. Терещенківська, 3

---





AB 35.801