

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ  
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ  
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**

**Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій**

**Кафедра космічної інженерії**

«На правах рукопису»  
УДК 533.694.2

До захисту допущено:

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ Олександр МАРИНОШЕНКО

«  » \_\_\_\_\_ 2022 р.

**Магістерська дисертація**

**на здобуття ступеня магістра**

**за освітньо-професійною програмою**

**«Інженерія авіаційних та ракетно-космічних систем»**

**зі спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»**

**на тему: «Нестационарні аеродинамічні характеристики крила із  
активованим закрилком»**

Виконав:

студент II курсу, групи АК-11мп

Чень Чже

Керівник:

Доцент, к.т.н., доцент кафедри авіа та ракетобудування

Зінченко Дмитро Миколайович

До захисту допущено

Залікова книжка

12 грудня 2022 р.

№ АК-11мп09

Київ – 2022 рік

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ  
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ  
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**

**Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій  
Кафедра космічної інженерії**

«На правах рукопису»  
УДК 533.694.2

До захисту допущено:  
Завідувач кафедри  
Олександр МАРИНОШЕНКО  
«  »    2022 р.

**Магістерська дисертація  
на здобуття ступеня магістра  
за освітньо-професійною програмою  
«Інженерія авіаційних та ракетно-космічних систем»  
зі спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»  
на тему: «Нестационарні аеродинамічні характеристики крила із  
активованим закрилком»**

Виконав:  
студент II курсу, групи АК-11мп  
Чень Чже

Чень Чже

Керівник:  
Доцент, к.т.н., доцент кафедри КІ  
Зінченко Дмитро Миколайович

Зінченко Дмитро Миколайович

Рецензент:  
Доцент, к.т.н., начальник відділу наукових  
Досліджень та інновацій департаменту  
Космічної політики та розвитку ДКА України  
Ларьков Сергій Миколайович

\_\_\_\_\_

Засвідчую, що у цій магістерській дисертації  
немає запозичень з праць інших авторів без  
відповідних посилань.  
Студент Чень Чже

Київ – 2022 рік

**Національний технічний університет України**  
**«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»**  
**Інститут аерокосмічних технологій**  
**Кафедра космічної інженерії**

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

Освітньо-професійна програма «Інженерія авіаційних та ракетно-космічних систем»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ Олександр МАРИНОШЕНКО

«\_\_» \_\_\_\_\_ 2022 р.

**ЗАВДАННЯ**  
**на магістерську дисертацію студенту**  
**Чень Чже**

1. Тема дисертації «Нестационарні аеродинамічні характеристики крила із активованим закрилком», науковий керівник дисертації Зінченко Дмитро Миколайович, к.т.н., доцент кафедри КІ, затвержені наказом по університету від « 11 »місяць 2022 р. № 4174-с
2. Термін подання студентом дисертації 15 грудня 2022 р.
3. Об'єкт дослідження Процес обтікання крила літака в нестационарному русі із активованим закрилком.
4. Предмет дослідження Аеродинамічні характеристики крила літака в нестационарному русі із активованим закрилком
5. Перелік завдань, які потрібно розробити
  - 5.1. Огляд та аналіз наукових досліджень . постановка наукової задачі
  - 5.2. Огляд методик проведення експериментальних досліджень аеродинамічних характеристик в нестационарному русі.
  - 5.3. Визначення аеродинамічних характеристик крила в нестационарному русі
  - 5.4. Аналіз результатів експериментального моделювання.
  - 5.5. Розробка стартап-проекту..
6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу

- 6.1. Огляд результатів наукових досліджень.
- 6.2. Особливості аеродинаміки крила в нестационарному русі.
- 6.3. Планування експерименту.
- 6.4. Вплив параметрів нестационарного руху на аеродинамічні характеристики крила із активованим закритком
- 6.5. Загальні результати дисертаційного дослідження.











7. Орієнтовний перелік публікацій

7.1. Стаття у фаховому виданні.


7.2. Доповідь на науково-технічній конференції з публікацією тез.

8. Дата видачі завдання 01.10.2021

Календарний план

| № з/п | Назва етапів виконання магістерської дисертації   | Термін виконання етапів магістерської дисертації | Примітка  |
|-------|---|--|---|
| 1.    | Огляд та аналіз наукових досліджень за напрямком дисертації.                            | до 01.11.2021 р.                                 |    |
| 2.    | Огляд методик визначення аеродинамічних характеристик механізованого крила.             | до 05.12.2021 р.                                 |   |
| 3.    | Визначення прийнятних засобів експериментальної аеродинаміки для поставленого завдання. | до 25.02.2022 р.                                 |  |
| 4.    | Визначення параметрів нестационарного руху механізованого крила.                        | до 20.03.2022 р.                                 |  |
| 5.    | Побудова моделей обробки результатів експериментальних досліджень                       | до 01.04.2022 р.                                 |  |
| 6.    | Обробка результатів експериментальних досліджень.                                       | до 15.04.2022 р.                                 |  |
| 7.    | Підготовка тез за результатами досліджень на науково-технічну конференцію.              | до 01.05.2022 р.                                 |  |
| 8.    | Підготовка статті до публікації   | до 01.07.2022 р.                                 |  |
| 9.    | Аналіз отриманих результатів для механізованого крила та надлегкого літака в цілому     | до 01.10.2022 р.                                 |  |
| 10.   | Розробка стартап-проекту.   | до 01.12.2022 р.                                 |  |

Студент  
Науковий керівник

 Чже ЧЕНЬ  
Дмитро ЗІЧЕНКО

## Реферат

**Магістерська дисертація:** "Нестаціонарні аеродинамічні характеристики крила із активованим закрилком", 127 сторінок, 80 рисунків, 8 таблиць, 97 посилань.

**Актуальність:** Щілинні закрилки підводять енергію зовнішнього потоку в прикордонний шар, роблячи його стійкішим до зриву, що дозволяє збільшити несучі здібності крила, покращити злітно-посадкові характеристики літального апарату (ЛА), збільшити критичний кут атаки, що позитивно впливає на безпеку польоту.

**Мета роботи:** Мета роботи полягає у підвищенні достовірності розрахунку аеродинамічних характеристик крила із встановленими щілинними закрилками за допомогою обліку ефектів аеродинамічної нестаціонарності. Для досягнення поставленої мети вирішується наукове завдання, що передбачає визначення залежностей аеродинамічних характеристик крила з щілинними закрилками від параметрів нестаціонарного обтікання.

**Об'єкт дослідження:** Обтікання крила із щілинними закрилками нестаціонарним потоком.

**Предмет дослідження:** Нестаціонарні аеродинамічні характеристики крила із щілинними закрилками.

**Методи дослідження:** Фізичне моделювання в аеродинамічній трубі, метод вимушених кутових коливань, метод дренажних досліджень, методи статистичного аналізу.

### **Наукова новизна одержаних результатів:**

- Вперше отримані епюри миттєвого розподілу тиску для крила з встановленими щілинними закрилками, що виконує коливальні рухи з різними частотами.

- Вперше визначено залежності аеродинамічних коефіцієнтів крила із щілинними закрилками від параметрів нестационарного обтікання – чисел Рейнольдса та Струхаля.
- Вперше побудовано регресійну модель нестационарних аеродинамічних характеристик крила зі щілинними закрилками.

**Практичне значення одержаних результатів:** Отримані залежності аеродинамічних коефіцієнтів крила із щілинними закрилками від параметрів нестационарного обтікання можуть використовуватися при розрахунках аеродинамічних навантажень на конструкцію планера літальних апаратів. Запропоновані методики досліджень нестационарних аеродинамічних характеристик можуть використовуватися при дослідженні характеристик крил, гвинтів гелікоптерів, гребних гвинтів суден, лопатей вітро двигунів та інших аеродинамічних несучих поверхонь, які працюють на нестационарних режимах. Крім того, результати дисертаційної роботи можуть застосовуватися під час проектування перспективних повітряних суден та впроваджено у навчальний процес вивчення дисципліни «Аеродинаміка».

## Abstract

**Master's thesis:** "Non-stationary aerodynamic characteristics of a wing with a activated flap", 127 pages, 80 figures, 8 tables, 97 references.

**Relevance:** Slotted flaps bring the energy of the external flow into the boundary layer, making it more resistant to disruption, which allows to increase the carrying capacity of the wing, improve the take-off and landing characteristics of the aircraft, increase the critical angle of attack, which has a positive effect on flight safety.

**Purpose of the study:** The purpose of the work is to increase the reliability of the calculation of the aerodynamic characteristics of the wing with installed slotted flaps by taking into account the effects of aerodynamic instability. To achieve the goal, a scientific task is solved, which involves determining the dependence of the aerodynamic characteristics of the wing with slotted flaps on the parameters of the unsteady flow.

**The object of study:** Unsteady flow around a wing with slotted flaps.

**Subject of research:** Unsteady aerodynamic characteristics of a wing with slotted flaps.

**Methods of research:** Physical modeling in a wind tunnel, method of forced angular oscillations, method of drainage studies, methods of statistical analysis.

**The results and their novelty:**

- For the first time, epurs of instantaneous pressure distribution for a wing with installed slotted flaps performing oscillating movements with different frequencies were obtained.
- For the first time, the dependence of the aerodynamic coefficients of a wing with slotted flaps on the unsteady flow parameters - Reynolds and Strouhal numbers - was determined.
- For the first time, a regression model of non-stationary aerodynamic characteristics of a wing with slotted flaps was constructed.



**Recommendations for the use of work:** The obtained dependences of the aerodynamic coefficients of the wing with slotted flaps on the unsteady flow parameters

can be used in the calculations of aerodynamic loads on the airframe structure of aircraft. The proposed research methods of non-stationary aerodynamic characteristics can be used in the study of the characteristics of wings, helicopter propellers, ship propellers, wind engine blades and other aerodynamic bearing surfaces operating in non-stationary regimes. In addition, the results of the dissertation work can be applied during the design of prospective aircraft and introduced into the educational process of studying the discipline "Aerodynamics".



## СОДЕРЖАНИЕ

|   |    |
|---|----|
| ПЕРЕЧЕНЬ ОСНОВНЫХ СОКРАЩЕНИЙ И НАЗНАЧЕНИЙ .....   | 09 |
| ВВЕДЕНИЕ.....   | 10 |
| РАЗДЕЛ 1. АНАЛИЗ НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ. ПОСТАНОВКА<br>РЕШЕНИЯ НАУЧНОЙ ЗАДАЧИ .....   | 16 |
| 1.1. Основные экспериментальные и теоретические работы, посвященные<br>нестационарной аэродинамике .....                      | 16 |
| 1.2. Современные методы экспериментального определения нестационарных<br>аэродинамических характеристик.....                  | 23 |
| 1.3. Исследования эффективности щелевых закрылков.....  | 27 |
| 1.4. Постановка решения научной задачи.....   | 39 |
| Выводы по разделу 1 .....   | 41 |
| РАЗДЕЛ 2. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ<br>НЕСТАЦИОНАРНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК<br>КРЫЛА С ЩЕЛЕВЫМИ ЗАКРЫЛКАМИ..... | 43 |
| 2.1. Описание экспериментальной модели.....   | 43 |
| 2.2. Описание метода вынужденных колебаний.....   | 50 |
| 2.3. Система сбора и обработки измеряемой информации.....   | 53 |
| 2.3.1. Состав системы сбора и обработки измеряемой информации .....   | 53 |
| 2.3.2. Калибровки каналов измерения давления.....   | 59 |
| 2.3.3. Измерение в статическом режиме положения модели крыла.....   | 65 |
| 2.3.4. Измерение нестационарного давления на поверхности<br>модели крыла в динамическом режиме .....                          | 70 |
| 2.3.5. Пространственно-временные зависимости результатов<br>измерений давления.....   | 79 |
| Выводы по разделу 2 .....   | 80 |

|           |                |   |        |      |  |  |       |         |
|-----------|----------------|---|--------|------|--|--|-------|---------|
|           |                |   |        |      | <b>AK11MP 09.10.00.00.00 ПЗ</b>  |  |       |         |
| Зм.       | Арк.           | № документа   | Підпис | Дата | <i>Нестационарні аеродинамічні<br/>характеристики крила із<br/>активованим закрилком</i> | Літ  | Аркуш | Аркушів |
| Розробив  | Чень Чже       |  |        |      |  |  | 7     | 128     |
| Перевірів | Зінченко. Д.М. |  |        |      |  | <i>КПІ ім. Ігоря Сікорського<br/>Каф. КІ АК-11мп</i> |       |         |
| Т. контр. |                |   |        |      |  |  |       |         |
| Н. контр. | Поваров С.А.   |   |        |      |  |  |       |         |
| Затв.     | Кабанячий В.В. |   |        |      |  |  |       |         |

|   |     |
|---|-----|
| РАЗДЕЛ 3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК<br>КРЫЛА ПРИ НЕСТАЦИОНАРНОМ ДВИЖЕНИИ.....                              | 81  |
| 3.1. Определение аэродинамических коэффициентов модели крыла по<br>результатам измерения мгновенных давлений.....           | 81  |
| 3.2. Определение изменения аэродинамических характеристик модели<br>крыла в колебательном движении .....                    | 84  |
| Выводы по разделу 3 .....   | 85  |
| РАЗДЕЛ 4. АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ<br>ИССЛЕДОВАНИЙ.....   | 86  |
| 4.1. Распределение коэффициентов давления по поверхности крыла с<br>закрылком .....   | 86  |
| 4.2. Аэродинамические характеристики крыла с закрылком<br>при различных параметрах движения .....                           | 90  |
| 4.3. Аэродинамические характеристики модели самолета с закрылком<br>при различных параметрах нестационарного движения. .... | 94  |
| Выводы по разделу 4.....  | 110 |
| РАЗДЕЛ 5. РАЗРАБОТКА СТАРТАП-ПРОЕКТА.....   | 112 |
| 5.1. Описание идеи проекта.....   | 112 |
| 5.2. Технологический надзор за проектом .....   | 112 |
| 5.3. Анализ возможностей рынка для запуска стартап-проекта.....   | 114 |
| 5.4. Разработка рыночной стратегии проекта.....   | 114 |
| Выводы по разделу 5.....  | 117 |
| ВЫВОДЫ .....  | 118 |
| ПЕРЕЧЕНЬ ССЫЛОК .....   | 120 |

## ПЕРЕЧЕНЬ ОСНОВНЫХ СОКРАЩЕНИЙ И НАЗНАЧЕНИЙ

ЩЗ – щелевые закрылки;

ЛА – летательный аппарат;

МОК – модель отсека крыла;

$S_t = f b_a / V_\infty$  – число Струхалия;

$R_e = V_\infty b_a / \nu$  – число Рейнольдса;

$C_p, \bar{P}_i = P_i / (\rho V_\infty^2 / 2)$  – коэффициент давления;

$P_i$  – давление в  $i$ -той дренажной точке;

$C_{ya}, C_L$  – коэффициент подъемной силы;

$C_{xa}, C_d$  – коэффициент силы сопротивления;

$C_{mz}, C_m$  – коэффициент момента тангажа;

$\alpha$  – угол атаки;

$\alpha^*, \dot{\alpha} = d\alpha/dt$  – первый производный угол атаки по времени;

$\alpha^{**}, \ddot{\alpha} = d^2\alpha/dt^2$  – второй производный угол атаки по времени;

$C^{\alpha^*}, C^{\dot{\alpha}} = dC/d\dot{\alpha}$  – производная аэродинамического коэффициента по  $\dot{\alpha}$ ;

$C^{\alpha^{**}}, C^{\ddot{\alpha}} = dC/d\ddot{\alpha}$  – производная аэродинамического коэффициента по  $\ddot{\alpha}$ ;

$\phi$  – фаза колебания;

$V_\infty$  – скорость невозмущенного потока;

$N = \sigma^*/\theta$  – форм параметр приграничного слоя, отношение толщины

замещение до толщины потери импульса;

$b_a$  – хорда крыла;

$U_e$  – скорость потока на внешней границе пограничного слоя;

$h^+ = u_\tau \delta / \nu$  – приведена высота ЩЗ, число Рейнольдса;

$\Gamma$  – циркуляция скорости;

$c_1, c_2$  – оценки теоретических значений  $C^{\dot{\alpha}}, C^{\ddot{\alpha}}$  коэффициентов регрессии;

$\Delta C_{\text{дин}} = C - C_{\text{стат}}$  – динамическая компонента аэродинамического коэффициента

## ВВЕДЕНИЕ

### Актуальность темы

Развитая конкуренция на рынке авиации заставляет авиапромышленность искать новые решения в аэродинамике летательных аппаратов. Одним из развивающихся направлений является организация управляемого вихревого обтекания крыла. Щелевые закрылки подводят энергию внешнего потока в приграничный слой, делая его более устойчивым к срыву, что позволяет увеличить несущие способности крыла, улучшить взлетно-посадочные характеристики летательного аппарата (ЛА), увеличить критический угол атаки, что положительно влияет на безопасность полета. Недостатком применения ЩЗ является дополнительное сопротивление крейсерскому режиму полета. Однако использование ЩЗ открывает возможные мультидисциплинарные преимущества. Например, большая несущая способность позволяет увеличить максимальную взлетную массу ЛА, или реализовать режимы полета, недоступные (или коммерчески нецелесообразные) в противном случае. Использование ЩЗ на малых ЛА позволяет упростить систему механизации крыла, что снижает массу и цену конструкции.

Однако открытым вопросом до сих пор остаются характеристики крыльев с установленными ЩЗ в условиях нестационарного обтекания – при интенсивных пространственных маневрах ЛА или при полете в неспокойной атмосфере. Исследования в области нестационарной аэродинамики открывают сложные эффекты, проявляющиеся при переорганизации обтекания крыла. В таких условиях аэродинамические характеристики крыла значительно отличаются от условий стационарного обтекания, что требует надлежащего их учета в системах управления, при расчете нагрузок на конструкцию ЛА, а также при решении прямых и обратных задач динамики полета.

Для учета нестационарных аэродинамических эффектов на крылах из ЩЗ, нужно подробно изучить взаимовлияние продольных вихревых структур, порожденных ЩЗ, и поперечной вихревой структуры, образовавшейся в результате обтекания крыла нестационарным потоком. Экспериментальные исследования этой задачи предоставят необходимые данные для уточнения существующих и развития будущих теоретических моделей нестационарной аэродинамики, а также развития концепции организованного вихревого обтекания крыла.

### **Связь работы с научными программами, планами, темами**

Исследования магистерской диссертации соответствует общему направлению научных исследований кафедры Космической Инженерии НН ИАТ.

### **Цели и задачи исследования**

Цель работы заключается в повышении достоверности расчета аэродинамических характеристик крыла с установленными щелевыми закрылками посредством учета эффектов аэродинамической нестационарности. Для достижения поставленных целей решается научная задача, предусматривающая определение зависимостей аэродинамических характеристик крыла с щелевыми закрылками от параметров нестационарного обтекания.

Для решения научной задачи в работе выполнены следующие задачи:

- Разработана методика исследований аэродинамических характеристик крыла с щелевыми закрылками в условиях нестационарного обтекания.
- Разработана методика определения нестационарных производных аэродинамических коэффициентов по данным эксперимента.
- Проведены экспериментальные исследования и определены зависимости аэродинамических характеристик крыла с щелевыми закрылками от параметров нестационарного обтекания.

**Объект исследования** – обтекание крыла с щелевыми закрылками нестационарным потоком.

**Предмет исследования** – нестационарные аэродинамические характеристики крыла с щелевыми закрылками.

**Методы исследования** – физическое моделирование в аэродинамической трубе, метод вынужденных угловых колебаний, метод дренажных исследований, методы статистического анализа.

**На защиту выносятся:**

– Результаты экспериментальных исследований аэродинамических характеристик крыла с щелевыми закрылками в условиях нестационарного обтекания.

– Зависимость аэродинамических коэффициентов крыла с щелевыми закрылками от параметров нестационарного движения – чисел Рейнольдса и Струхаля.

– Регрессионная модель нестационарных аэродинамических характеристик крыла с щелевыми закрылками.

**Научная новизна полученных результатов**

– Впервые получены эпюры мгновенного распределения давления для крыла с установленными щелевыми закрылками, выполняющего колебательные движения с разными частотами.

– Впервые определены зависимости аэродинамических коэффициентов крыла с щелевыми закрылками от параметров нестационарного обтекания – чисел Рейнольдса и Струхаля.

– Впервые построена регрессионная модель нестационарных аэродинамических характеристик крыла с щелевыми закрылками.

**Практическое значение полученных результатов**

Полученные зависимости аэродинамических коэффициентов крыла с щелевыми закрылками от параметров нестационарного обтекания могут использоваться при расчетах аэродинамических нагрузок на конструкцию планера летательных аппаратов. Предложенные методики исследований нестационарных аэродинамических характеристик могут использоваться при исследовании характеристик крыльев, винтов вертолетов, гребных винтов судов, лопастей ветродвигателей и других несущих аэродинамических

поверхностей, работающих на нестационарных режимах. Кроме того, результаты диссертационной работы могут применяться при проектировании перспективных воздушных судов и внедрены в учебный процесс изучения дисциплины «Аэродинамика».

### **Личный вклад соискателя**

Основные результаты диссертационной работы получены соискателем самостоятельно. Диссертант лично разработал алгоритмы обработки экспериментальных данных и выполнил обработку полученных результатов. В сотрудничестве с работниками кафедры космической инженерии разработал экспериментальную установку, выполнил анализ результатов экспериментальных исследований моделей крыла в аэродинамической трубе.

### **Достоверность научных положений**

Достоверность результатов исследований подтверждается проведенным анализом качества регрессии, использованием апробированных методов статистического анализа, а также сертификатами рабочих эталонов на приборы, использованные во время экспериментальных исследований.

### **Структура и объем работы**

Диссертационная работа состоит из введения, четырех разделов, заключения, перечня ссылок, приложения. Работа изложена на 118 страницах, содержит 80 рисунков и 2 таблицы. Список использованных источников содержит 96 ссылок.

В первом разделе представлен анализ публикаций, посвященных нестационарной аэродинамике и генераторам вихрей. Представлен обзор методов экспериментального исследования нестационарных аэродинамических эффектов. Обоснован выбор метода исследования. Раскрыта научная задача.

Второй раздел посвящен разработке методики экспериментальных исследований нестационарных аэродинамических характеристик крыла на базе метода вынужденных гармонических колебаний модели крыла. Приведено описание элементов экспериментальной установки: дренированной модели отсека крыла с установленными внутри пьезометрическими датчиками давления, установки вынужденных колебаний, системы сбора и обработки измеряемой информации. Разработана методика калибровки каналов давления и методики измерения нестационарного давления на профиле модели крыла в динамическом и статическом режиме. Оценены систематические погрешности определения коэффициентов давления. Приведена программа экспериментальных исследований.

Третий раздел посвящен разработке методики определения зависимостей аэродинамических характеристик крыла с щелевыми закрылками от параметров неустойчивого движения. Разработана методика определения аэродинамических коэффициентов модели отсека крыла по результатам измерения мгновенных давлений, определения нестационарных компонентов аэродинамических коэффициентов. Определен вид уравнения регрессии нестационарных аэродинамических характеристик. Разработана методика определения коэффициентов уравнения регрессии. Проведен анализ качества регрессионных моделей для всех экспериментальных случаев, используя стандартные ошибки коэффициентов регрессии, коэффициент детерминации регрессии, критерии Стьюдента и Фишера.

В четвертом разделе представлены результаты исследования: распределение коэффициентов давления по поверхности тестового крыла с установленными ЩЗ по сравнению с гладким контрольным крылом; хордовые диаграммы распределения коэффициента давления при изменении угла атаки за один цикл колебания  $\bar{P}_i = f(\bar{x}, \phi)$ ; гистерезисные петли аэродинамических коэффициентов  $C_{ya}, C_{xa}, C_{mz} = f(\alpha)$  для всего исследованного диапазона чисел  $St$ ; приведены оценки теоретических значений коэффициентов регрессии



нестационарных аэродинамических характеристик крыла с щелевыми закрылками, которые могут интерпретироваться как нестационарные производные аэродинамических коэффициентов  $C^{\dot{\alpha}}$ ,  $C^{\ddot{\alpha}}$ . Нестационарные производные приведены в виде зависимости от параметров неустойчивого движения, чисел Струхала и Рейнольдса. В сравнение приведены нестационарные производные для гладкого крыла без щелевых закрылков. Также представлено 95% доверительных интервалов.

В завершении четвертого раздела приведены результаты экспериментальных весовых исследований модели самолета А-20 с щелевыми закрылками. Исследовалось шесть вариантов щелевых закрылков в виде наплыва на передней кромке крыла.

## РАЗДЕЛ 1

### АНАЛИЗ НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ. ПОСТАНОВКА РЕШЕНИЯ НАУЧНОЙ ЗАДАЧИ

В разделе представлен анализ исследований, посвященных нестационарной аэродинамике и ЩЗ. Представлен обзор методов экспериментального исследования нестационарных аэродинамических эффектов. Обоснован выбор метода исследования. Раскрыта научная задача.

#### **1.1. Основные экспериментальные и теоретические работы, посвященные нестационарной аэродинамике**

Под нестационарным движением понимают такое движение, при котором его параметры изменяются во времени. Эффекты, связанные с нестационарностью движения, соответственно определяют как нестационарные. Условия проявления нестационарных аэродинамических эффектов определяют круг задач, требующих их учета. Общеизвестно, что влияние аэродинамической нестационарности растет с ростом числа Струхалия,  $Sh = bw/V$ , где  $b$  – характерный геометрический размер,  $w$  – частота изменения кинематического параметра,  $V$  – скорость полета. Из данного утверждения следует очевидный вывод: чем быстрее изменяются кинематический параметр и чем меньше скорость полета, тем больше доля нестационарных сил. Указанное соединение кинематических параметров реализуется при полете в турбулентной атмосфере, при резких отклонениях рулевых поверхностей, при работе систем понижения нагрузок, при десантировании грузов. Потребность в информации о величинах аэродинамических сил, действующих на самолет в вышеперечисленных условиях проявления аэродинамической нестационарности, определяет актуальность исследования нестационарных аэродинамических явлений. Значение аэродинамических сил, действующих на самолет, необходимо для расчета движения самолета как механической системы, для определения величин действующих напряжений в элементах конструкции. Решение обратных задач динамики полета, более точное определение

аэродинамических характеристик методом идентификации требует учета аэродинамической нестационарности как средства повышения адекватности математической модели [1].

Нестационарное обтекание профилей крыла носит сложный характер в связи с рождением вихревых образований в приграничном слое, активно взаимодействующих с внешним обтеканием под влиянием градиента давления. При колебаниях крыла на верхней поверхности может возникать отрыв ламинарного потока у носика профиля, отрыв турбулентного потока у задней кромки и оба отрыва активно взаимодействуют с внешним потоком при колебательном движении крыла. В приграничном слое могут возникать периодически рождающиеся вихри, сходящие с задней кромки крыла в виде вихревой дорожки. Несмотря на то, что периодическая картина вихревого движения очень неустойчива, она существует не по всему течению, в конце концов, вихри разрушаются и движение становится более хаотичным [2, 3].

Механизм развития нестационарного обтекания крыла, колеблющегося при дозвуковых скоростях свидетельствует о сложности возможного математического моделирования обтекания профиля крыла летательного аппарата (ЛА) в дозвуковом потоке.

В конце семидесятых возникла потребность в систематизированных экспериментальных данных для верификации теоретических работ по нестационарной аэродинамике и сравнения теоретических результатов с экспериментом. Рабочая группа AGARD выбрала ряд 2-х мерных и 3-х мерных конфигураций и для каждой конфигурации определила ряд тестовых случаев. Эти тестовые случаи были полностью описаны в работах [4] и [5]. Избранные конфигурации были известны как Аэроупругие конфигурации AGARD, а выбранные тестовые случаи были обозначены как Computational Test (CT). Некоторые из CT были полностью теоретическими, в то время как другие являлись результатом динамических испытаний. Следующим шагом, начатым для развития методов нестационарной аэродинамики, был отчет AGARD 702 [6], вобравший в себя большое количество экспериментальных данных динамических испытаний, проведенных с учетом возможности верификации теоретических работ по нестационарной аэродинамике. Отчет

сопровождался приложением [7], в котором приводились данные 3-х мерных экспериментов. Эти отчеты установили общую базу для обеспечения экспериментальными данными.

Исследование нестационарных эффектов продолжились в работах [8-22]. Одно из последних масштабных экспериментальных исследований представлено в [23]. Целью работ было исследование развития динамического срыва потока во время колебательного движения. Для глубокого понимания процессов, происходящих при динамическом срыве на крыле, недостаточно данных по интегральным аэродинамическим коэффициентам, необходим тщательный анализ распределения давления по поверхности крыла. В работе представлены и проанализированы данные распределения давления, полученные в ходе испытаний колеблющегося профиля NACA 0015 (Рис 1.1, 1.2, 1.3).

Во время динамического срыва, вихри обычно формируются у передней кромки крыла и перемещаются вдоль хорды профиля (Рис 1.4) [24]. Основные отличия между характеристиками потока при статическом и динамическом срыве потока показаны на рис 1.5.

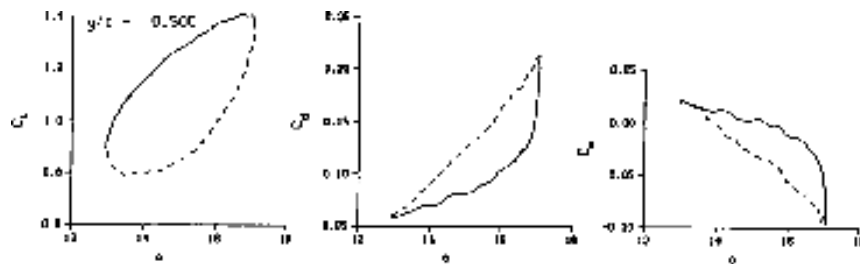


Рис. 1.1. Коэффициенты подъемной силы  $C_L$ , сопротивления  $C_d$  и момента тангажа  $C_m$  во время колебательного движения крыла при динамическом срыве [23].

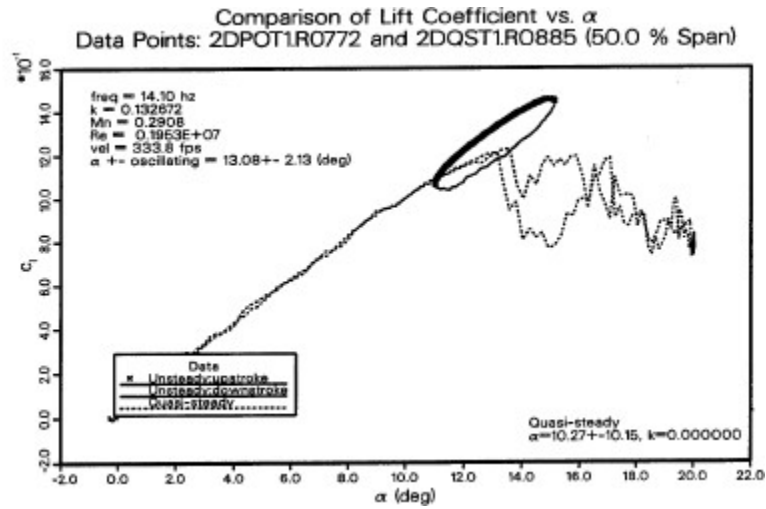


Рис. 1.2. Сравнение коэффициента подъемной силы  $C_L$  во время колебательного движения крыла при динамическом срыве и во время статических испытаний [23].

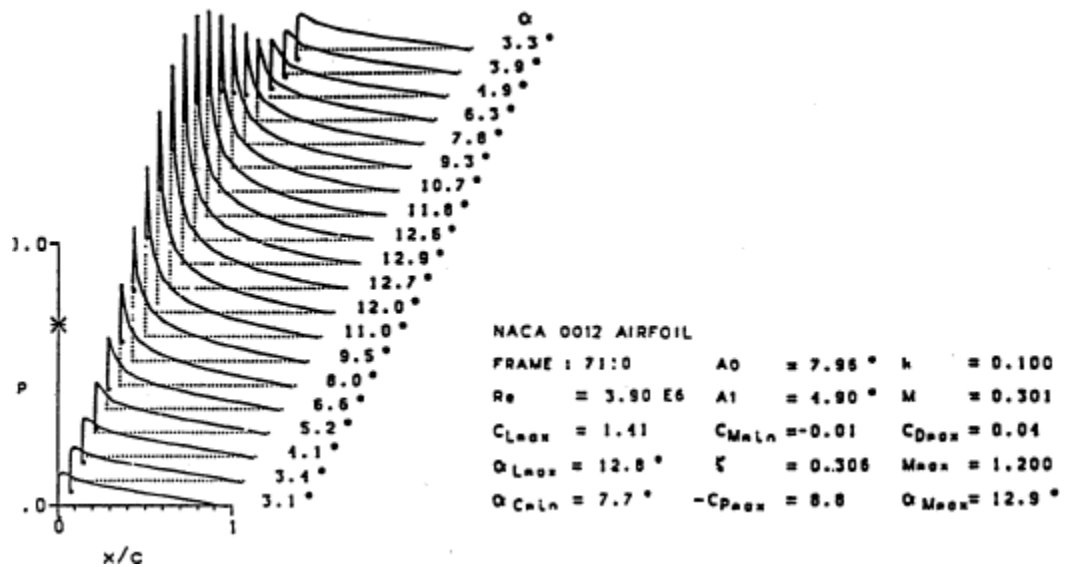


Рис. 1.3. Типичное распределение давления вдоль хорды крыла во время колебательного движения при динамическом срыве [23].

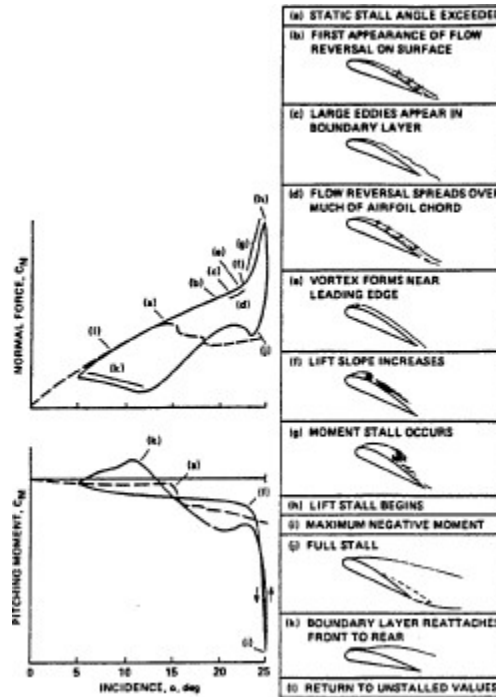


Рис. 1.4. Развитие динамического отрыва на колеблющемся крыле  $R_e = 2 \times 10^6$  [24].

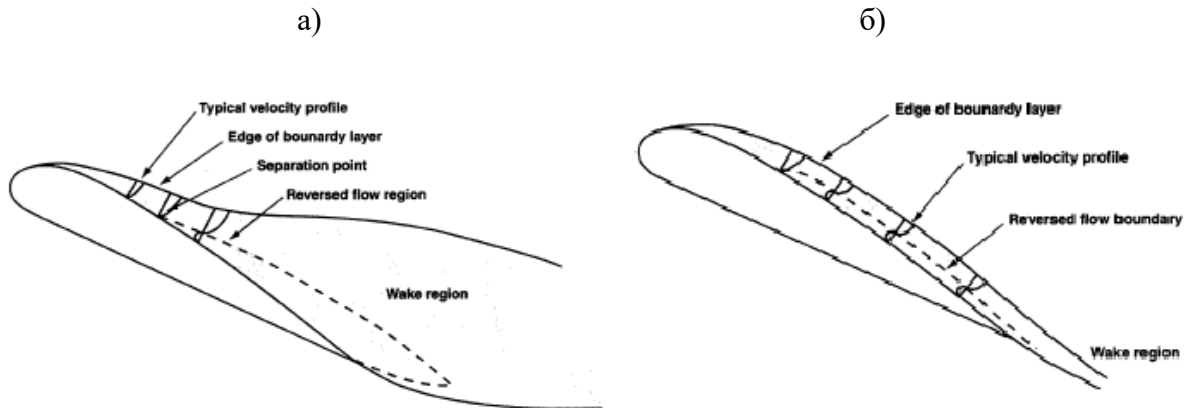


Рис. 1.5. Статический а) и динамический б) срывы потока [25].

На рисунках видно, что нестационарный поток стремится оставаться присоединенным к задней части профиля во время динамического срыва, в отличие от статического срыва, когда поток полностью отделяется от задней части крыла. Множество параметров влияют на течение динамического срыва, такие как частота и амплитуда колебаний, средний угол атаки, числа Рейнольдса и Маха. Влияние этих параметров на развитие динамического срыва подробно изучено в работах [26-30]. Сравнение значимости влияния параметров динамического срыва приведено в таблице 1.1 [26]. Из таблицы видно,

что наибольшее влияние на динамический срыв имеют средний угол атаки, частота и амплитуда колебаний. Это указывает направление дальнейших экспериментальных исследований нестационарного динамического срыва.

Одной из причин возникновения нестационарного обтекания профиля может быть скачок уплотнения, возникающий на передней части профиля при больших углах атаки (рис. 1.6). Расчеты, приведенные в работе [26] показывают также динамику развития вихревого нестационарного обтекания профиля на углу атаки  $15^\circ$  и числе  $M$  равном 0,5. На Рис. 1.7 приведены распределения давления на профиле в разные моменты обтекания и линии тока вихревого обтекания. Обтекание имеет очевидно выраженный период и амплитуду.

Таблица 1.1

Важность параметров, влияющих на динамический срыв потока [26]

| Параметр                        | Эффект   |
|---------------------------------|--|
| Форма профиля                   | Большой в отдельных случаях                          |
| Число $M$                       | Маленький ниже $M=0.2$<br>Неизвестно выше $M=0.2$    |
| Число $Re$                      | Маленький на низких $M$<br>Неизвестно на больших $M$ |
| Относительная частота колебаний | Большой  |
| Средний угол атаки              | Большой  |
| Амплитуда колебаний             | Большой  |
| Тип движения                    | Неизвестно   |
| 3-х мерный эффект               | Неизвестно   |
| Эффект азэротрубы               | Неизвестно   |

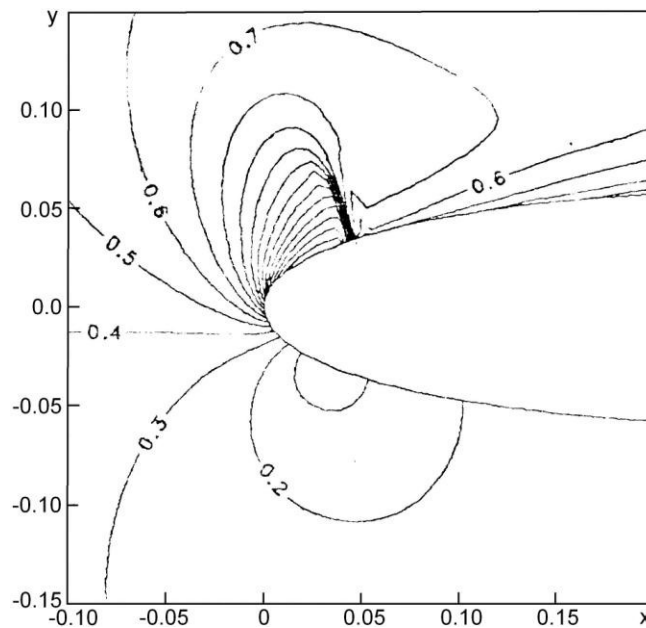


Рис. 1.6. Изменение чисел  $M$  на передней части профиля  $NACA\ 0012$  и скачок уплотнения ( $M=0.4$ ,  $\alpha=15^\circ$ ) [31].

Скачок уплотнения является генератором вихрей, конвертируемых по потоку и формирующих обтекание профиля присоединенными вихрями вплоть до взаимодействия их с отрывным вихрем. После отрыва вихрей развитие нестационарного обтекания периодически повторяется. В результате обтекания передней кромки возникает сильное падение коэффициента давления, которое сохраняется вдоль всего периода. При отрыве потока коэффициент давления снижается до значения  $C_p = -5,0$ . У задней кромки профиля в конце периода формируется отрывной вихрь обратного вращения, продвигающийся к передаваемой кромке, взаимодействующей с вихрем, развивающимся от передней кромки. Взаимодействующие вихри отрываются. Обратный вихрь создается течением в нижней поверхности. При отрыве потока скачок у передней кромки исчезает, затем начинают медленно расти в силе и нестационарное обтекание повторяется.

В обзорной работе [32] приведены данные о нестационарном обтекании профилей крыла на дозвуковых и трансзвуковых скоростях при колебании по углу атаки. Периодичность нестационарного обтекания подтверждается многими авторами [10-31].



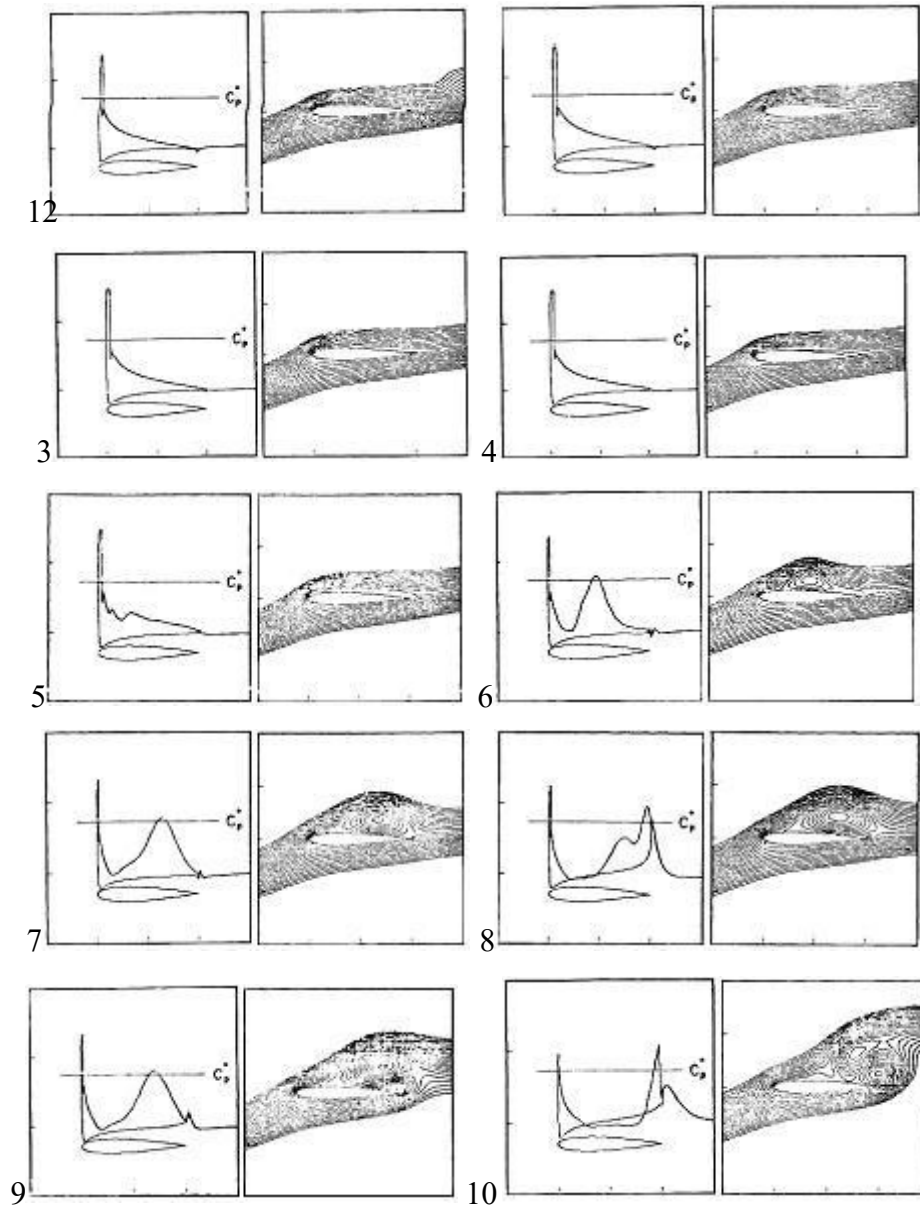


Рис. 1.7. Цикл формирования вихревой структуры обтекания, порожденная скачком уплотнения. ( $M=0.4$ ,  $\alpha=15^\circ$ ) [31].

## 1.2. Современные методы экспериментального определения нестационарных аэродинамических характеристик

Выбор метода экспериментального исследования нестационарных аэродинамических эффектов определяется характером моделируемого аэродинамического явления технической возможностью реализации моделирования этого явления в аэродинамической трубе (АДТ) и возможностями средств сбора и обработки экспериментальных данных. Исследования нестационарных эффектов ведутся

разными способами: вынуждены колебания в аэродинамических трубах, свободно летающие модели в АДТ и лётные испытания (рис. 1.8) [33, 34].

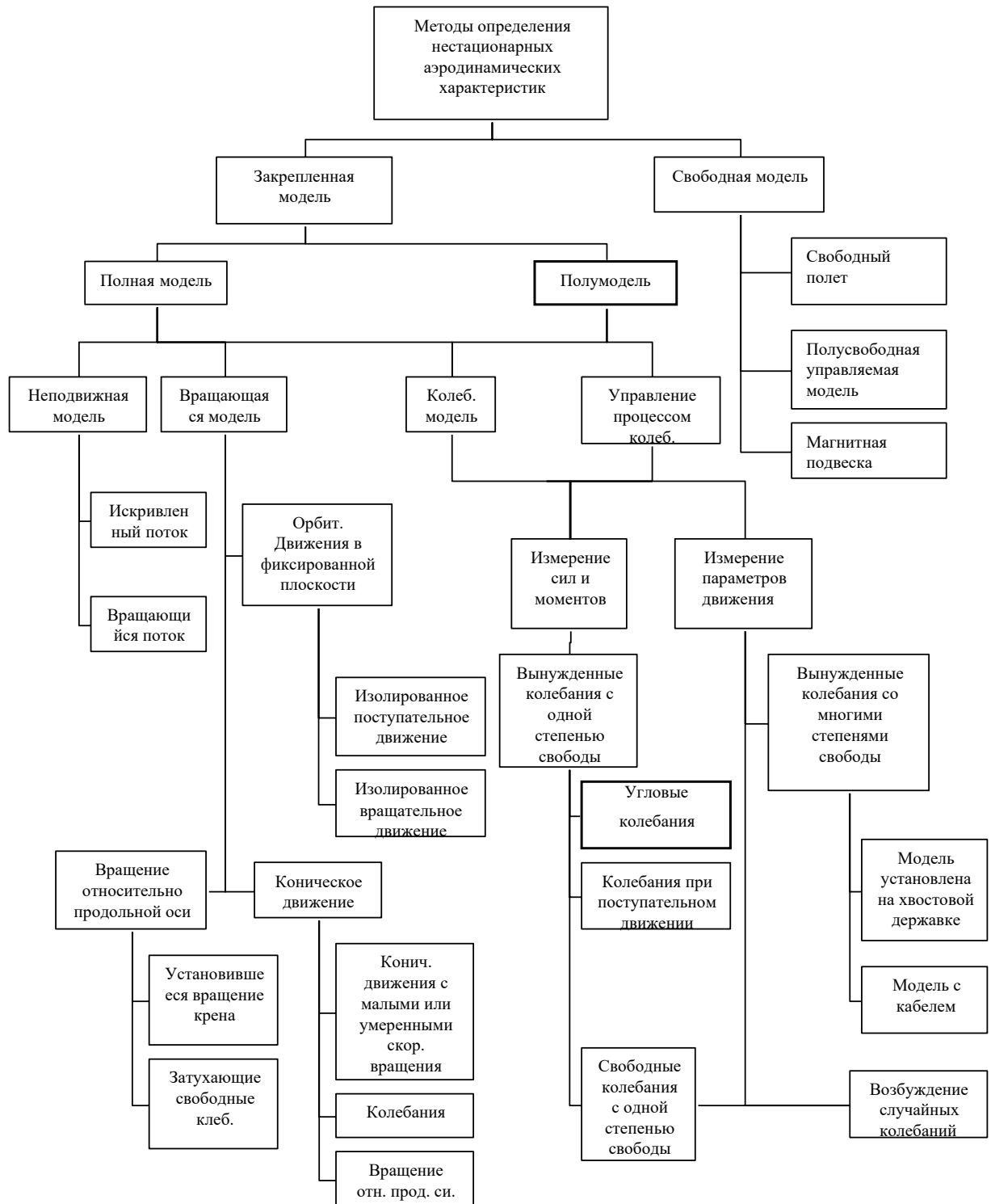


Рис. 1.8. Методы динамических исследований в АДТ [35].

В методе совместного решения систем уравнений движения воздушного судна (ВС) и уравнений обтекания в эксперименте используется устройство, моделирующее произвольные движения ВС в АДТ и проводящее измерения мгновенных значений аэродинамических нагрузок, возникающих в процессе движения. ЕОМ, подключенная к устройству, производит замеры мгновенных значений аэродинамических нагрузок, возникающих в процессе движения, находит решение уравнений движения и управляет перемещением экспериментального устройства, причем мгновенные значения аэродинамических сил и моментов непосредственно измеряются в ходе проведения испытаний. В результате проведения подобного эксперимента определяют кинематические параметры движения ВС и изменение аэродинамических нагрузок по времени. В процессе реализации метода возникают технические трудности, обусловлены главным образом небольшими размерами модели ВС по сравнению с натурным образцом и возможностями экспериментального оборудования, являющимися главной причиной, ограничивающей его применение. В итоге трудно сделать устройство для моделирования произвольных движений ВС в АДТ и обеспечить сбор экспериментальных данных с нужной точностью. Однако данный подход обеспечивает более глубокий анализ динамики полета исследуемого ВС [33].

Наиболее широкое применение нашли методы, предполагающие определение аэродинамических нагрузок, возникающих при характерном движении ВС. При этом, в общем случае, движения симметричного самолета, считающегося твердым телом, обычно выглядят как колебания с очень низкой частотой. Характерные движения представляют собой стационарный маневр по тангажу, полет «змейкой», колебательное движение по вертикали и колебательное движение по тангажу [35]. Обычно метод вынужденных колебаний реализуется на установках с одной степенью свободы, при этом возможно определение, как прямых производных, так и различных перекрестных производных аэродинамических сил и моментов [36-39]. Подобные эксперименты проводят, возбуждая угловые или плоскопараллельные колебания с помощью эксцентрикового привода с

постоянной угловой скоростью вращения. В этом случае амплитуда колебаний остается постоянной. Колебания модели гармоничны, а производные определяются по измеренным компонентам аэродинамических сил и моментов, совпадающих или сдвинутых по фазе на  $90^0$  относительно движения модели [40].

В методах колебания со многими степенями свободы используются установки, в которых модель подвешивается упруго таким образом, что может производить колебания одновременно в нескольких направлениях, хотя одна из степеней свободы обычно является главной.

В отличие от методов, описанных выше, когда непосредственно измеряются силы и моменты, в этом случае измеряются кинематические параметры движения модели, а также накапливается информация о параметрах воздействующих на модель возмущений. Полученные данные включаются в систему уравнений движения, которая затем решается относительно неизвестных производных аэродинамических сил и моментов. Метод реализации подвески требуют сотворения отдельных вариантов установки для исследования разных сочетаний колебаний модели [33].

Из всех методов, что предполагают колебания модели, метод свободных колебаний является более простой. Он обычно не требует использования сложного привода или систем управления. Процедура обработки данных проста и легко реализуется на ЕОМ. Метод используется для анализа затухающего колебательного движения упруго подвешенной модели после воздействия первоначального возмущения. В рамках данного метода обычно ограничиваются измерением прямых производных и статических производных. Этот метод не применяется при неустойчивом движении модели и наличии существенных нелинейных эффектов или при больших значениях аэродинамических моментов.

При проведении испытаний моделей симметричных конфигураций в условиях симметричного обтекания используют полумодели [33]. Этот метод позволяет устранить эффект взаимодействия, обусловленный наличием хвостовой державки и ее упругими колебаниями. Преимущество метода заключается в относительно свободном расположении экспериментального

оборудования вне АДТ. Кроме того, данный метод имеет следующий недостаток: необходимо дополнительно исследовать эффекты, связанные с наличием зазора между моделью и стенкой АДК. Кроме того, применение метода строго ограничено случаем симметричного обтекания. Особенно предпочтительно использование данного метода при наличии значительного взаимодействия модели с хвостовой державкой или когда форма хвостовой части модели не позволяет применить хвостовую державку. На полумоделях удобно проводить эксперимент по исследованию характеристик управляющих поверхностей.

В описанных выше методах измеряются интегральные характеристики изучаемой модели, прямым измерением сил и моментов на тензовых или с помощью измерения параметров движения модели и решения уравнений движения. Этот способ дает возможность получить с высокой точностью статические и вращательные аэродинамические производные модели, однако не позволяет подробно изучить развивающиеся процессы в потоке при неустойчивом обтекании. Современные датчики давления на основе кремниевых диафрагм [41-44] позволяют получать распределенные параметры давления по поверхности изучаемой модели. Колебательное движение модели обеспечивается одним из вышеприведенных способов, а данные снимаются с линеек датчиков давления, которые для уменьшения длины пневмотрассов располагаются внутри модели. Необходимо обеспечить минимально возможную длину пневмотрассы между дренажным отверстием и датчиком из соображений уменьшения времени задержки и демпфирования сигнала пневмотрассой.

### **1.3. Исследования эффективности щелевых закрылков**

Принцип управления пограничным слоем с помощью щелевых закрылков основывается прежде всего на перемешивании между свободным потоком и приграничным слоем. Вихри, тянущиеся по поверхности от генератора вихрей, приносят высокий импульс движению свободного потока в приграничный слой, заменяя поток в приграничном слое с низким импульсом – результат поверхностного трения и неблагоприятного градиента давления.

Это перемешивание приграничного слоя влияет на значительную область по ЩЗ, позволяя потоку преодолевать значительно больший неблагоприятный градиент давления без отрыва пограничного слоя [45].

Используются щелевые закрывки разной формы, простой «плуг», экранированный «плуг», треугольный «плуг», ковш, выступ, купол, клин, лопатки, крылышко, перегородки, пилоны, ортилоны, продольные ребра и т.п. Различные типы щелевых закрывок показаны Рис. 1.9 и Рис. 1.10.

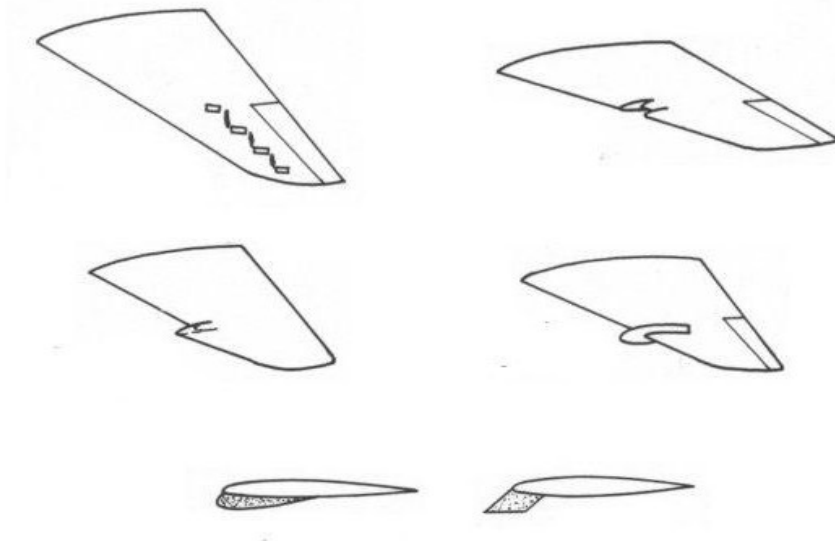


Рис. 1.9. Различные типы щелевых закрывок: пластины, щель на передней кромке, зуб, перегородка, ортилоны, пилон [46].

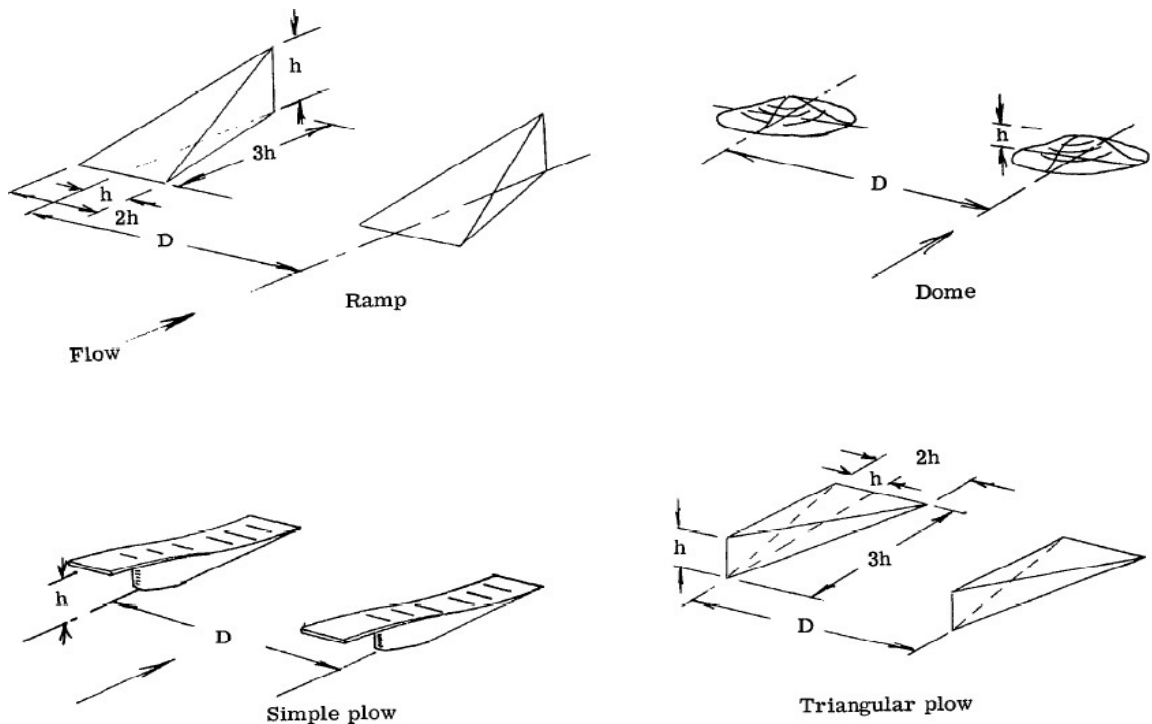


Рис. 1.10. Различные типы щелевых закрывок: рампа, купол, простой плуг и треугольный плуг [45]

Шубауэр и Шпангенберг показали [47], что принудительное перемешивание потока с помощью щелевых закрылков оказывает на пограничный слой такой же эффект, как и уменьшение градиента давления или уменьшение форм параметра  $H = \delta^* / \theta$  (рис. 1.11).

Крупномасштабное перемешивание с помощью сравнительно крупных и далеко разнесенных щелевых закрылков значительно эффективнее, чем мелкомасштабное перемешивание. Таким образом, многорядные генераторы менее эффективны чем однорядные генераторы, размещенные соответствующим образом. Успешное применение генератора вихрей для предотвращения развития отрыва пограничного слоя больше зависит от интенсивности и расположения отдельных вихрей в области положительного градиента давления, чем от профиля приграничного слоя ниже по потоку [45].

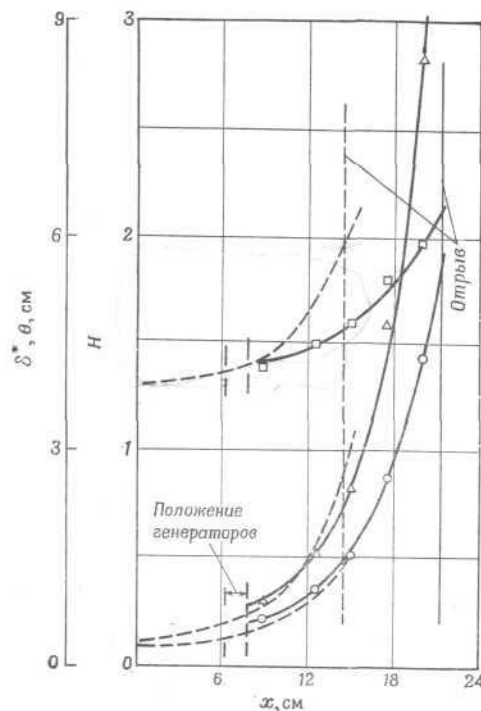
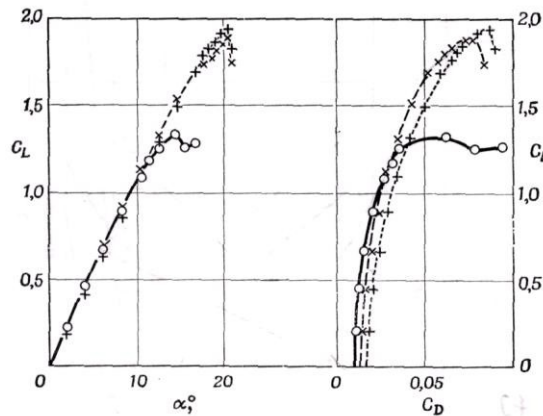


Рис. 1.11. Влияние принудительного перемешивания на отрыв и осреднение толщин и форм параметра [47].

Генератор вихря увеличивает подъемную силу крыла. Рис. 1.12 показаны результаты опытов Маккаллоха и др. [48], расположившая клинья по размаху на расстоянии  $0,1 b_a$  от передней кромки профиля НАСА 633-018 под углами атаки  $+22,5^\circ$ , чтобы получить систему вихрей с противоположными знаками.



-o- выходной профиль; - x- с генераторами крылышками; -+- с клиньями в пограничном слое Рис. 1.12. Воздействие щелевых закрылков (крылышек и клиньев) на подъемную силу и сопротивление профилю NASA 63018 [45].

Клин вызывает турбулентное перемешивание, пограничный слой разрезается клиньями и частично отводится в основной поток. Благодаря применению клиньев увеличивается линейный участок кривой подъемной силы, угол атаки, соответствующий максимальной подъемной силе, возрастает от  $14$  до  $20^\circ$ , а величина коэффициента максимальной подъемной силы от  $1,33$  до  $1,89$ . Сопротивление крыла с щелевыми закрылками при  $C_{ya} > 1,1$  меньше, чем гладкого профиля, но величина крейсерского  $C_{xa}$  с щелевыми закрылками немного больше (примерно на  $0,002$ ). Клиновидные щелевые закрылки дают несколько большую подъемную силу по сравнению с генераторами – крылышками (рис. 1.12) но при малых углах атаки сопротивление клиньев в 2-3 раза больше сопротивления генераторам – крылышкам [45, 49, 50].

Исследование фундаментальных принципов работы щелевых закрылков проведены в Бедфорской Аэродинамической Трубе Приграничного Слоя DERA, учеными JG Betterton, KC Hackett, PR Ashill, MJ Wilson, IJ Woodcock [51] (Рис. 1.13). В качестве инструмента исследования использовался трехкомпонентный лазерный доплеровский анемометр. Эксперимент проводили для трех состояний потока: нулевой градиент давления, равновесный градиент давления и двухмерный отрыв турбулентного пограничного слоя.



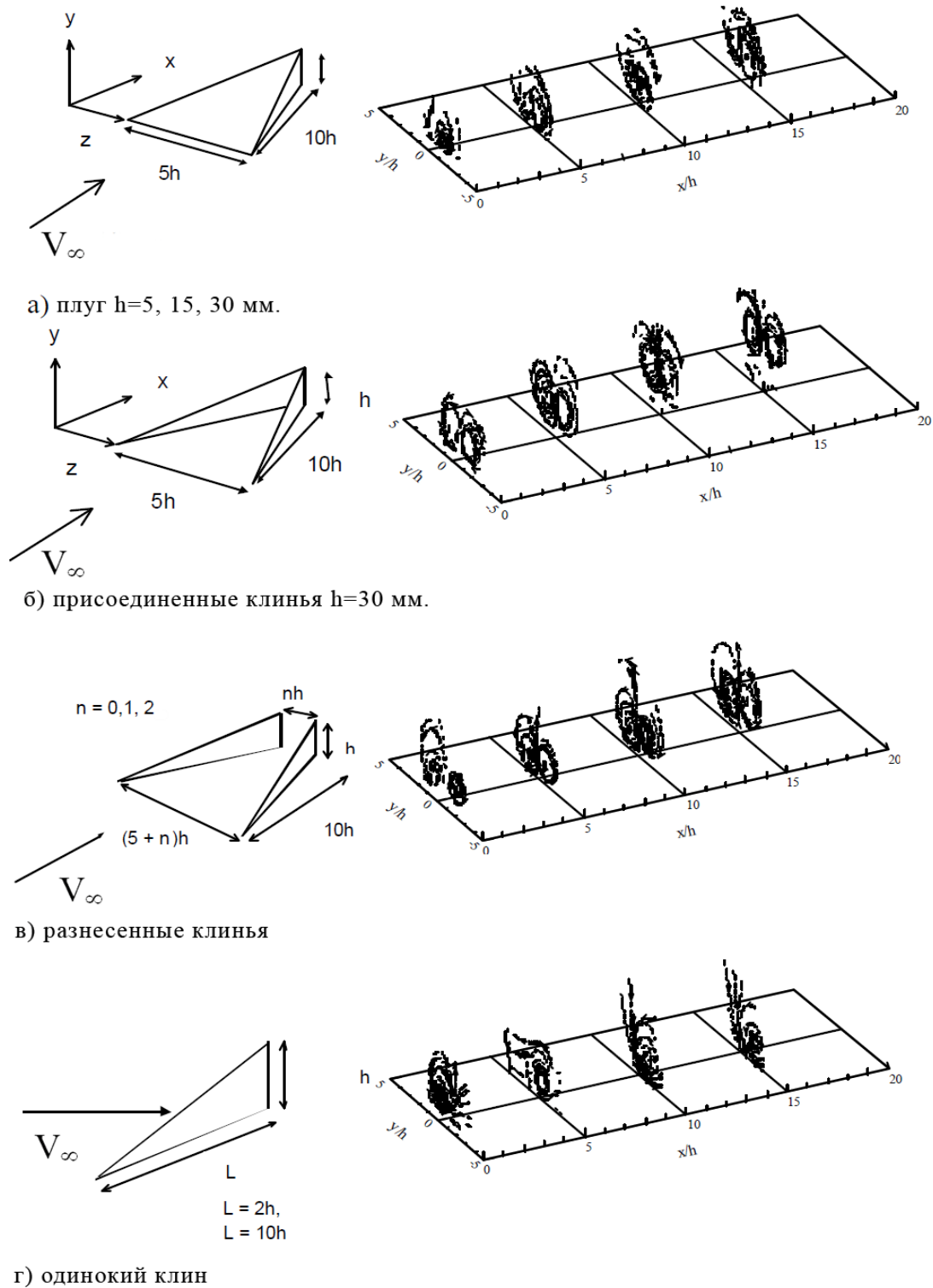


Рис. 1.13. Щелевые закрылки, исследовавшиеся в Бедфорской аэродинамической трубе [51].

Для исследуемых щелевых закрылков полностью расположенную в внутренней области турбулентного приграничного слоя, динамическое подобие потоков требует, чтобы циркуляция, вихрев коррелировала с высотой устройства и пограничной скоростью одним из следующих способов:

$$\frac{\Gamma}{u_{\tau} h} = f(h^+),$$

$$\frac{\Gamma}{\nu} = g(h^+).$$
(1.1)

$$u_{\tau} = U_e \sqrt{C_f / 2},$$

где  $U_e$  – скорость потока на внешней границе приграничного слоя,  
 $C_f$  – местный коэффициент трения несбуренного приграничного  
 слоя,

$h^+ = u\delta/\nu$  - число Рейнольдсов.

На Рис 1.14. показаны полученные зависимости безразмерной циркуляции  $\Gamma_5/u_{\tau} h$  от  $h^+$  для разных типов ЩЗ. Индекс 5 означает, что измерения произведены на расстоянии 5 исходных высот ЩЗ,  $(x - x_t) = 5h$ , где  $x_t$  – координата задней кромки ЩЗ. На графике видно что для значений  $h^+$  между 750 и 2800 безразмерная циркуляция практически не зависит от  $h^+$ . Данные для более низких  $h^+$  доступны только для конфигурации «клин вперед» и показывают уменьшение безразмерной циркуляции при стремлении  $h^+$  к нулю. Следует отметить что, при наличии ЩЗ, безразмерные толщины пограничного слоя,  $u_{\tau} \delta^*/\nu$  и  $u_{\tau} \delta/\nu$ , несбуренного потока примерно равны 600 и 4300 соответственно, скорость потока составляла 30 м/с. Это показывает, что зависимость безразмерной циркуляции от высоты ЩЗ может быть проигнорирована для ЩЗ выступающих за толщину сдвига пограничного слоя.

Рис. 1.15 показана зависимость  $\ln(\Gamma/\Gamma_{0.5})$  от  $(x - x_t)/h$  для ВГ с  $h = 30$  мм. и для  $U_e$  30 м/с. ( $h^+ \approx 2800$ ). Здесь индекс 0.5 означает условия на расстоянии 0.5  $h$  от ЩЗ (т.е. очень близко к задней кромке устройства).

Данные показывают, что для конфигураций ЩЗ с далеко разнесенными вихрями (отсоединенные клинья) интенсивность падает гораздо медленнее чем для конфигураций с плотно расположенными вихрями, сходящимися (плуг, присоединенные клинья) - взаимное влияние между этими двумя вихрями приводит к быстрому падению интенсивности вихря. Это – важный результат, что показывает потенциальную выгоду наличия пространства между вихрями [51].

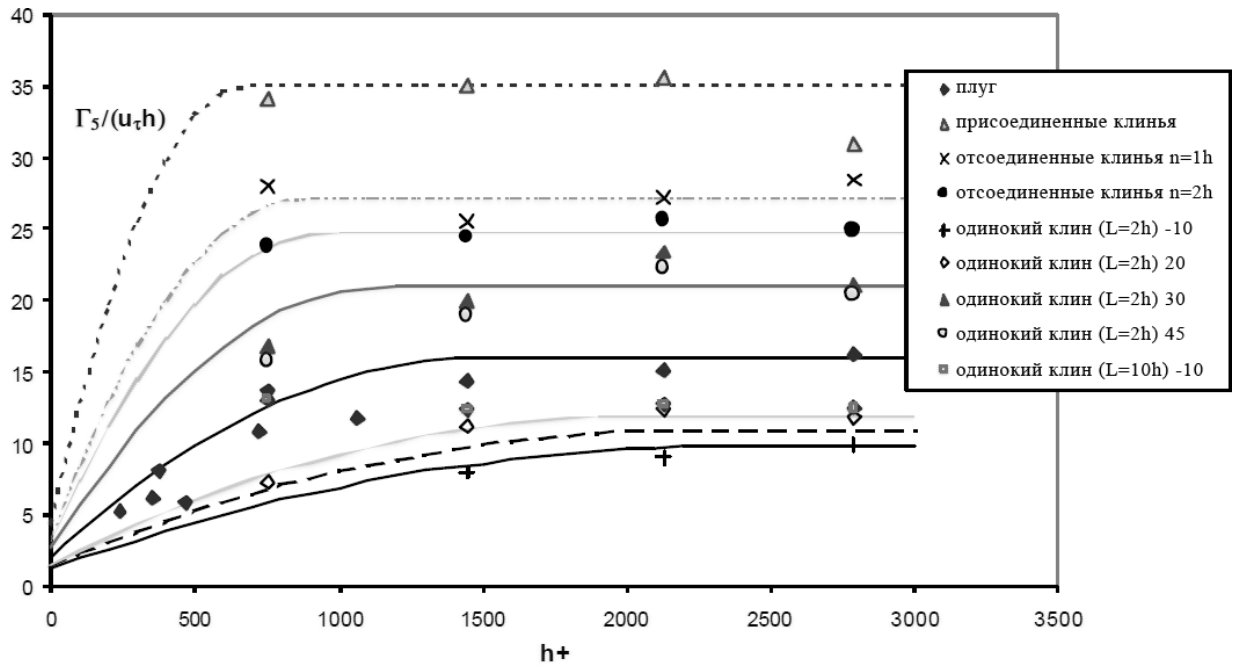


Рис. 1.14. Зависимость безразмерной циркуляции от безразмерной высоты ЦЗ, нулевой градиент давления [51].

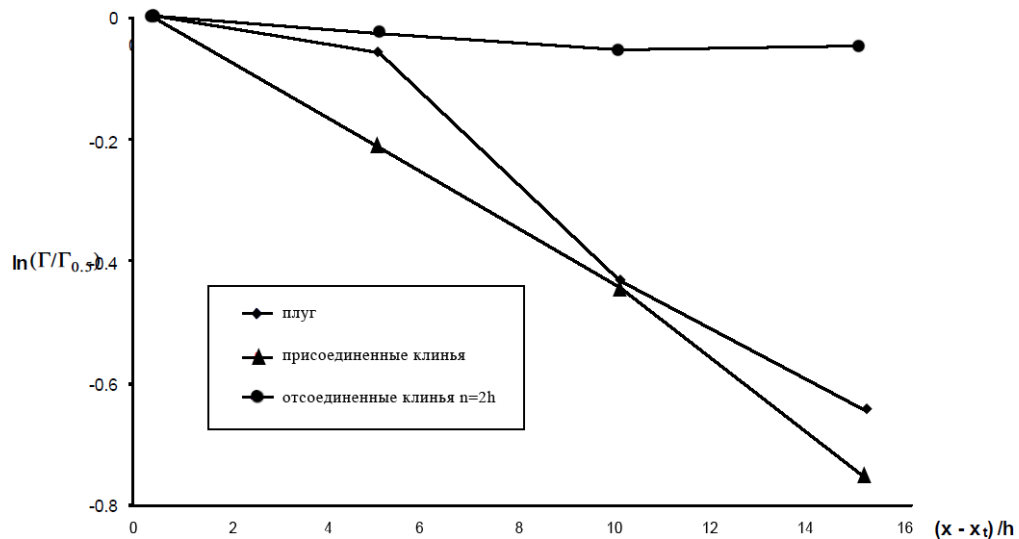


Рис. 1.15. Распад вихрей разных ЦЗ, нулевой градиент давления,  $h=30$  мм,  $U_e=30$  м/с [51].

Значительным недостатком щелевых закрылков, что ограничивает их применение, является дополнительное сопротивление на режимах, для которых они не были разработаны непосредственно, например для крейсерского режима полета. Одним из вариантов решения этой проблемы является использование активных вихревых генераторов, которые могут быть активированы только при необходимости, а в других случаях остаются неактивными и не создают дополнительного сопротивления [52, 53]. Однако активные схемы щелевых закрылков увеличивают сложность конструкции,

массу и вероятность отказы [54]. Другим вариантом решения задачи уменьшения дополнительного сопротивления является создание вихрогенераторов, имеющих максимальное сопротивление. В этом плане интересны ЩЗ в виде бугорков на передней кромке крыла, так называемые "протуберанцы", которые исследовались в работах [54, 55, 56]. Такие ЩЗ могут быть достаточно перспективными, поскольку создают малое дополнительное сопротивление на небольших углах атаки, и достаточно эффективно образуют продольные вихревые структуры, когда выходят на режимы обтекания при колокритических углах атаки. Такие ЩЗ имеют меньшее сопротивление в окрестностях малых углов атаки, чем классические клиновидные ЩЗ, поскольку в независимости от угла атаки крыла, собственный угол атаки клиновидных ЩЗ, а следовательно и циркуляция вихрей, которые они порождают, не меняется. Протуберанцы, напротив, плавно вписаны в обводы крыла, и при малых углах атаки, находясь вблизи зоны торможения потока, обтекаются безотрывно, образуя вихревые структуры значительно менее интенсивные, чем при больших углах атаки, когда, благодаря своим геометрическим особенностям, данные ЩЗ выходят в поток, образуя интенсивные продольные вихри. Так как потери энергии, а следовательно и аэродинамическое сопротивление, зависят от интенсивности образовавшихся вихрей, дополнительное сопротивление создающих клиновидные ЩЗ практически не зависит от угла атаки крыла. В таком случае, на крейсерском режиме полета, когда в ЩЗ нет необходимости, ЛА теряет из-за ЩЗ столько же энергии, как и при полете на больших углах атаки. Протуберанцы же нуждаются в дополнительной мощности только, когда в них есть потребность – на больших углах атаки, и налагают значительно меньший штраф сопротивления в крейсерском режиме.

Первые работы, посвященные объемным генераторам вихрей на передней кромке, появились в исследованиях пловцов горбатых китов, проводивших FE Fish [56] (Рис 1.16). Для обнаружения эффектов от "протуберанцев" в гидротрубе были исследованы крыла с синусоидальной передней кромкой [55]. Крыла были разработаны используя профиль НАСА 634-021, амплитуда выпуклостей колебалась от 2.5% до 12% средней

аэродинамической хорды, расстояние между вершинами равнялось  $10\div 50\%$   $b_a$ , что соответствует морфологии пловцов горбатого кита.

Результаты выявили значительный рост коэффициента подъемной силы на закрытых углах атаки, при незначительном дополнительном сопротивлении, а в некоторых случаях и без такового. При этом амплитуда "протуберанцев" имела большее значение, чем шаг их расположения.



Рис. 1.16. "Протуберанцы" на пловцах горбатого кита [56].

Позже подобные работы провел Miklosovic в аэродинамической трубе [57]. Исследование выявило 6% увеличение максимального коэффициента подъемной силы и 40% увеличение критического угла атаки (Рис 1.17).

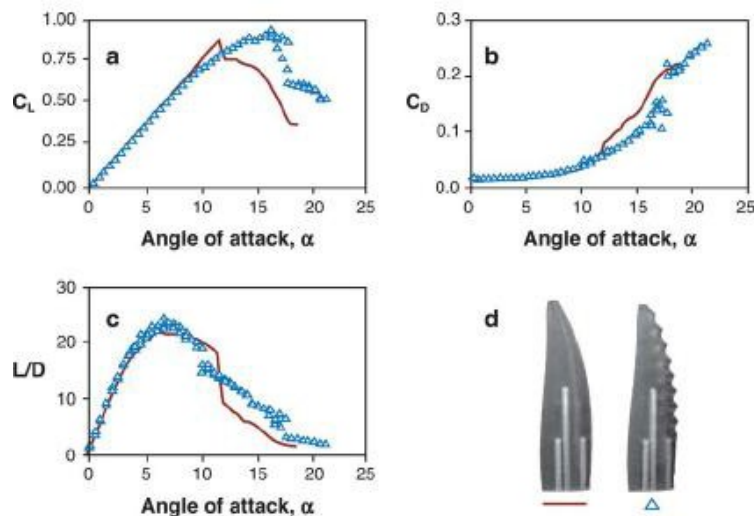


Рис. 1.17. Коэффициенты подъемной силы и сопротивления для пловцов с гладкой передней кромкой и с "протуберанцами" [57].

В работе [55] исследовано поле скоростей вблизи крыла с "протуберанцами" на передней кромке. На Рис 1.18 сравниваются поля скоростей в окрестности двух крыльев (контрольного с гладкой передней кромкой и тестового с синусоидальной передней кромкой) на трех углах атаки.

На углу атаки  $10^0$  поле скоростей качественно похоже в обоих случаях: максимальная скорость достигает 2.3 м/с в первой трети хорды и падает до 1.5 м/с на задней кромке, присутствуют небольшие флуктуации вдоль размаха. Отличие – небольшие зоны низкой скорости (1.2 м/с) ниже по потоку за впадинами между "протуберанцами" и большая зона больших скоростей на тестовом крыле, которая смещена ближе к передней кромке.

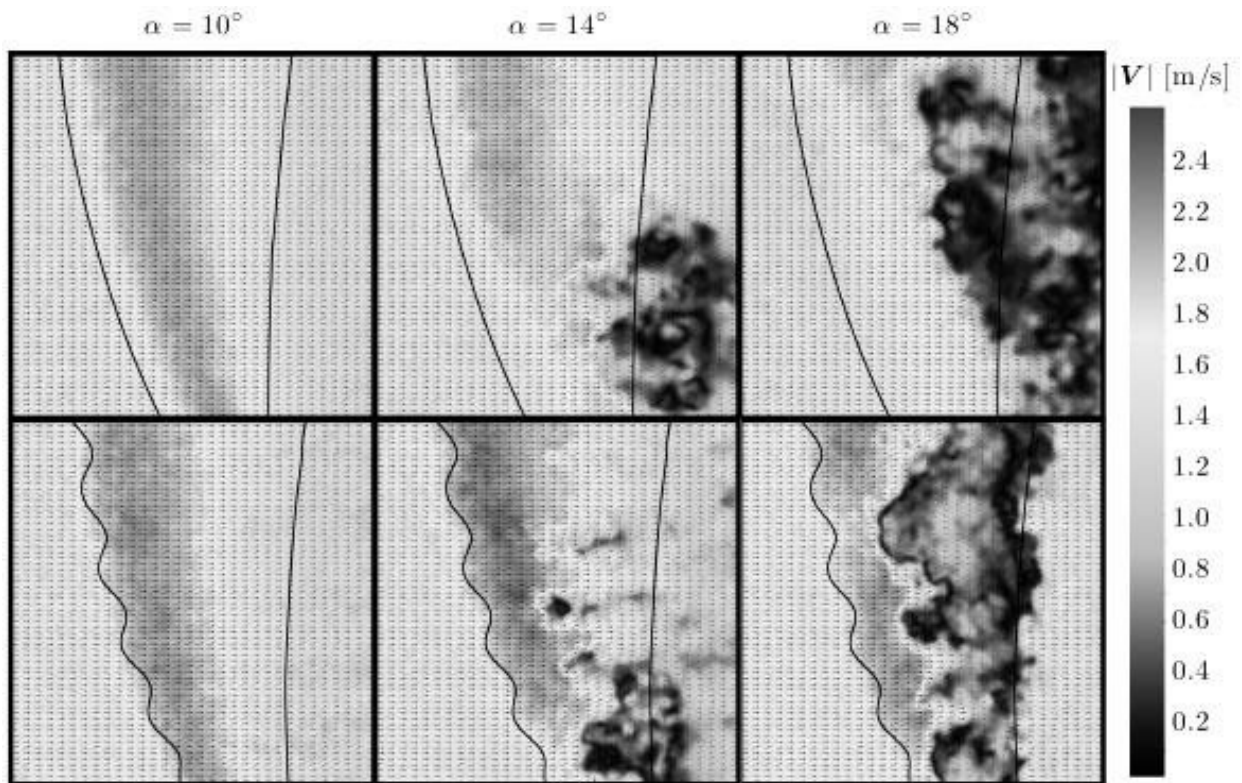


Рис. 1.18. Сравнение полей скорости в окрестности двух крыльев: "контрольного" с гладкой передней кромкой и "тестового" с синусоидальной передней кромкой, на трех углах атаки [55].

Увеличение угла атаки до  $14^0$  приводит к заметным изменениям в поле тока. На концевой части контрольного крыла вблизи задней кромки образовалась большая турбулентная область низких скоростей, что указывает на отрыв потока. На тестовом крыле поток значительно отличается. За впадинами образовалась область низкой скорости, присутствующая даже в корневой части крыла. Эти низкоскоростные зоны разделены промежутками очень больших ( $>2.4$  м/с) скоростей. На  $\alpha=18^0$  оба крыла находятся вблизи максимальной подъемной силы. Почти вся задняя половина контрольного

крыла находится в зоне турбулентного отрыва потока. Тестовое крыло напротив, все еще показывает организованный поток в зонах низкой скорости. Эти зоны выросли и слились, образовав почти полный отрывной регион на задней половине крыла. Однако напротив каждой впадины между "протуберанцами" находится длинная зона больших скоростей не оторвавшегося потока, что продолжает образовывать значительную подъемную силу.

Разница между потоком вокруг тестового и контрольного крыла, становится более явной анализируя ротор поля скоростей [55]:

$$\omega_z = \partial v / \partial x - \partial u / \partial y.$$

Мгновенные нормальные поверхности скорости на контрольном крыле показывают случайные флуктуации в потоке на всех углах атаки (Рис. 1.19). Эти флуктуации возрастают когда поток отрывается и турбулизуется, но анализ 40 мгновенных полей не выявил какой-либо организованной структуры.

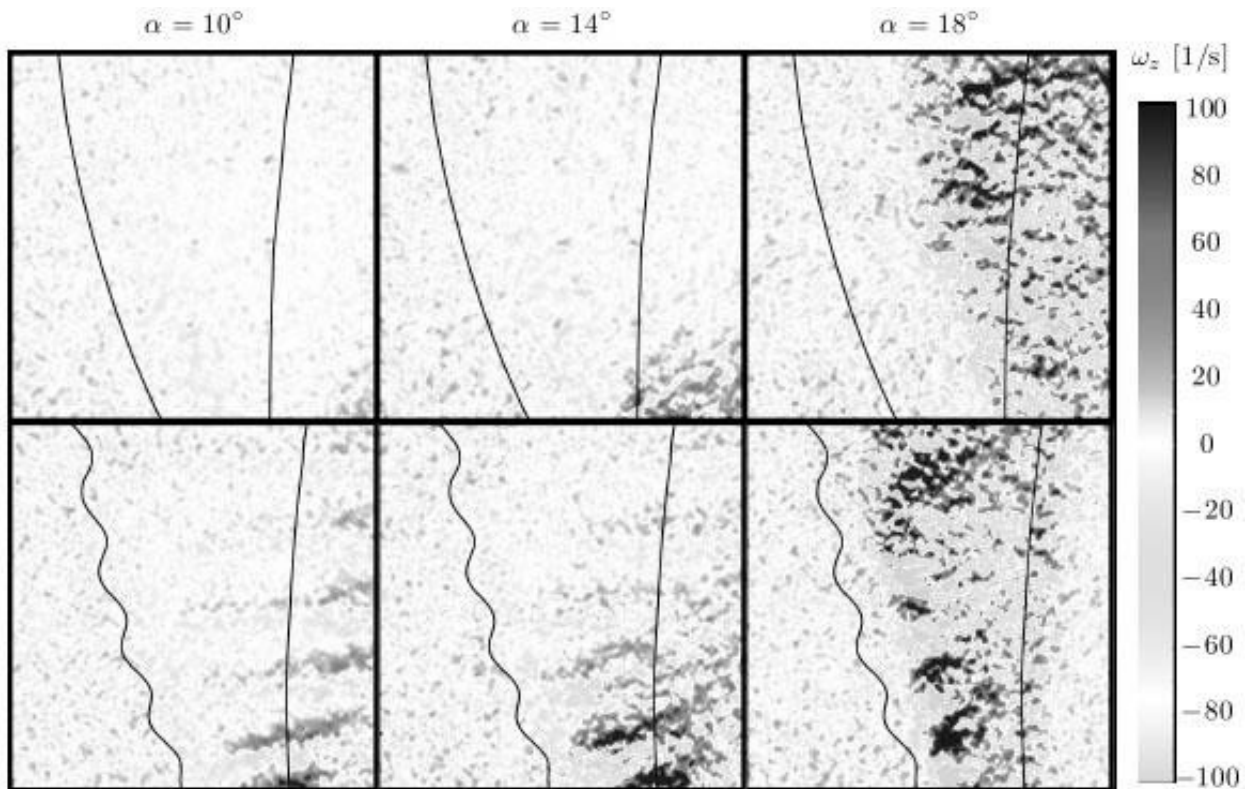


Рис. 1.19. Сравнение ротора поля скорости в окрестности двух крыльев: "контрольного" с гладкой передней кромкой и "тестового" с синусоидальной передней кромкой, на трех углах атаки [55].



Поток над тестовым крылом, показывающим большую степень организации. Уже на  $\alpha=10^0$  появляются продольные вихревые структуры. За каждым протуберанцем образуется пара противоположно направленных вихрей. На Рис 1.20 показано развитие этих вихревых структур при увеличении угла атаки с  $\alpha=10^0$  до  $\alpha=20^0$ . С ростом угла атаки их интенсивность увеличивается. Они существуют даже на  $\alpha=20^0$  в зоне развитого отрыва. Следует отметить, что на конечной части крыла интенсивность вихрей больше, чем на корневой части.

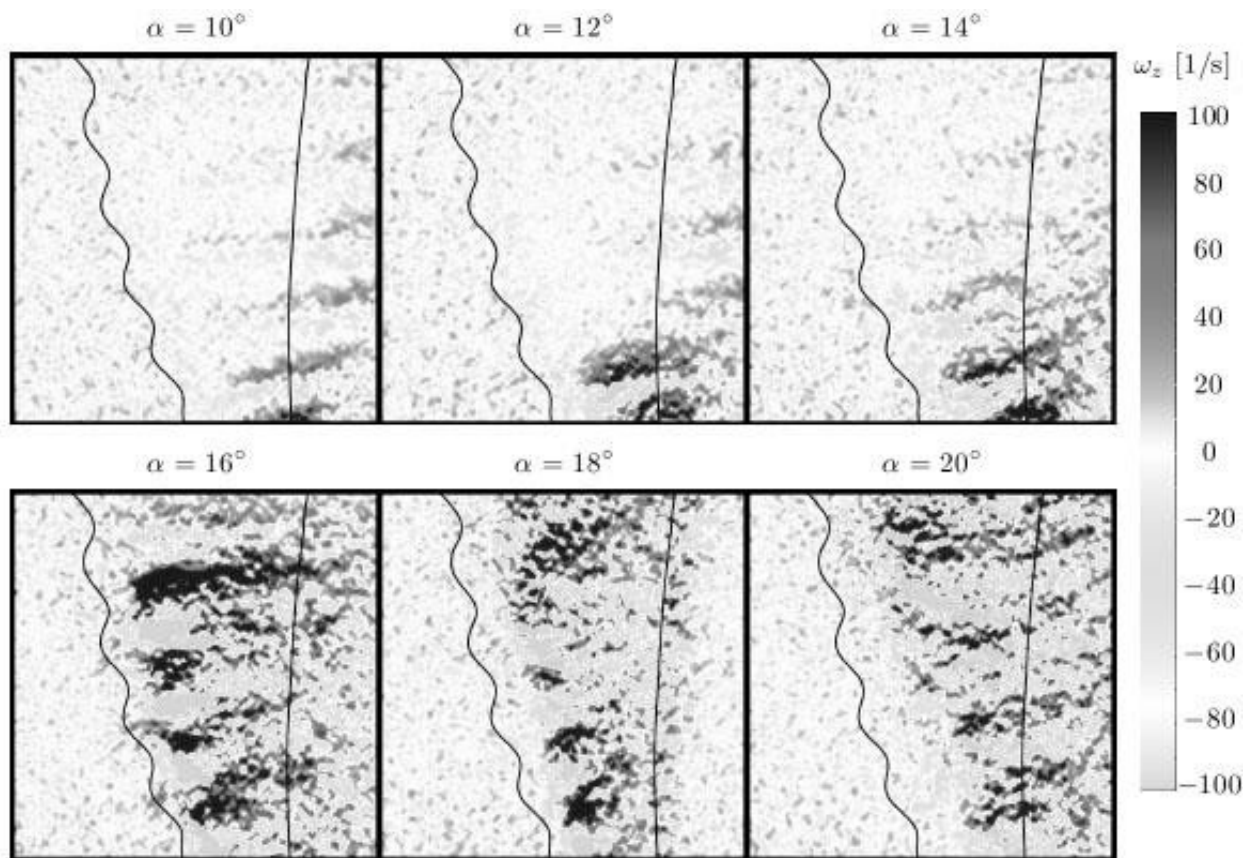


Рис. 1.20. Развитие вихревых структур при увеличении угла атаки с  $\alpha=10^0$  до  $\alpha=20^0$  над тестовым крылом с синусоидальной передней кромкой [55].

Подобные генераторы вихрей, но в варианте адаптированном к применению на летательных аппаратах, исследовались на кафедре Космической Инженерии НН ИАТ. Различные модели крыльев и ЛА с установленными объемными генераторами вихрей на передней кромке исследовались в аэродинамическом трубе. В работах делаются следующие выводы. Вихрогенератор в виде наплыва образует на поверхности крыла пару



больших продольных вихрей, которые более устойчивы к отрыву от верхней поверхности крыла при выходе на большие углы атаки по сравнению с безвихревым неорганизованным внешним воздушным потоком. В условиях отрыва происходит взаимодействие больших продольных вихрей от вихрогенераторов с поперечными вихрями, образующимися в местах отрыва на поверхности крыла. Продольные вихри таким образом упорядочивают поперечную вихревую структуру, которая приобретает более устойчивый характер и не приводит к внезапному и неуправляемому изменению режима обтекания в зонах отрыва потока на больших углах атаки [64].

#### **1.4. Постановка решения научной задачи**

Во время нестационарного движения происходит переорганизация обтекания на крыле, изменяется циркуляция скорости вокруг крыла и, как следствие, образуется вихревая структура. Образовавшиеся вихри, в свою очередь, индуцируют скосы потока на крыле. Происходит перераспределение аэродинамических сил. В результате аэродинамические коэффициенты, при нестационарном обтекании, могут сильно отличаться от квазистационарных условий.

Глядя на сложный характер взаимовлияния вихревых структур по ЦЗ и образованных вследствие нестационарного обтекаемости, для подробного изучения процессов, развивающихся при постоянном обтекании крыла с щелевыми закрылками, недостаточно определить только интегральные аэродинамические характеристики. Необходимо измерить в процессе эксперимента мгновенное распределение давления по поверхности исследуемой модели. Учитывая возможности экспериментальной базы и задачи исследования, наиболее рациональным является использование метода вынужденных угловых колебаний дренированной модели. Вместе с использованием кремниевых микродатчиков давления это позволило получить наиболее полные экспериментальные данные нестационарных аэродинамических характеристик крыла с щелевыми закрылками.

Цель работы заключается в повышении достоверности расчета аэродинамических характеристик крыла с установленными щелевыми закрылками за счет учета нестационарных аэродинамических эффектов. На данный момент не разработан достоверных теоретических методов расчета нестационарных аэродинамических характеристик крыла с учетом эффектов связанных с продольной вихревой структурой, образуемой щелевыми закрылками. Для достижения поставленных целей необходимо решить научную задачу определения зависимостей аэродинамических характеристик крыла с щелевыми закрылками от параметров нестационарного обтекания.

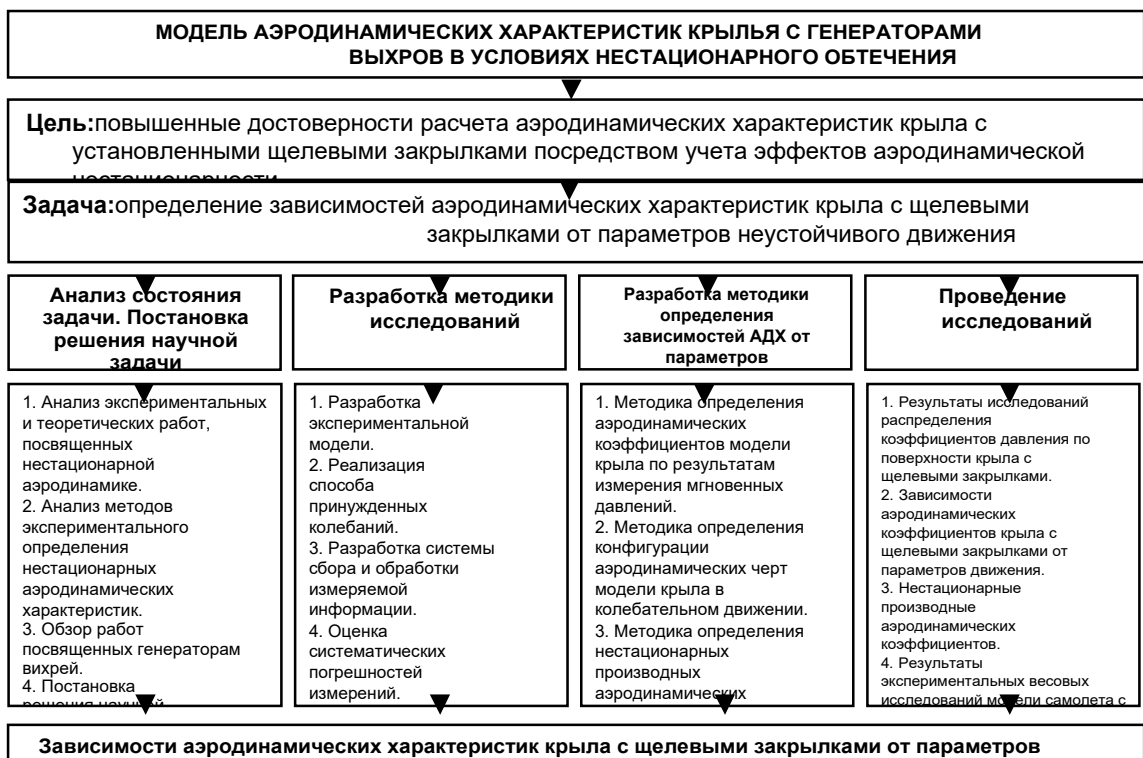


Рис. 1.21. Структурная схема диссертационного исследования.

Для решения научной задачи необходимо решить следующие задачи:

- Разработать методику исследований аэродинамических характеристик крыла с щелевыми закрылками в условиях нестационарного обтекания.
- Разработать методику определение нестационарных производных аэродинамических коэффициентов по данным эксперимента.

– Провести экспериментальные исследования и определить зависимости аэродинамических характеристик крыла с щелевыми закрылками от параметров нестационарного обтекания.

### **Выводы по разделу 1**

1. Учет нестационарности в математических моделях аэродинамических характеристик актуальна с точки зрения повышения эффективности систем управления, усовершенствования расчета нагрузок на конструкцию ЛА, повышения достоверности решения прямых и обратных задач динамики полета.

2. На данный момент не разработаны достоверные теоретические методы расчета нестационарных аэродинамических характеристик крыла с учетом эффектов связанных с продольной вихревой структурой, образующейся щелевыми закрылками.

3. Повышение достоверности расчета аэродинамических характеристик крыла с установленными щелевыми закрылками возможно за счет учета нестационарных аэродинамических эффектов, что соответствует цели данного исследования.

4. Для достижения поставленной цели необходимо решить научную задачу определения зависимостей аэродинамических характеристик крыла с щелевыми закрылками от параметров нестационарного обтекания

5. Для решения научной задачи необходимо решить следующие задачи:

– Разработать методику исследований аэродинамических характеристик крыла с щелевыми закрылками в условиях нестационарного обтекания.

– Разработать методику определения нестационарных производных аэродинамических коэффициентов по данным эксперимента.

– Провести экспериментальные исследования и определить зависимости аэродинамических характеристик крыла с щелевыми закрылками от параметров нестационарного обтекания.

6. Глядя на сложный характер взаимовлияния вихревых структур по генераторам вихрей и образованных вследствие нестационарного обтекания, для подробного изучения процессов, развивающихся при постоянном обтекании крыла с щелевыми закрылками, недостаточно определить только интегральные аэродинамические характеристики. Необходимо измерить, в процессе эксперимента, также распределение мгновенных давлений по исследуемой поверхности модели. Это возможно используя датчики давления на основе кремниевых диафрагм.

7. Учитывая возможности экспериментальной базы и задачи исследования наиболее рациональным является использование метода вынужденных угловых колебаний модели половины крыла с отклоненным закрылком. Вместе с использованием датчиков давления для измерения распределения мгновенных давлений по модели это позволит получить наиболее полные экспериментальные данные нестационарных аэродинамических характеристик крыла с щелевыми закрылками.

## РАЗДЕЛ 2

### ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ НЕСТАЦИОНАРНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРЫЛА С ЩЕЛЕВЫМИ ЗАКРЫЛКАМИ

Раздел посвящен разработке методики экспериментальных исследований нестационарных аэродинамических характеристик крыла на базе метода вынужденных гармонических колебаний модели крыла. Приведено описание элементов экспериментальной установки: дренированной модели отсека крыла с установленными внутри пьезометрическими датчиками давления, установки вынужденных колебаний, системы сбора и обработки измеряемой информации. Разработана методика калибровки каналов давления и методики измерения нестационарного давления на профиле модели крыла в динамическом и статическом режиме. Оценены систематические погрешности определения коэффициентов давления. Приведена программа экспериментальных исследований.

#### 2.1. Описание экспериментальной модели

С целью обнаружения влияния щелевых закрылков на аэродинамические характеристики крыла, в аэродинамической трубе проведены дренажные испытания модели отсека крыла (МОК) с профилем P-301 с относительной толщиной  $\bar{c} = 14\%$ . Площадь крыла составляет  $S = 0,5656 \text{ м}^2$ , угол стреловидности равен нулю. Отсек крыла состоит из основной части элерона ( $l_e = 0,795 \text{ м}$ ,  $b_e = 0,1655 \text{ м}$ ,  $S_e = 0,132 \text{ м}^2$ ) и конечности (рис. 2.1-2.3). Конструкция основного отсека крыла состоит из трубы-лонжерона (который воспринимает основные нагрузки изгиба-кручения), лонжерона в виде z-образного профиля, четырех полных нервюр, двух боковых приборных отсеков размахом  $l = 0,35 \text{ м}$  каждый (на которые крепится клее-винтовым соединением несъемная обшивка из углепластика), центрального приборного отсека размахом  $l = 0,1 \text{ м}$ . С целью расположения 40 датчиков давления приборный отсек выполнен безнервюрным. Крепление обшивки основного

отсека крыла за соседние неприборные отсеки модели осуществляется с помощью потайных болтов и Г-образных кронштейнов с резьбовыми отверстиями (при этом Г-образные кронштейны в местах рассечения обшивки прогибаются в районах болтового крепежа с неприборными отсеками и, отходя под действием нагрузок от плоскости нервюр неприборных отсеков, обеспечивают неразрушающую деформацию элементов отсека крыла.).

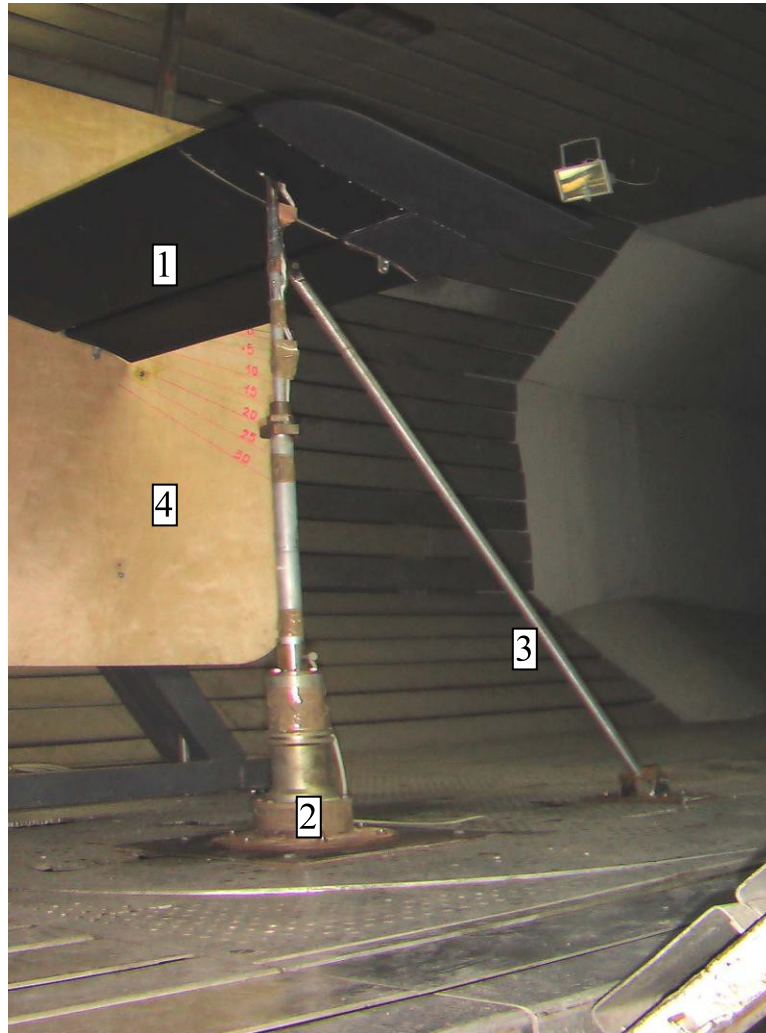


Рис. 2.1. Размещение модели отсека крыла на установке вынужденных колебаний в рабочей части АДТ: 1 – МОК; 2 – поддерживающая опора; 3 – подкос; 4 – боковой экран

Крепление же обшивки элерона (внутри которого расположены пять нервюр и один лонжерон) осуществляется с помощью винтов с потайными головками к нервюрам. На торцах модели расположены пластины, жестко крепящиеся к концевым нервюрам основного отсека и концевым нервюрам закрылка. Торцевые пластины обеспечивают крепление и перестановку механизации. К торцевым пластинам крепятся полуоси на расстоянии 0,25

или 0,40 длины хорды, обеспечивающие колебательное движение модели в опорах. С другой стороны полуоси крепятся к подшипникам установки колебательного движения, а один из подшипников (размещается справа по потоку) соединяется с коромыслом, то – с шатуном который, в свою очередь, соединяется с маховиком привода.

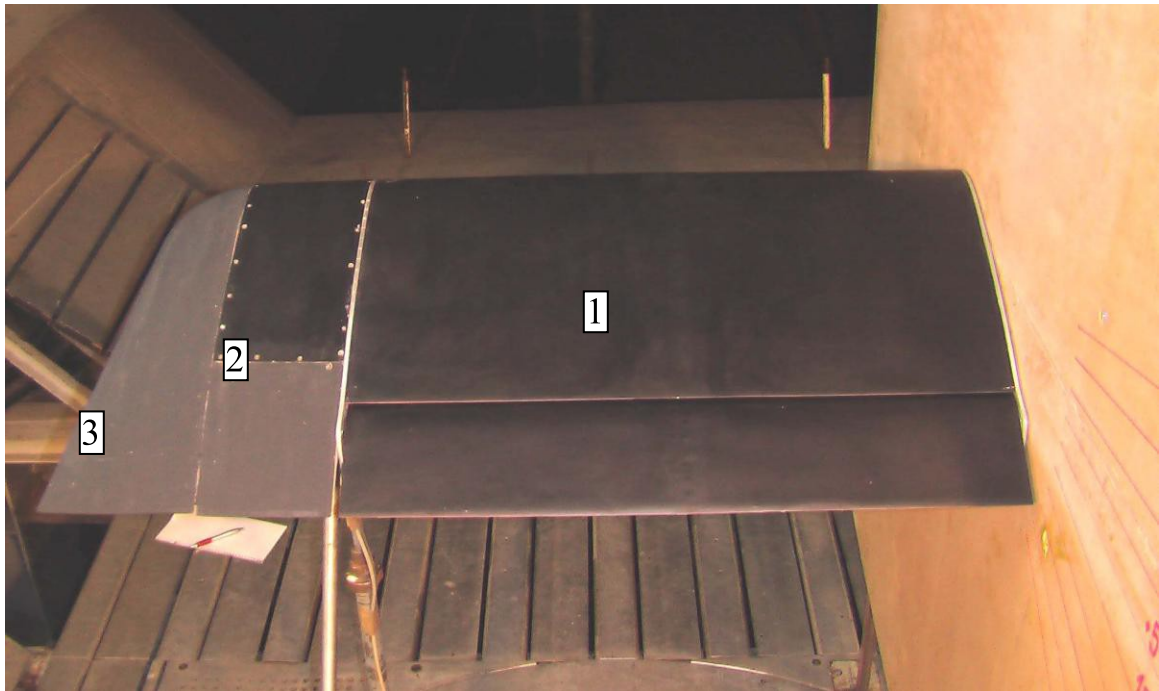


Рис. 2.2. Модель отсека крыла: 1- основная часть; 2- дополнительная часть; 3- концовка.

Для анализа нестационарного течения воздуха на профиле крыла, а именно для измерения распределения давления в центральной части расположен отсек шириной 100 мм с дренажными отверстиями и датчиками давления. Всего в центральном отсеке было установлено 56 датчиков давления MPXV5004G производства фирмы Freescale Semiconductor (США), направленных вдоль воздушного потока (40 датчиков внутри основного отсека крыла – группами по 8, 16 и 16 штук и 16 внутри элерона). Доступ к 40 датчикам основного отсека возможен с помощью съемной крышки, расположенной в нижней части крыла (рис. 2.4). 16 датчиков внутри элерона не имеют доступа, из-за технологической сложности исполнения.



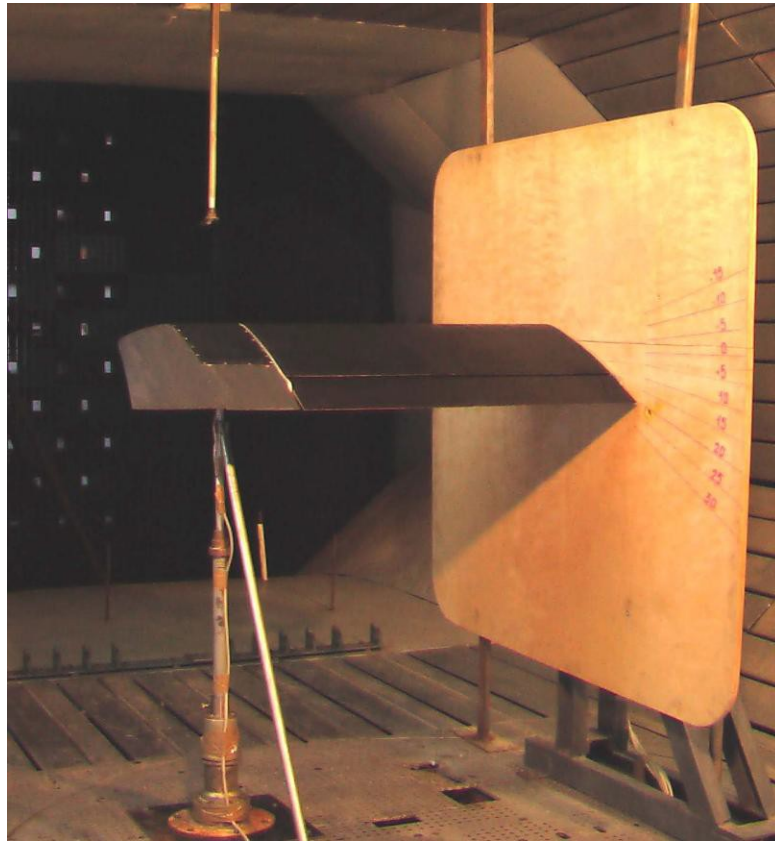


Рис. 2.3. Общий вид модели МОК в рабочей части АДТ во время эксперимента

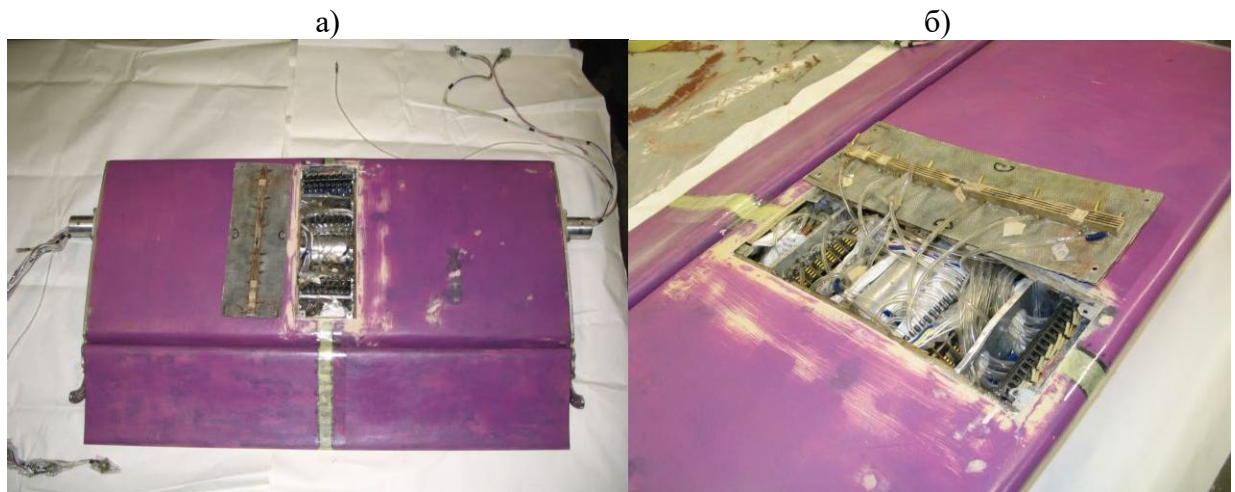


Рис. 2.4. Модель в плане (а) и центральный отсек с датчиками (б).

Входные отверстия на поверхности крыла имеют диаметр 0,5 мм и просверлены в латунных и медных трубках, которые подведены к поверхности (но не выступают над ней) и расположены поперек потока на специальных нервюрах. С одной стороны металлические трубки загерметизированы, а с другой соединяются с входными отверстиями соответствующих датчиков полихлорвиниловыми трубками диаметром 3 мм с длиной, не превышающей 143 мм. Компоновка датчиков предполагает



установку семи линеек по восемь датчиков. Так как в каждом датчике есть два отверстия, то одно соединяется с соответствующим отверстием на крыле, а в другое подается опорное давление. Для подвода опорного давления было создано восемь гребенок на каждую линейку датчиков. В свою очередь эти гребенки соединялись таким оптимальным образом, чтобы обеспечить минимальное количество выходных трубочек для опорного давления (одна трубочка для опорного давления выведена для основного отсека и две – для элерона). Относительные координаты  $\bar{x}$  и  $\bar{y}$  (относительно хорды  $b=0,51\text{м}$ ) входных отверстий на поверхности крыла приведены в таблице 2.1 (каждая ячейка содержит номер точки на поверхности и координаты  $\bar{x}$  и  $\bar{y}$ ). Расположение дренажных отверстий на поверхности крыла показано на рис. 2.5.

Таблица 2.1

## Относительные координаты дренажных отверстий МОК

|                            |                            |                            |                            |                            |                            |                            |                            |
|----------------------------|----------------------------|----------------------------|----------------------------|----------------------------|----------------------------|----------------------------|----------------------------|
| 0<br>(0,7122;<br>-0,0108)  | 1<br>(0,9235;<br>0,0265)   | 2<br>(0,7588;<br>0,0549)   | 3<br>(0,9461;<br>0,0059)   | 4<br>(0,8255;<br>0,0471)   | 5<br>(0,6853;<br>-0,0078)  | 6<br>(0,8931;<br>0,0324)   | 7<br>(0,6824;<br>0,0235)   |
| 8<br>(0,7441;<br>0,0529)   | 9<br>(0,9569;<br>0,0176)   | 10<br>(0,8824;<br>0,0069)  | 11<br>(0,6755;<br>0,0088)  | 12<br>(0,7951;<br>0,0529)  | 13<br>(0,6980;<br>0,0402)  | 14<br>(0,7490;<br>-0,0078) | 15<br>(0,8176; 0)          |
| 16<br>(0,0382;<br>-0,0255) | 17<br>(0,0922;<br>-0,0314) | 18<br>(0,1588;<br>-0,0343) | 19<br>(0,1951;<br>-0,0349) | 20<br>(0,2255;<br>-0,0359) | 21<br>(0,2588;<br>-0,0367) | 22<br>(0,3265;<br>-0,0373) | 23<br>(0,3578;<br>-0,0373) |
| 24<br>(0,3569;<br>0,100)   | 25<br>(0,2882;<br>0,1022)  | 26<br>(0,2216;<br>0,1025)  | 27<br>(0,0824;<br>0,0863)  | 28<br>(0,1549;<br>0,1000)  | 29<br>(0,2549;<br>0,1029)  | 30<br>(0,1892;<br>0,1020)  | 31<br>(0,1186;<br>0,0951)  |
| 32<br>(0,4559;<br>0,0960)  | 33<br>(0,5206;<br>0,0911)  | 34<br>(0,6206;<br>-0,0216) | 35<br>(0,6549;<br>0,0755)  | 36<br>(0,6745;<br>0,0333)  | 37<br>(0,6461;<br>-0,0147) | 38<br>(0,6873;<br>0,0716)  | 39<br>(0,5853;<br>0,0843)  |
| 40<br>(0,3912;<br>0,0990)  | 41<br>(0,4225;<br>-0,0373) | 42<br>(0,4559;<br>-0,0363) | 43<br>(0,5186;<br>-0,0324) | 44<br>(0,5529;<br>-0,0294) | 45<br>(0,4255;<br>0,0980)  | 46<br>(0,4912;<br>0,0935)  | 47<br>(0,3235;<br>0,1010)  |
| 48<br>(0,0294;<br>-0,0235) | 49<br>(0 ; 0)              | 50<br>(0,0108;<br>0,0373)  | 51<br>(0,0353;<br>0,0627)  | 52<br>(0,0500;<br>0,0726)  | 53<br>(0,0216;<br>0,0510)  | 54<br>(0,0033;<br>0,0206)  | 55<br>(0,0147;<br>-0,0176) |

Примечание:

- относительные координаты задней крайней точки основного отсека (КТ1): (0,7490; 0,0588);
- относительные координаты задней крайней точки всего отсека (КТ2): (1; 0,0029);
- координаты центра оси вращения модели (ВО1): (0,2520; 0);
- координаты центра оси вращения элерона (ВО2): (0,7265; -0,0353).

Щелевые закрылки выполнены в виде наплыва на передней кромке крыла. Образовательные поверхности щелевых закрылков имеют тот же профиль, что и на самом крыле. Данные щелевые закрылки не имеют острых кромок, на которых образуется срыв потока, а образование вихря происходит в угловой области благодаря интерференции объемного наплыва и крыла. На Рис. 2.6 представлен внешний вид модели крыла с установленными щелевыми закрылками.

С целью обнаружения распределения давления по ширине щели, дренажные испытания модели МОК в конфигурации с установленными щелевыми закрылками проводились по двум сечениям (рис. 2.7).

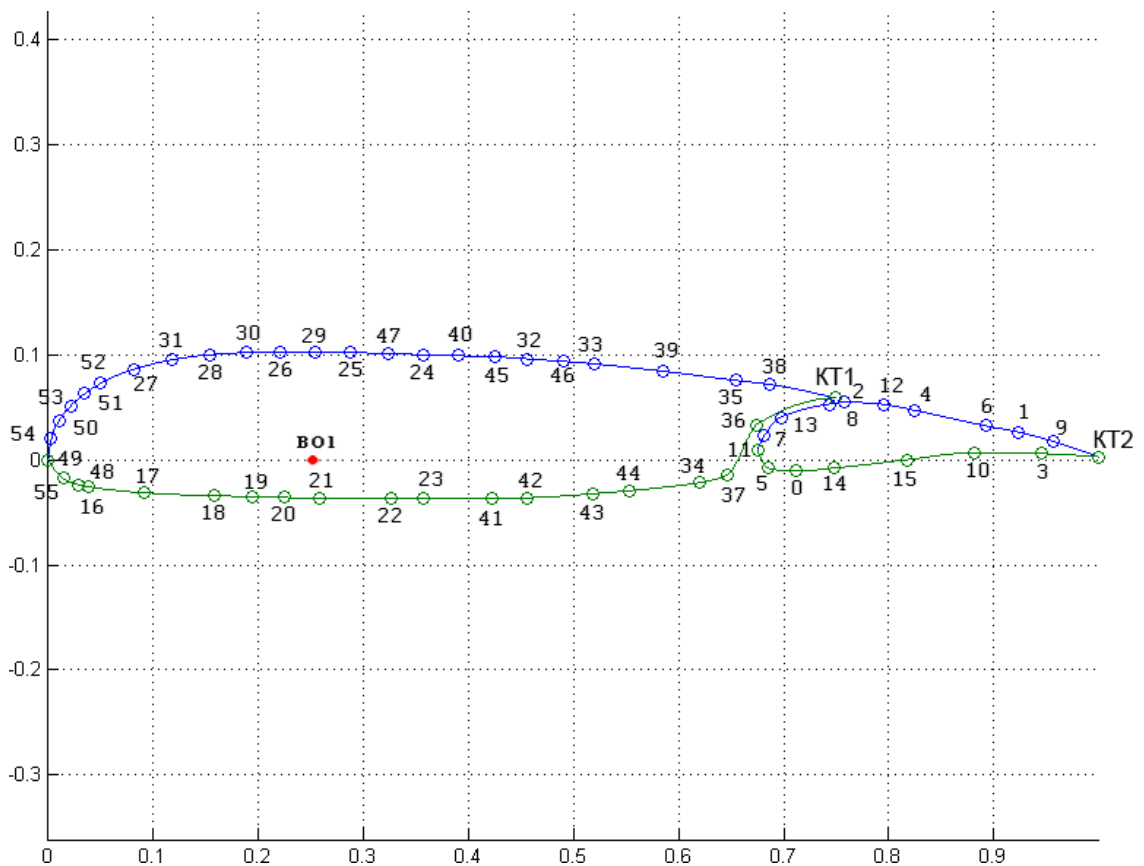


Рис. 2.5. Расположение дренажных отверстий отсека крыла.



Рис. 2.6. Общий вид модели МОК с установленными щелевыми закрывками.

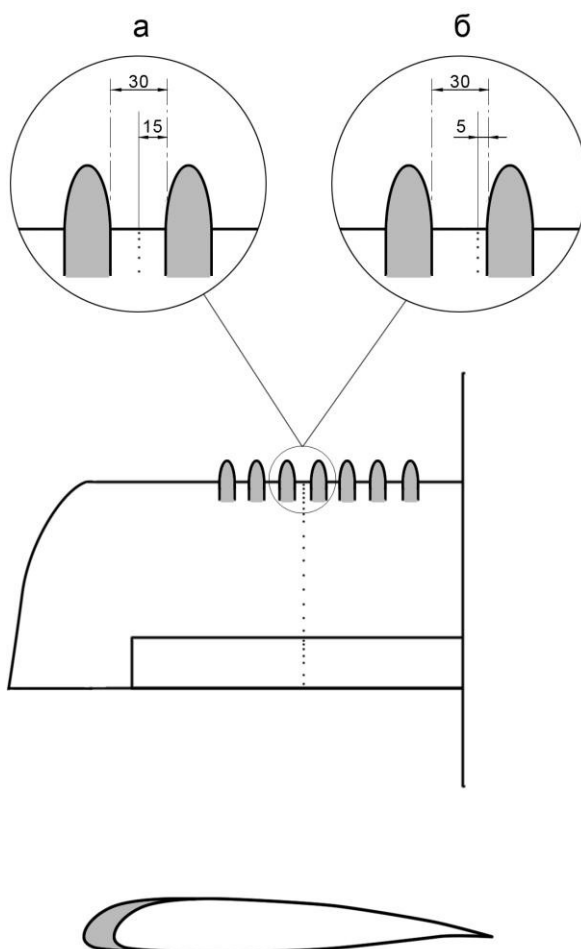


Рис. 2.7. Схема расположения дренажных отверстий:  
а – центральное, сечение; б – боковое сечение.

## 2.2. Описание метода вынужденных колебаний

Для проведения испытаний модели отсека крыла в динамическом режиме, с целью обнаружения влияния щелевых закрылков на нестационарные аэродинамические характеристики крыла была создана экспериментальная установка вынужденных колебаний ОП-2.

Экспериментальная установка состоит из привода колебательного движения и двух опор. В целях увеличения эффективного удлинения МОК вблизи правого торца МОК на расстоянии 5 мм установлена вертикальная неподвижная шайба (экран). Согласно методике [65] размер экрана обеспечивает  $\lambda_{эф.} = 3,62$  (рис. 2.3) Шайба жестко крепится к конструкции рабочей части аэротрубы, но имеет возможность регулировки расстояния до торцов модели.

Привод включает у себя электродвигатель (рис. 2.8, 2.9) с маховиком и эксцентриком и шатунно-коромысловый механизм превращения вращательного движения маховика в колебательное движение коромысла, к которому жестко закреплена исследуемая модель. Электродвигатель оборудован электронной системой управления оборотами и системой измерения частоты вращения маховика. При вращении маховика модель колеблется с постоянной амплитудой  $\pm\Delta\alpha$ , которая определяется соотношением эксцентриситета привода и длины коромысла. Частота колебательного движения модели  $f$  определяется частотой вращения маховика, которая вычисляется по измеренному времени одного оборота. Для этого на оси привода установлен инкрементный энкодер типа E40S8-100-3-1 фирмы Аутоникс (Autonics), генерирующий 100 прямоугольных импульсов на один оборот (так называемая фаза A), а также один синхроимпульс на каждый оборот (фаза Z).

Для изменения положение модели по углу атаки при статических вместо электродвигателя с маховиком устанавливалась направляющая с передвигающимся по ней ползуном. Шатун привода модели шарнирно соединен с проушиной на ползуне. На боковой поверхности направляющей имеется линейка с делениями в миллиметрах для определения положения

ползуна. Соответствие положения ползуна в миллиметрах и углового положения МОК определялось калибровкой перед проведением эксперимента. Вид описанного приспособления показан на рисунке 2.10.

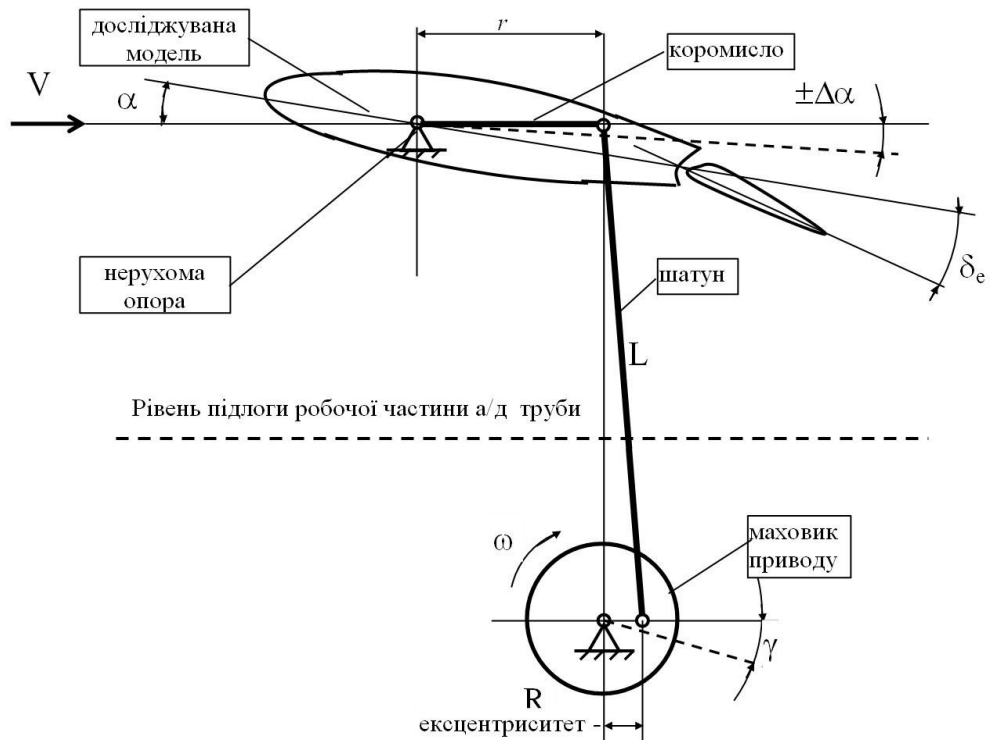


Рис. 2.8. Кинематическая схема установки колебательного движения ОП-2.

Зависимость угла поворота  $\gamma$  маховик от угла поворота  $\alpha$  скалки с моделью определяется известными соотношениями для шарнирного механизма [66]

$$\sin \alpha = \lambda \left\{ \sin \gamma - \frac{1}{\lambda_1} (1 - \sqrt{1 - \lambda_1^2 \sin^2 \gamma}) \right\} = \lambda \left[ \sin \gamma + \frac{\lambda_1}{2} \sin 2\gamma \right], \quad (2.1)$$

где  $\lambda_1 = \frac{R}{L}$ ;  $\lambda = \frac{R}{r} \cong \sin \Delta \alpha$ ;

$R = 23,5$  мм – радиус кривошипа;

$r = 519$  мм – длина коромысла;

$L = 1763$  мм – длина тяги (шатуна) установки.

$\Delta \alpha = 2,6^\circ$  – амплитуда колебания модели.

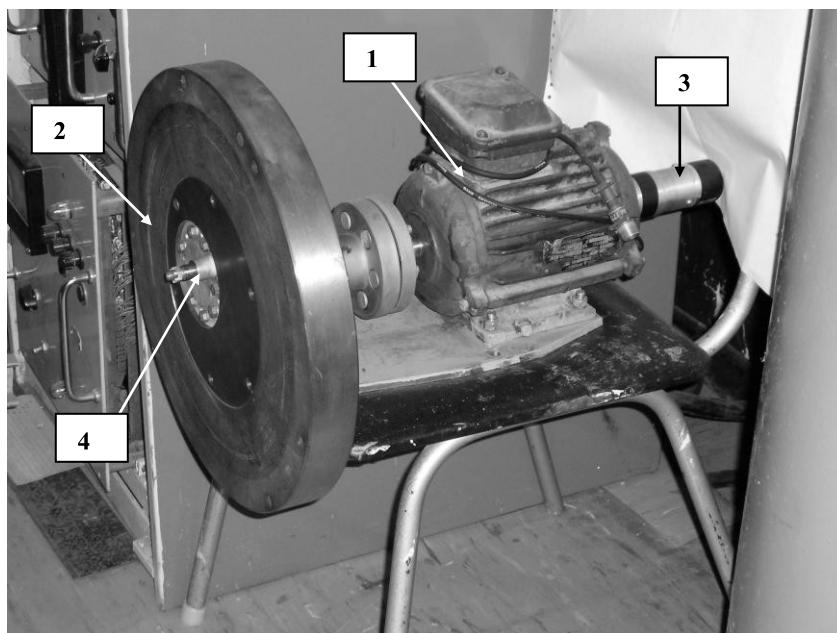


Рис. 2.9. Электропривод: 1 – электродвигатель; 2 – маховик; 3 – энкодер; 4 – эксцентрик.



Рис. 2.10. Узел изменения положения МОК по углу атаки при статических испытаниях.

Для малых амплитуд колебания  $2^{\circ} \div 3^{\circ}$  можно принять, что синус угла равен самому углу, величины  $\lambda_1 = 0,0085 \div 0,0125$ ,  $\lambda = 0,034 \div 0,051$  – малы для конкретной установки. Тогда получим:

$$\sin \alpha \cong \alpha = \lambda \sin \gamma = \Delta \alpha \sin \gamma \quad (2.2)$$

и угловая скорость движения модели будет

$$\omega_1 = \frac{d\theta}{dt} = \omega \Delta\alpha \cos\gamma, \quad (2.3)$$

где  $\omega$  – угловая скорость движения маховика, (рад/с), а  $\gamma=15,5^\circ$ .

### 2.3. Система сбора и обработки измеряемой информации

#### 2.3.1. Состав системы сбора и обработки измеряемой информации

В состав системы сбора и обработки измерительной информации при исследовании нестационарного течения воздуха в профиле крыла в статическом и динамическом режимах входит ПК со встроенной интерфейсной платой многоканального ввода аналоговой информации PCI-1747U фирмы Advantech (США) [67]. Общая структурная схема информационно-измерительной системы исследования аэродинамических потоков на поверхности профиля крыла представлена на рис. 2.11.

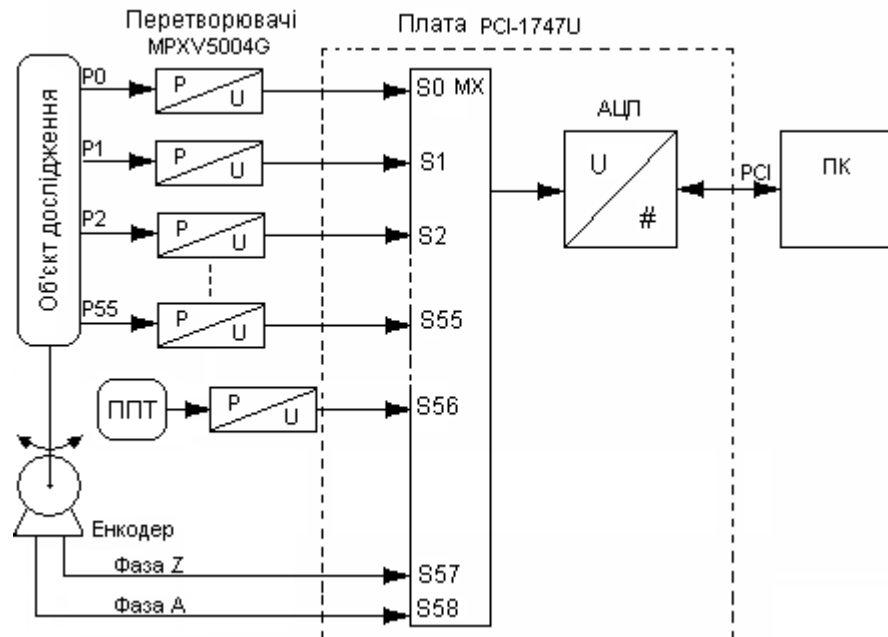


Рис. 2.11. Общая структурная схема информационно-измерительной системы исследования аэродинамических потоков на поверхности профиля крыла.

До интерфейсной платы сбора аналоговой информации PCI-1747U подключаются:

- выходы 56 датчиков давления, установленные на поверхности крыла, для измерения мгновенных значений давления воздуха при исследовании модели;

- выход датчику давления прибора воздушного давления ППТ для измерения скорости воздушного потока;
- сигналы энкодера (фаза А и фаза Z), установленного на оси маховика, с помощью которых устанавливается положение модели в пространстве.

Таким образом, в канал измерения давления входят преобразователь давления типа MPXV5004G фирмы Freescale Semiconductor (США) и многоканальный аналого-цифровой преобразователь интерфейсной платы ввода аналоговой информации, соединенный с шиной PCI ПК. Персональный компьютер выполняет управление процессом аналого-цифрового преобразования сигналов из преобразователей давления  $P_i$ , сбор и вторичную обработку сигналов для их дальнейшего анализа.

При выполнении исследований в динамическом режиме (модель крыла колеблется) для пространственно-временной синхронизации считывания сигналов давления используются сигналы синхронизации, поступающие от энкодера: строб-импульс исходного положения маховика (фаза Z) и импульсы, генерируемые при повороте маховика на 1/100 полного оборота (фаза А) Сигналы синхронизации подаются на входы интерфейсной платы и считываются и анализируются ПК.

Преобразователи давления MPXV5004G фирмы Freescale Semiconductor (США) [68] дифференциального типа имеют два входа: прямой и инверсный, с помощью которых измеряемое давление может подаваться по обе стороны кремневой диафрагмы с терморезистивной чувствительной структурой на ее поверхности. Датчики давления имеют встроенную схему термокомпенсации и калибровки, что обеспечивает коррекцию температурной погрешности нуля и чувствительности датчика, а также элементы лазерной коррекции параметров датчиков на этапе производства. Датчики давления формируют выходное напряжение, пропорциональное разности давлений на прямом  $P_+$  и инверсном входах  $P_-$ .

Датчики давления MPXV5004G обеспечивают следующие характеристики:

- диапазон измеряемых давлений от -100 до 400мм  $H_2O$  (-1÷4кПа);
- чувствительность  $S = 9,8$  мВ/мм  $H_2O$  (1 В/кПа);



- начальный уровень выходного напряжения  $U_0 = 1 \text{ В} \div 1,25 \text{ В}$ ;
- относительная погрешность преобразования не превышает 2,5% (включает нелинейные составляющие, гистерезис температуры и давления, температурную нестабильность постоянной составляющей и чувствительности S);
- частотный диапазон преобразования – до 1000 Гц (на уровне 3дб);
- напряжение питания от 4,75 В до 5,25 В;
- рабочий температурный диапазон от 10 до 60°C.

Анализ характеристики преобразователей давления показали, что для правильного выделения сигнала воздушного давления необходимо выполнить компенсацию начального уровня выходного напряжения индивидуально для каждого из преобразователей, а также уменьшить погрешности нелинейности преобразования и температурной нестабильности. Это достигается калибровкой и полиномиальной аппроксимацией характеристик преобразования датчиков, которое следует выполнять в начале выполнения исследований.

Предварительный анализ распределения воздушного давления по поверхности модели крыла показало, что при проведении исследований уровень давления воздушного потока будет находиться в пределах от -100мм до +250 мм  $\text{H}_2\text{O}$ , а иногда и разово превышать указанные пределы. Тогда уровень рабочих значений выходных напряжений датчиков давления  $U_{\text{вих}} = U_0 + P \cdot S$  будет находиться в пределах  $0 \div 3,75 \text{ В}$ , а случайных пиковых – превышать 5 В. Это приводит к выбору диапазона уровня входных напряжений интерфейсной платы многоканального ввода аналоговой информации на уровне 0-10 В.

В качестве интерфейсной платы многоканального ввода аналоговой информации (учитывая количество измерительных каналов и необходимый уровень напряжений и частотный диапазон измерения) выбрана плата PCI-1747U фирмы Advantech (США) [67], подключаемая к шине PCI ПК. Плата PCI-1747U обеспечивает следующие характеристики:

- максимальное число каналов преобразования –  $N_{Sm} = 64$  с общей землей (простых), или  $N_{dm} = 32$  дифференциальных, возможна комбинация способов включения отдельных каналов;
  - количество разрядов аналого-цифрового преобразования –  $n = 16$ ;
  - номинальное входное напряжение  $\pm 11$  В; максимальный уровень напряжения  $\pm 20$  В;
  - диапазоны измерения униполярных напряжений: 10 В, 5 В, 2,5 В, 1,25 В;
  - диапазоны измерения биполярных напряжений:  $\pm 10$  В,  $\pm 5$  В,  $\pm 2,5$  В,  $\pm 1,25$  В,  $\pm 0,625$  В;
  - программируемый 32 разрядный таймер позволяет аппаратный (независимый от ПК) режим установки частоты дискретизации аналого-цифрового преобразования  $F_{AD}$  от 250 кГц до  $2,328 \cdot 10^3$  Гц;
  - минимальное время одного преобразования  $T_{AD} = 4$  мкс, что соответствует максимальной частоте аналого-цифрового преобразования –  $F_{ADm} = 250\,000$  выб./сек;
  - входное сопротивление –  $R_{in} = 100$  мОм, входная емкость –  $C_{in} = 10$  пФ;
  - полоса пропускания программируемого усилителя: для коэффициента усиления  $K_{п} = 0,5$  ( $\pm 10$ В) – 4 мГц,  $K_{п} = 1$  ( $\pm 5$ В) – 4 мГц,  $K_{п} = 2$  ( $\pm 2,5$ В) – 2 мГц,  $K_{п} = 4$  ( $\pm 1,25$ В) – 1,5 мГц,  $K_{п} = 8$  ( $\pm 0,625$ В) – 0,65 мГц;
  - число преобразований без дополнительного перепрограммирования или перезапуска интерфейсной платы –  $N_{maxAD} = 2^{16} = 65536$ ;
  - уровень нелинейных искажений – 90 дБ;
  - относительная погрешность усилителя – не более 0,03%;
  - погрешность смещения нуля – не больше единицы младшего разряда;
- Предусмотрено программирование порядка сканирования каналов преобразования:

программно задается число каналов и номер исходного канала.

Для обеспечения стабильной работы платы при работе из среды операционной системы Windows и обеспечения непрерывного снятия информации с равномерной дискретизацией в плате предусмотрена буферная

память объемом 1К байт. Это обеспечивает возможность накопления информации в плате и ее бесперебойной передаче в память ПК, используя режим прерывания или канала прямого доступа.

Интерфейсная плата PCI-1747U имеет функции автокалибровки коэффициента усиления и компенсацию смещения нуля, обычно проводимого периодически раз в полгода без дополнительного оборудования, что также уменьшает погрешности преобразования.

В зависимости от числа каналов максимальная частота дискретизации сигналов по каждому каналу будет изменяться. Частота дискретизации в отдельном канале рассчитывается по формуле

$$F_s = F_{AD}/N_s. \quad (2.4)$$

Так, если задействовать все каналы, то максимальная частота дискретизации по одному каналу будет составлять  $F_{sm} = 3,9$  кГц.

Таким образом, для реализации требований проведения исследований плата PCI-1747U должна выполнять преобразование сигналов по 59 каналам в диапазоне измерения униполярных напряжений  $0 \div 5$ В с частотой дискретизации, устанавливаемой исходя из требуемой продолжительности реализации по каждому измерительному каналу.

Работа интерфейсной платы выполняется в среде встроенного пакета графического программирования LabVIEW, разработчиком которой является ведущая в области разработок и внедрения информационно-измерительных систем (ИИС) корпорация National Instruments (США). Преимуществами использования технологий National Instruments является простота программирования, большая библиотека готовых к использованию программных модулей, развитый математический аппарат, что значительно сокращает время программирования, разработки и внедрения новых информационно-измерительных систем, значительно уменьшает материальные затраты. В настоящее время почти все ведущие производители оборудования информационно-измерительных систем разрабатывают драйверы для их использования в среде LabVIEW, которая в свою очередь интегрируется с операционной системой Windows. Не исключением является

и известная в области измерительных устройств для ИИС компания Advantech (США) и плата за ее производство PCI-1747U.

Положение профиля крыла при его движении вокруг статического положение может быть проконтролировано с помощью энкодера (используется Rotary Encoder E40S8-100-3-2 фирмы Autonics), установленного на оси маховика привода.

При вращении маховика энкодер генерирует 100 импульсов на один оборот маховика (импульсные сигналы – фаза А) и имеет формирователь строб-импульса исходного положения маховика (импульсный сигнал – фаза Z). Временные диаграммы сигналов энкодера представлены на рис. 2.12.

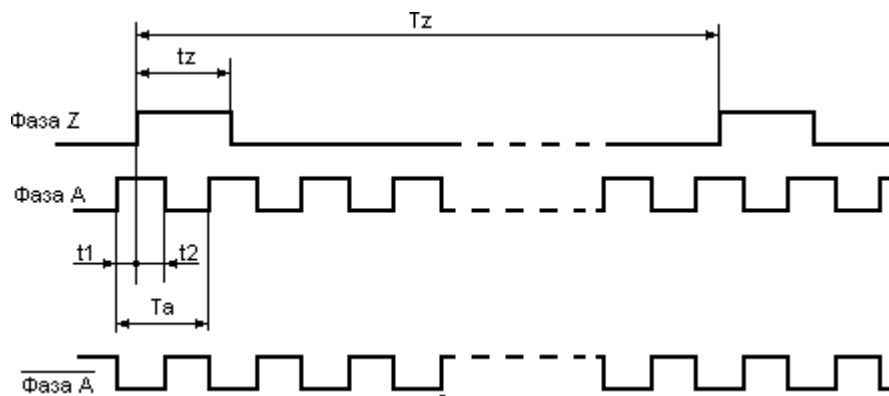


Рис. 2.12. Временные диаграммы сигналов энкодера.

Особенностями сигналов энкодера являются следующие:

- за время одного периода  $T_z$  фазы Z маховик экспериментальной установки совершает один полный оборот ( $360^\circ$ );
- за время одного периода  $T_a$  фазы A маховик экспериментальной установки производит поворот на угол  $3,6^\circ$ ;
- скважность импульсного сигнала фазы A  $Q=2$  (сигнал типа «меандр»);
- длительность строб-импульса  $T_z$  фазы Z равна периоду  $T_a$  сигнала фазы A;
- соотношение длительностей  $t_1$   $t_2$  является следующим:  $t_1:t_2=2:3$ , т.е.  $t_1=0,2T_a$ , а  $t_2=0,3T_a$ ;

– нормированная погрешность появления фронта импульсов относительно геометрически установленной точки на внешнем круге маховика составляет не более  $1/800$  оборота маховика, что может вызвать погрешность установки положения маховика по углу  $\Delta\varphi < 0,450$ .

Таким образом, строб-импульс фазы Z может быть использован для выделения начального (нулевого) импульса фазы A, что соответствует начальной фазе вращения маховика. Так как  $t_2 > t_1$ , то отрицательный фронт импульсов фазы A, пересекающийся со строб-импульсом фазы Z, находится дальше от фронтов строб-импульса, чем положительный фронт. Поэтому в целях более надежного выделения начального импульса синхронизации (импульс по номеру 0) на фоне строб-импульса фазы Z, считается целесообразным выбрать в качестве синхронизирующих отсчетов положения маховика соответствующие этим положениям моменты времени, связанные с отрицательным фронтом импульсов фазы A, или положительным фронтом инвертированного сигнала фазы A (рис. 2.12).

Считывание сигналов энкодера выполняется через каналы аналогового ввода S57 и S58 интерфейсной платы ИИС, поэтому выделение синхронизирующих импульсов положения маховика из инвертированного сигнала фазы A выполняется программно, что уменьшает аппаратные затраты при реализации системы. Согласно выбранным и выделенным импульсам синхронизации выполняется дискретизация информационных сигналов с датчиков воздушного давления на поверхности модели крыла при ее колебательном движении, что дает возможность привязать считыванию значения давлений с пространственным положением модели крыла при ее колебании.

### 2.3.2. Калибровки каналов измерения давления.

Каждый канал измерения давления включает датчики давления типа MPXV5004G (фирма Freescale Semiconductor, США) и АЦП интерфейсной платы ИИС. Основными источниками погрешностей измерения давления являются:

постоянная составляющая выходного сигнала датчиков давления типа

MPXV5004G, находящаяся в диапазоне от 0,75В до 1,25В и составляющая систематическую аддитивную составляющую погрешности (стабильная за время выполнения эксперимента, если колебания температуры не превышают  $\pm 5^\circ\text{C}$  температуры калибровки;

погрешность чувствительности преобразования давления S (мультипликативная составляющая) и нелинейность характеристики преобразования датчика давления типа MPXV5004G – систематическая ошибка, не превышающая 2,5% максимального отклонения выходного сигнала;

шумы выходного сигнала датчиков давления типа MPXV5004G, случайная составляющая, не превышающая  $U_{\text{ш max}} < 5$  мВ (установлено экспериментально);

смещение нуля АЦП – систематическая аддитивная составляющая, устанавливаемая при калибровке АЦП (уровень ее не превышает единицу младшего разряда от максимального значения установленного диапазона измерений);

нелинейность превращения АЦП, что не превышает уровень единицы младшего разряда исходного кода – систематическая погрешность;

шумы квантования, случайная составляющая, среднеквадратичное значение которой  $\sigma = Q / \sqrt{12}$ , где Q – значение единицы младшего разряда исходного кода.

При работе платы PCI-1747U в диапазоне от 0 до 5 В значение единицы младшегоразряда исходного кода Q будет равно  $Q = 5 / 2^{16} = 76$  мкВ, а  $\sigma = 22$  мкВ. При этом составляющая погрешности измерения давления при аналого-цифровом преобразовании будет составлять  $\sigma_p = \sigma / S = 2,5 \cdot 10^{-3}$  мм H<sub>2</sub>O, что значительно меньше случайных погрешностей преобразования датчиков давления MPXV5004G (уровень шума выходного сигнала до 5 мВ). Поэтому погрешностями аналого-цифрового преобразования можно пренебречь и считать основными источниками погрешности измерения давления погрешности преобразования датчиков давления.

Для уменьшения влияния всех систематических составляющих погрешности на результат измерения давления дополнительно производится

калибровка канала измерения в целом. Схема, по которой производится калибровка измерительных каналов системы, приведена на рис. 2.13.

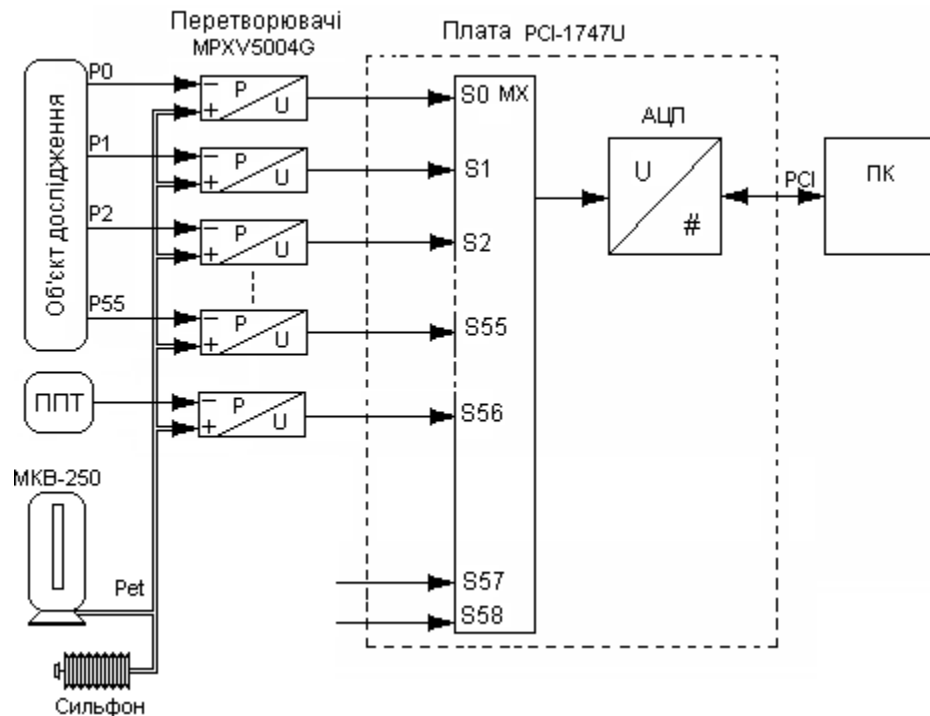


Рис. 2.13. Схема калибровки измерительных каналов ИИС.

За эталонный был выбран микроманометр МКВ-250 с пределом абсолютной погрешности измерения давления 0,03 мм водяного столбика (0,3 Па). Калибровка производится путем подачи эталонного давления (формируется относительно атмосферного давления) на микроманометр МКВ-250 и одновременно на все датчики давления через прямые входы датчиков (входы P+), объединяющие единую пневматическую магистраль (с помощью трубки). При этом на инверсные входы датчиков давления P-, подключенных к дренажным точкам на поверхности модели крыла, подается атмосферное давление. Эталонное давление, формируемое с помощью сильфона, по своему знаку положительное, то есть превышает атмосферное давление. Вызвано это тем, что при проведении эксперимента рабочие давления в дренажных точках на поверхности крыла, подаваемые на инверсные входы датчиков давления P-, ожидаются отрицательными по отношению к атмосферному давлению.

Показания манометры регистрируются и вводятся в ПК. Выходные сигналы датчиков давления, пропорциональные разности давлений на прямом и инверсном входах датчиков, измеряются ИИС и вводятся в ПК.

Калибровка производится при циклическом увеличении и уменьшении эталонного давления в диапазоне от нуля до 250 мм Н<sub>2</sub>О (2,5 кПа).

Измерение выходных сигналов при каждом значении эталонного давления производятся как многократные (не менее 1000) и подвергаются статистической обработке для уменьшения случайной составляющей погрешности, вызванной шумами выходного сигнала датчиков давления и шумами квантования АЦП. Экспериментальное исследование характера составляющей шума показало, что плотность вероятности распределения уровней напряжения выходного сигнала датчиков давления приближается к нормальному закону распределения. Таким образом, если максимальный уровень шума не превышает 5 мВ, то его среднее квадратическое значение  $\sigma \approx 1,6\text{ мВ}$  будет уменьшено по результату осреднения 1000 отсчетов более чем в 30 раз и составит  $\sigma_{\text{ср}} \approx 0,05\text{ мВ}$ , что эквивалентно давлению в 0,005 мм Н<sub>2</sub>О. Уровень такой погрешности значительно меньше погрешности из-за температурной нестабильности датчиков давления, нелинейности превращения, гистерезиса характеристики, находящейся в пределах 2,5% максимального значения преобразуемого давления составляет несколько мм Н<sub>2</sub>О. Уровень такой погрешности меньше погрешности измерения давления микроманометром МКВ-250 более чем в 3 раза. Поэтому влиянием случайной составляющей погрешности из-за шума датчиков давления на результаты калибровки измерительных каналов ИИС можно пренебречь.

В результате калибровки вычисляются функции преобразования измерительных каналов, которые аппроксимируются полиномом по формуле:

$$P_j = \sum_{i=0}^3 a_i \cdot U_{\partial j}^i, \quad (2.5)$$

где  $a_i$  – коэффициенты полинома,  $U_{\partial j}$  – выходное напряжение  $j$ -го датчика давления.

Использование функции преобразования измерительных каналов учитывает практически все составляющие систематической погрешности, как аддитивную, мультипликативную и погрешность нелинейности характеристик преобразования измерительных каналов. При выборе порядка полинома следует учитывать, что аддитивная и мультипликативная



составляющие погрешности преобразования датчиков компенсируются уже полиномами первой степени. Уменьшение погрешности нелинейности требует использования полиномов более высокого порядка. Однако если использовать коррекцию погрешностей измерения давления за пределами диапазона калибровки (т.е. более 2,5 кПа), то в результате такой коррекции погрешность преобразования давлений может значительно возрасти. В этой связи была выбрана аппроксимация первой степени.

На рис. 2.14 показан пользовательский интерфейс при работе ИИС в режиме калибровки. Программа калибровки измерительных каналов обеспечивает:

- управление процессом калибровки в ручном или полуавтоматическом режимах, когда оператор получает подсказку по установлению требуемого уровня давления  $P_{etal}$  на входах всех датчиков давления с помощью микроманометра МКВ-250;

- контроль процесса калибровки по мгновенным значениям напряжений и давлений в каждом канале, представленных в виде таблиц и многоканального графика на пользовательском интерфейсе. Анализируя эти данные в процессе калибровки можно выполнить диагностику и выявить неисправные датчики по их реакции на изменение давления или если реакция значительно отличается от работы других датчиков;

- регистрацию (запись в файл) значений эталонных давлений на входах датчиков;

- многократное измерение эталонных давлений по каждому измерительному каналу и регистрацию (запись в файл) измерительной информации;

- первичную статистическую обработку измерительной информации;– полиномиальная аппроксимация передаточных характеристик датчиков давлений;

- оценку погрешностей аппроксимации по каждому каналу: вычисляется средне квадратичное значение погрешности измерения давления с помощью

аппроксимированной характеристики преобразования и эталонными значениями давлений;

– регистрацию коэффициентов полиномов аппроксимирующей характеристики (запись в файл), которые будут использованы в следующем этапе – при работе системы в режимах исследования модели.

Зарегистрированные данные (результаты калибровки) используются для формирования протоколов калибровки, содержащих коэффициенты полиномов по каждому из каналов и характеристики точности. Примеры протоколов в виде таблиц представлены в приложении А.

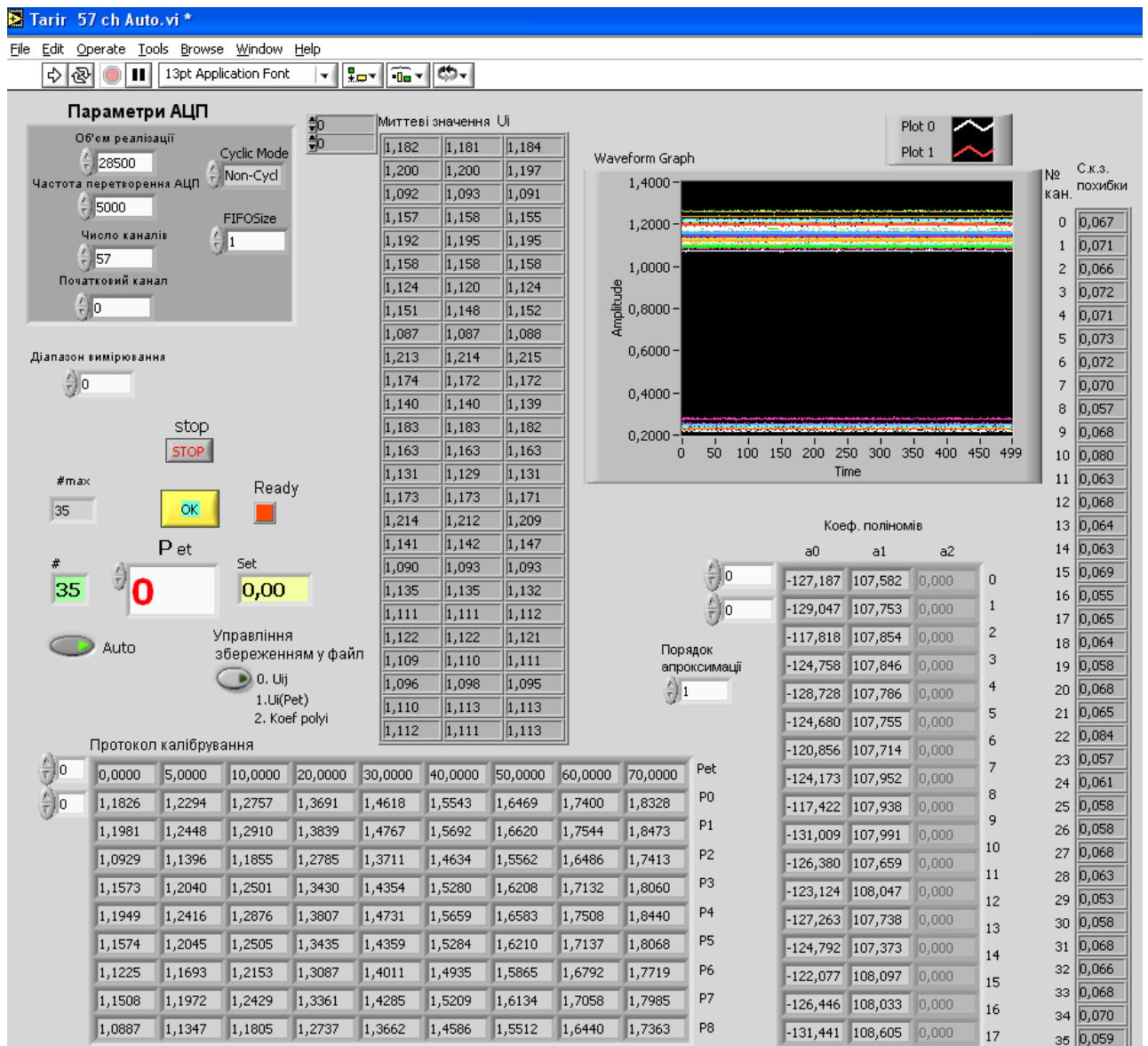


Рис. 2.14. Пользовательский интерфейс в режиме калибровки.

Экспериментальные результаты калибровки показали достаточную точность измерения давлений, лежащего на уровне  $\sigma < 0,16$  мм Н<sub>2</sub>О для

средне квадратичного значения погрешности аппроксимации для всех каналов, что указывает на высокую сходимость результатов измерений при проведении циклов калибровки. Максимальное значение погрешности измерения давления не превышает  $\Delta=0,25$  мм Н<sub>2</sub>О. Таким образом, при диапазоне 250 мм значение относительной сводной погрешности измерения давлений не будет превышать величины  $\gamma < 0,1\%$ .

### 2.3.3. Измерение в статическом режиме положения модели крыла.

При измерениях в статическом режиме определялись статические значения давления в дренажных точках модели и вычислялись относительные коэффициенты воздушного давления в каждой дренажной точке при изменении положения модели относительно направления воздушного потока. С помощью ИИС выполнялись следующие операции:

- измерение скорости воздушного потока на протяжении всего эксперимента, при котором выполнялось исследование;
- измерение мгновенных давлений в дренажных точках модели в течение одного цикла измерений, характеризующееся параметрами статического положения модели в пространстве (например, при заданном угле атаки  $\alpha_{ст}$ ). Число измерений в одном цикле составляло  $N_p=1000$  по каждому измерительному каналу для уменьшения случайной составляющей погрешности вычисления среднего значения давления в дренажной точке;
- статистическая обработка мгновенных значений давлений по каждому каналу и вычисление среднего значения в течение цикла измерения;
- вычисление относительных коэффициентов воздушного давления в каждой дренажной точке;
- повторное выполнение циклов измерений с изменением параметра статического положения модели в пространстве;

- регистрация (запись в файлы) всех мгновенных значений давлений, средних значений и относительных коэффициентов воздушного давления для каждой дренажной точки, параметров пространственного положения модели для каждого цикла измерений;
- формирование протоколов эксперимента и графиков зависимости коэффициентов воздушного давления для каждой дренажной точки от параметра положения модели в пространстве;
- управление ходом проведения эксперимента, настройка параметров измерения;
- контроль и диагностику состояния элементов ИИС, текущий вывод графиков коэффициентов воздушного давления для каждой дренажной точки для мониторинга хода эксперимента.

Структура ИИС при проведении исследования модели крыла в статическом режиме представлена на рис. 2.15.

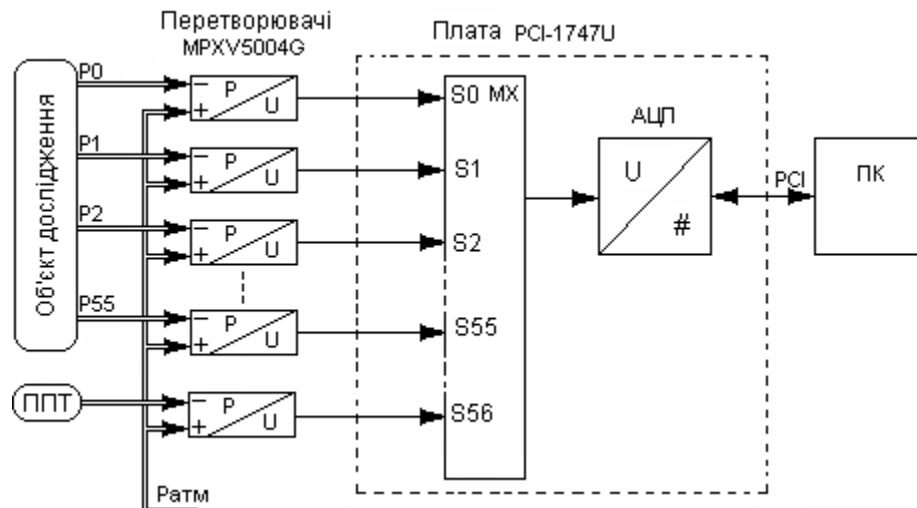


Рис. 2.15. Структурная схема ИИС при исследовании модели крыла в статическом режиме.

На профили модели крыла было установлено 56 датчиков давления, к входам  $P$  которых подключены дренажные точки на поверхности модели крыла. Один датчик давления используется для измерения воздушного напора и подсоединяется к прибору воздушного давления ППТ. Входы  $P_+$  всех датчиков в соединении между собой и на них подается атмосферное давление. Таким образом датчики выполняют преобразование разности давлений, подаваемых на их входы. Общее число измерительных каналов составляет  $N_{ch}=57$ .

Предварительные исследования характеристик аэродинамической трубы ТАД-2 показали присутствие резонансных явлений на частоте 0,08-0,09 Гц. Для уменьшения влияния резонанса на измерение среднего значения давлений в дренажных точках была выбрана длительность цикла измерения близкой к периоду резонанса, то есть  $T_{\text{ц}} = 11,4\text{с}$ . Максимальный общий объем измерений, который может быть выполнен платой АЦП без перегрузки, составляет  $N_{\text{м}} = 65536$ . Выбираем объем реализации по каждому каналу  $N_{\text{р}} = 1000$ . Тогда общий объем измерений давлений по всем 57 каналам за один цикл составит  $N = 57000$  и будет меньше  $N_{\text{м}}$ . Частота дискретизации по каждому каналу  $F_s = N_{\text{р}}/T_{\text{ц}} = 1000:11,4 = 87,7\text{ Гц}$ , а общая частота работы АЦП  $F_{\text{АЦП}} = 57 \cdot F_s = 5\text{ кГц}$ .

Измерение давлений в дренажных точках за один цикл измерений выполнялось последовательно и циклически до тех пор, пока не накапливалось по 1000 измерений по каждому каналу. Поканальное распределение времени измерений представлено на рис.2.16. Указанные параметры аналого-цифрового преобразования устанавливаются на передней панели пользовательского интерфейса.

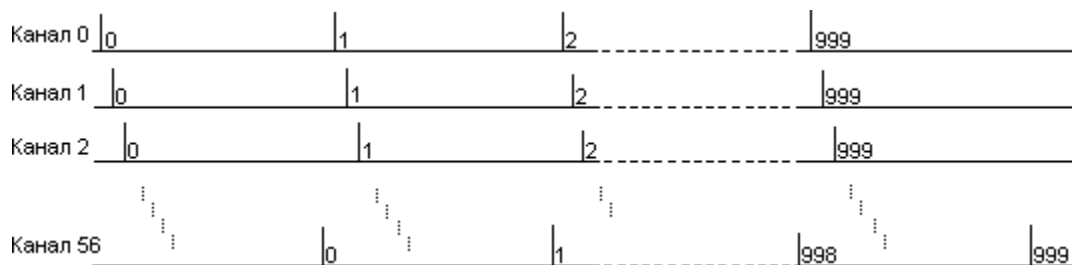


Рис. 2.16. Поканальное временное распределение моментов измерений.

На рис. 2.17 представлен внешний вид пользовательского интерфейса ИИС в режиме исследования модели крыла в статическом режиме.

Эксперимент по исследованию модели крыла в статическом режиме выполняется на следующих этапах. "Коррекция нуля" выполняется в начале проведения каждого эксперимента и предназначена для уменьшения аддитивной составляющей погрешности измерения давлений, возникающей при изменении температурного режима работы датчиков давления, а также временного дрейфа постоянной составляющей ее выходного напряжения.

"Коррекция нуля" выполняется путём снятия короткой реализации (5-10 циклов измерения) выходных сигналов датчиков давления при отсутствии воздушного потока на профиле крыла. По окончании этапа эти сигналы записываются в файл. Алгоритм формирования файла "коррекции нуля" представлен на рис. 2.18.

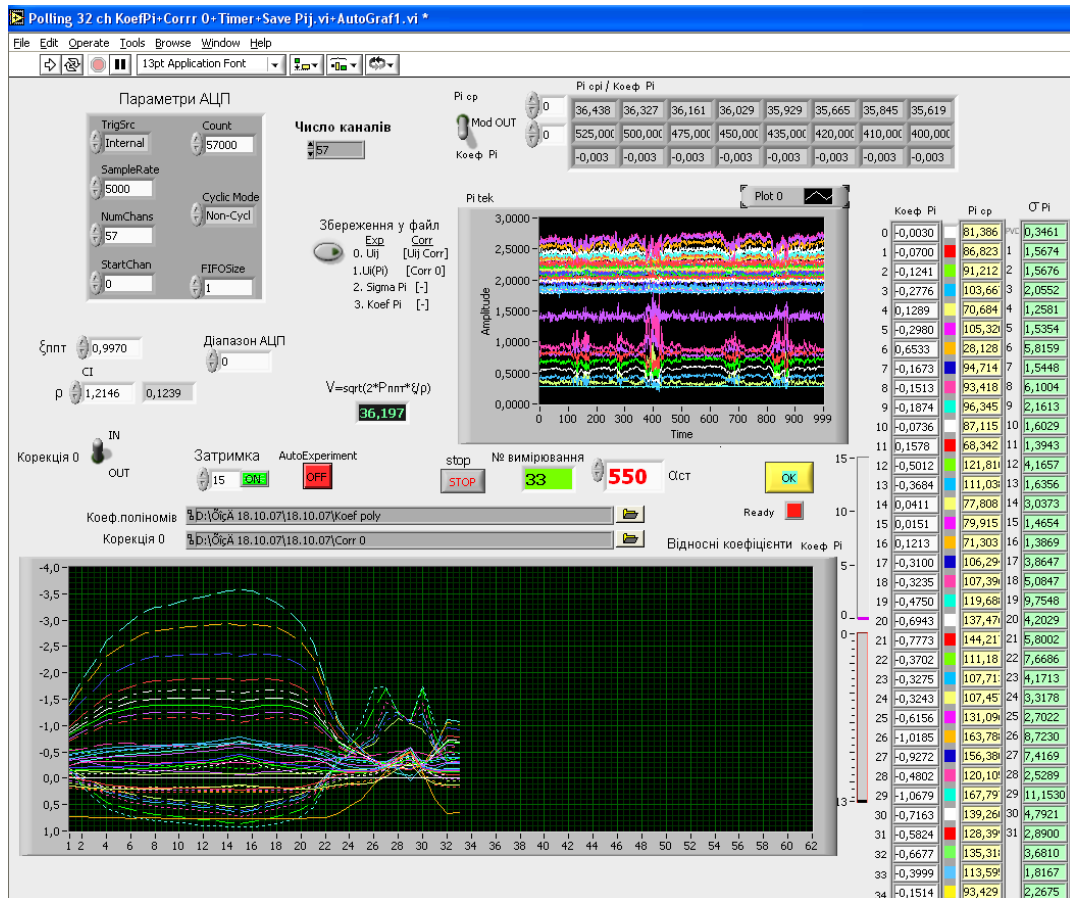


Рис. 2.17. Пользовательский интерфейс при исследовании модели в статическом режиме.

Процесс измерения начинается после задержки, необходимой для стабилизации воздушного потока после изменения положения модели крыла. Процедуры циклов измерений выполняются необходимое количество раз. Ход эксперимента можно проконтролировать по графикам относительных коэффициентов и таблицам значений измеренных средних давлений по каждому каналу, относительным коэффициентам и значению скорости воздушного потока в трубе ТАД-2. Алгоритм работы ИИС на этапе проведения эксперимента представлен на рис. 2.19. Регистрация данных начинается автоматически после завершения циклов измерения. В файл записываются мгновенные значения давлений за все время проведения эксперимента, средние значения давлений и относительные коэффициенты,

значению скорости воздушного потока на протяжении всего эксперимента, значение параметров положения модели. Указанные данные используются в дальнейшем для формирования протоколов эксперимента.



Рис. 2.18. Алгоритм формирования файла "коррекции нуля".

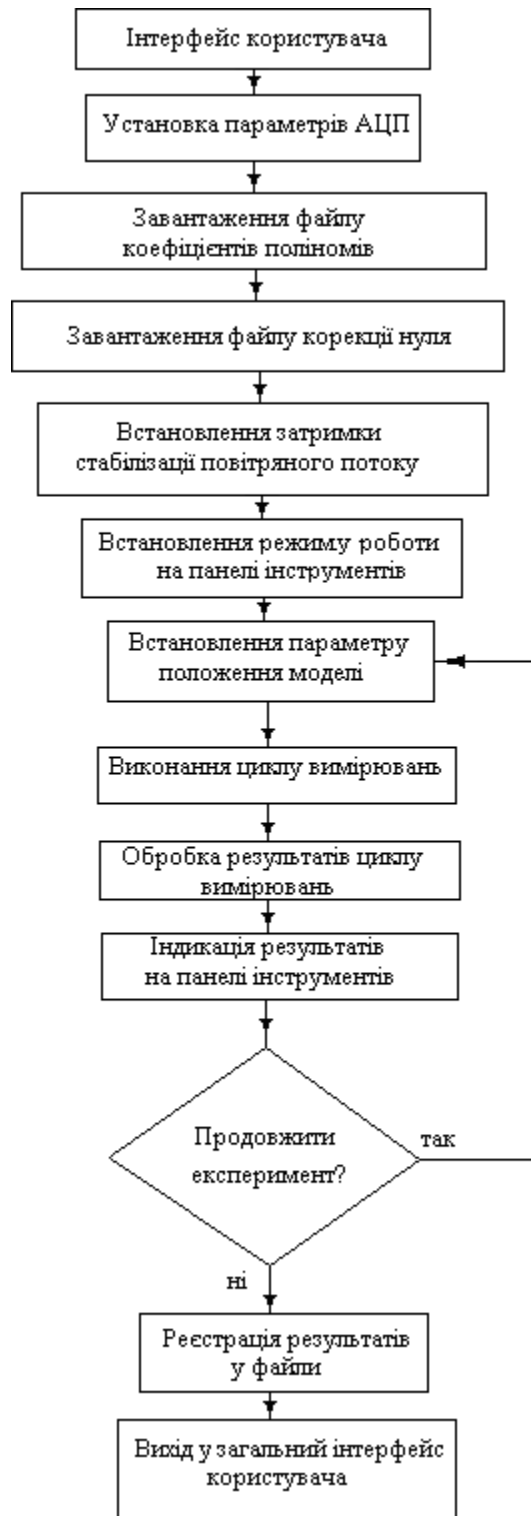


Рис. 2.19. Алгоритм роботи ІИС на етапі проведення експеримента.

2.3.4. Измерение нестационарного давления на поверхности модели крыла в динамическом режиме.

Методика исследования нестационарного давления на профиле крыла заключается в проведении циклов измерения давлений в 56 дренажных



точках на поверхности крыла при заданном статическом угле атаки  $\alpha_{ст}$  и колебании крыла по углу атаки в пределах, определяемой амплитудой  $\Delta\alpha_m = 2.5^\circ$  с частотой  $f$  от 0,1 до 5 Гц по гармоническому закону. Схема подключения дренажных точек модели крыла, прибора воздушного потока ППТ для измерения его скорости, сигналов энкодера к ИИС при исследовании в динамическом режиме представлена на рис. 2.20.

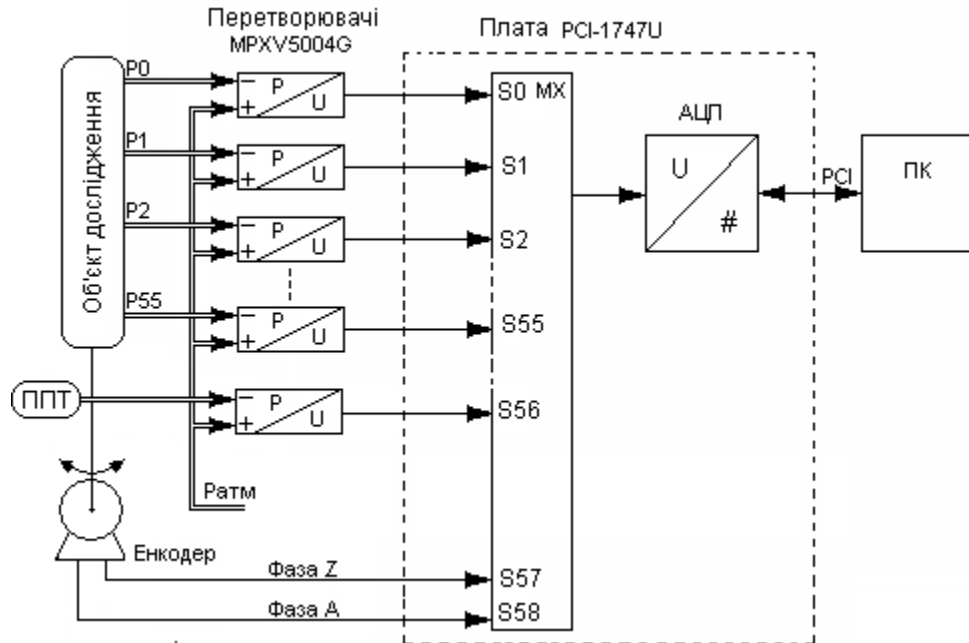


Рис. 2.20. Структура ИИС при исследовании профиля модели крыла в динамическом режиме.

При выполнении исследований в динамическом режиме с помощью ИИС выполнялись следующие операции:

- измерение частоты колебаний модели крыла;
- измерение скорости воздушного потока на протяжении всего эксперимента;
- вычисление и выбор параметров сбора информации в зависимости от частоты колебания модели;
- выполнение циклов синхронного измерения мгновенных давлений в дренажных точках модели крыла в разных фазах ее колебания. Число циклов измерения задается в начале эксперимента;

- статистическую обработку давлений (вычисление среднего) в каждой дренажной точке для каждой фазы положения модели крыла по всем циклам измерения;
- вычисление относительных коэффициентов воздушного давления в каждой дренажной точке;
- повторное выполнение циклов измерений с изменением параметра статического положения модели в пространстве;
- регистрация (запись в файлы) всех мгновенных значений давлений, средних значений и относительных коэффициентов воздушного давления для каждой дренажной точки, параметров пространственного положения модели для каждого цикла измерений;
- формирование протоколов эксперимента и графиков зависимости коэффициентов воздушного давления для каждой дренажной точки от фазы положения модели в пространстве;
- управление ходом проведения эксперимента, настройка параметров измерения;
- контроль и диагностику состояния элементов ИИС, текущий вывод графиков воздушного давления для каждой дренажной точки для мониторинга хода эксперимента.

Будем понимать под циклом измерения все измерения за одно вращение маховика. Вращение маховика начинается с появлением строб-импульса (фаза Z), сопровождающего его исходное положение. За время вращения маховика производятся серии однократного измерения давления по всем 56 точкам на поверхности крыла. Выполнение первой серии начинается с появлением нулевого импульса энкодера (фаза A, рис.2.21). Последующие серии начинаются с появлением следующих синхронизирующих импульсов, которые генерируются при повороте маховика на  $1/100$  полного оборота, то есть на  $3,6^\circ$ . Число циклов измерения определяется объемом требуемой статистики [69].

Обозначим однократное измерение в точке крыла, вращающейся при заданном статическом начальном угле атаки  $\alpha_{стн}$  и частоте вращения маховика  $F_m$  как  $P_{kji}(\alpha_{стн}, F_m)$ , где  $k$  – номер точки на поверхности крыла,  $j$  – номер цикла измерения,  $i$  – номер серии (соответствует порядковому номеру импульса энкодера).

В результате проведения необходимого количества циклов измерения  $N$  при заданных  $\alpha_{ст}$  и  $F_m$  выполняется осреднение измеренных значений давления в каждой точке крыла, имеющих одинаковую фазу колебания вокруг статического положения (определяется номером  $i$  импульсом А энкодера).

$$P_{ki}(\alpha_{стн}, F_m) = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N P_{kji}(\alpha_{стн}, F_m) \quad (2.5)$$

В результате можно построить и проанализировать:

зависимости изменения давления вдоль поверхности крыла при разных статических положениях крыла и в разных фазах его положения при разных скоростях его колебания и скоростях воздуха;

зависимость изменения давления в отдельных точках крыла при разных фазах его колебания вокруг статического положения при разных скоростях его колебания и скоростях воздуха.

Особенностью интерфейсной платы ввода информации есть то, что плата имеет только входы аналогового ввода. Последовательный анализ импульсов синхронизации и последующее выполнение серии измерений по каналам связан с перенастройкой интерфейсной платы и ее перезагрузкой, на что требуется некоторое время, зависящее от работы операционной системы и быстродействия ПК. Прерывания в работе ИИС по приему информации могут достигать нескольких миллисекунд. В связи с кратким временем опроса отдельных каналов (до 4 мкс), это может привести к нестабильному чтению данных с помощью ИИС, которая построена с использованием программного пакета LabVIEW и работает в среде операционной системы Windows. Поэтому импульсы сигналов синхронизации фаз А и Z, которые связаны с пространственным положением модели, подаются на аналоговые

входы платы, вводятся в ПК и анализируются в едином потоке с информационными сигналами. При этом интерфейсная плата обеспечивает бесперебойный длительный прием измерительной информации общим объемом 65536 отсчетов со временем преобразования в 4 мкс.

Таким образом, при исследовании модели в динамическом режиме при последовательном измерении давления в дренажных точках также последовательно опрашиваются каналы, к которым подключены сигналы энкодера. Сигналы энкодера анализируются, выделяются импульсы синхронизации, связанные с положением модели по фазе колебания, а вместе с ними выбираются соответствующие значения давлений, следующих за этими импульсами. Остальные измеренные промежуточные значения давлений игнорируются. Временная диаграмма, объясняющая процесс периодического последовательного опроса каналов синхронизации S57, S58 и измерительных каналов S0-S56, представлена на рис. 2.21.

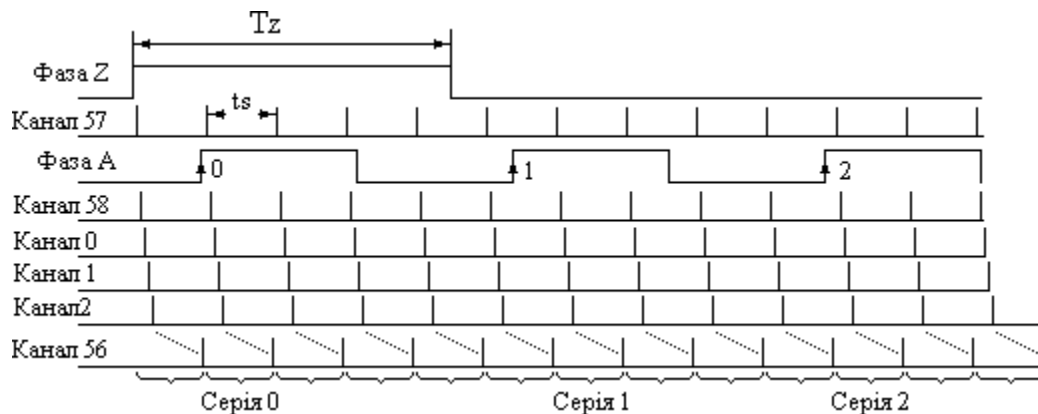


Рис. 2.21. Временная диаграмма опроса каналов в динамическом режиме.

Методика проведения измерения давлений в 56 дренажных точках модели крыла в динамическом режиме следующая (рис. 2.22, 2.23).

Перед началом выполнения программы измерений задается:

- начальное значение угла атаки  $\alpha_{ст}$ ;
- частота вращения маховика экспериментальной установки  $F_z$ ;
- число циклов измерений  $N_{ц}$ ;

- параметры АЦП: максимальная частота опроса  $F_{sa} = 250 \text{ кГц}$ , число опрашиваемых каналов – 58, номер канала – 1 (канал фазы А), объем реализации – 65536 (максимальный);

- адрес файла коэффициентов аппроксимирующих полиномов датчиков давления;
- данные для вычисления скорости воздушного потока (коэффициент преобразования ППТ, плотность воздуха в момент проведения эксперимента).

Выполняется этап коррекции нуля, как это делалось при работе системы в статическом режиме.

Загружается адрес файла для коррекции нуля датчиков давления.

Запуск аэродинамической трубы ГАД-2 и двигатель экспериментальной установки. Запускается программа работы ИИС.

Подается команда для выполнения измерения периода и импульсного сигнала фазы А. Измерение периода выполняется подсчетом периодов (импульсов) дискретизации за один период сигнала фазы А после распознавания положительного (восходящего) фронта импульса  $T_a = t_s \cdot N_a$ .

Вычисляется ожидаемый период фазы Z  $T_z = 100 \cdot T_a$ .

Вычисляется частота дискретизации АЦП для точного измерения периода  $T_z$  фазы Z. В связи с тем, что время прихода импульсов Z неизвестно, для надежного обнаружения периода  $T_z$  необходимо распознать 2 импульса фазы Z. Для этого нужно выбрать время ожидания прихода импульсов большим в 2 раза в ожидаемый период  $T_z$ , то есть равным  $T_{оч} = 2,1 \cdot T_z$ . Тогда частота дискретизации (частота опроса канала S57) будет  $F_{sz} = N_{smax} / T_{оч} = 65356 / 2,1 \cdot T_z \approx 30000 \cdot F_z$ . Выполняется коррекция частоты дискретизации АЦП, устанавливается номер 57 канала (канал фазы Z).

Окончательно измеряемый период вращения маховика установки исследования модели крыла. Программа выполняет опрос канала S57, распознает передний фронт импульса фазы Z, отсчитывает число периодов дискретизации  $N_z$  к переднему фронту следующего импульса, вычисляет период фазы Z  $T_z = N_z \cdot t_{sz}$  и частоту вращения маховика  $F_z = 1 / T_z$ .

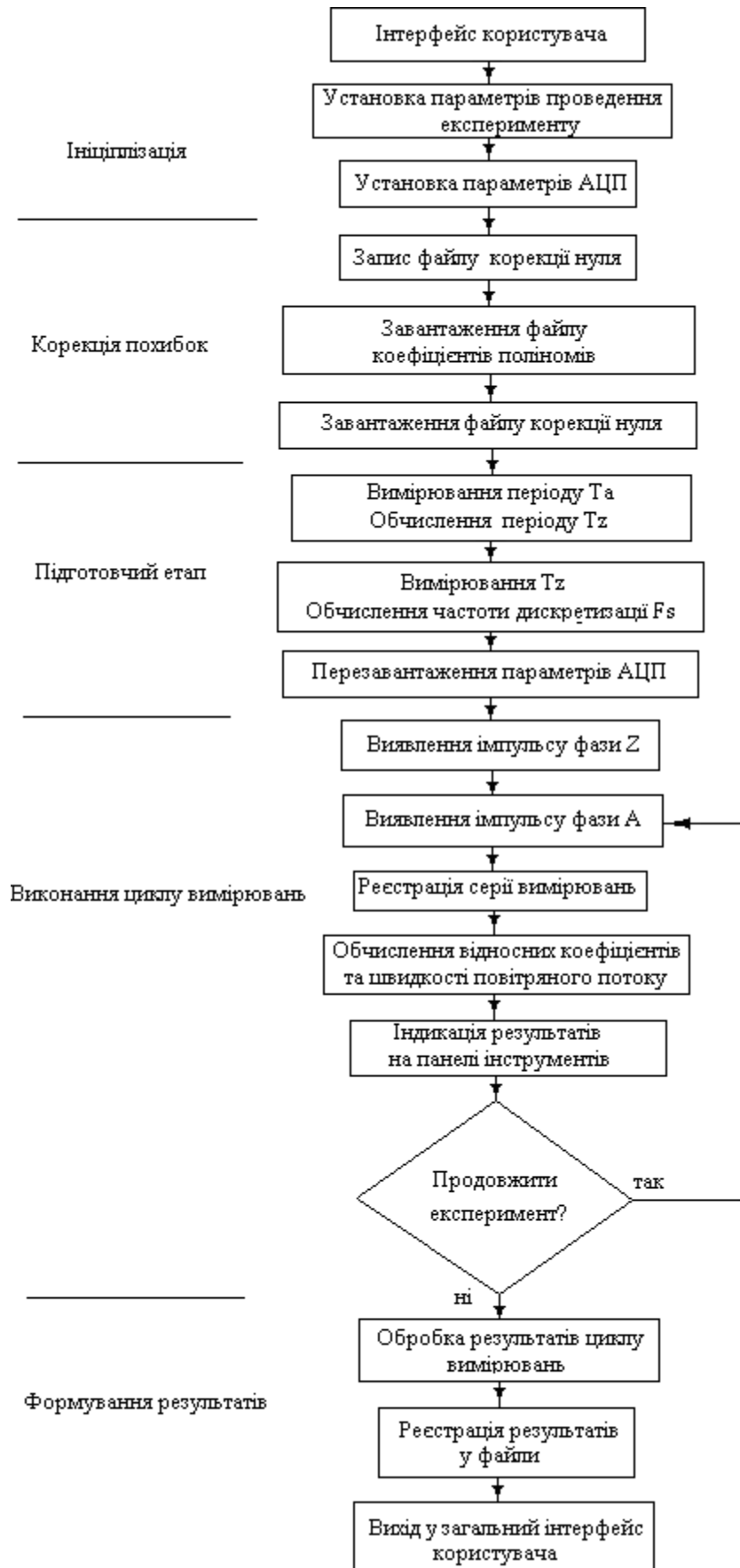


Рис. 2.22. Алгоритм роботи ІИС в динамічному режимі дослідження моделі крила.

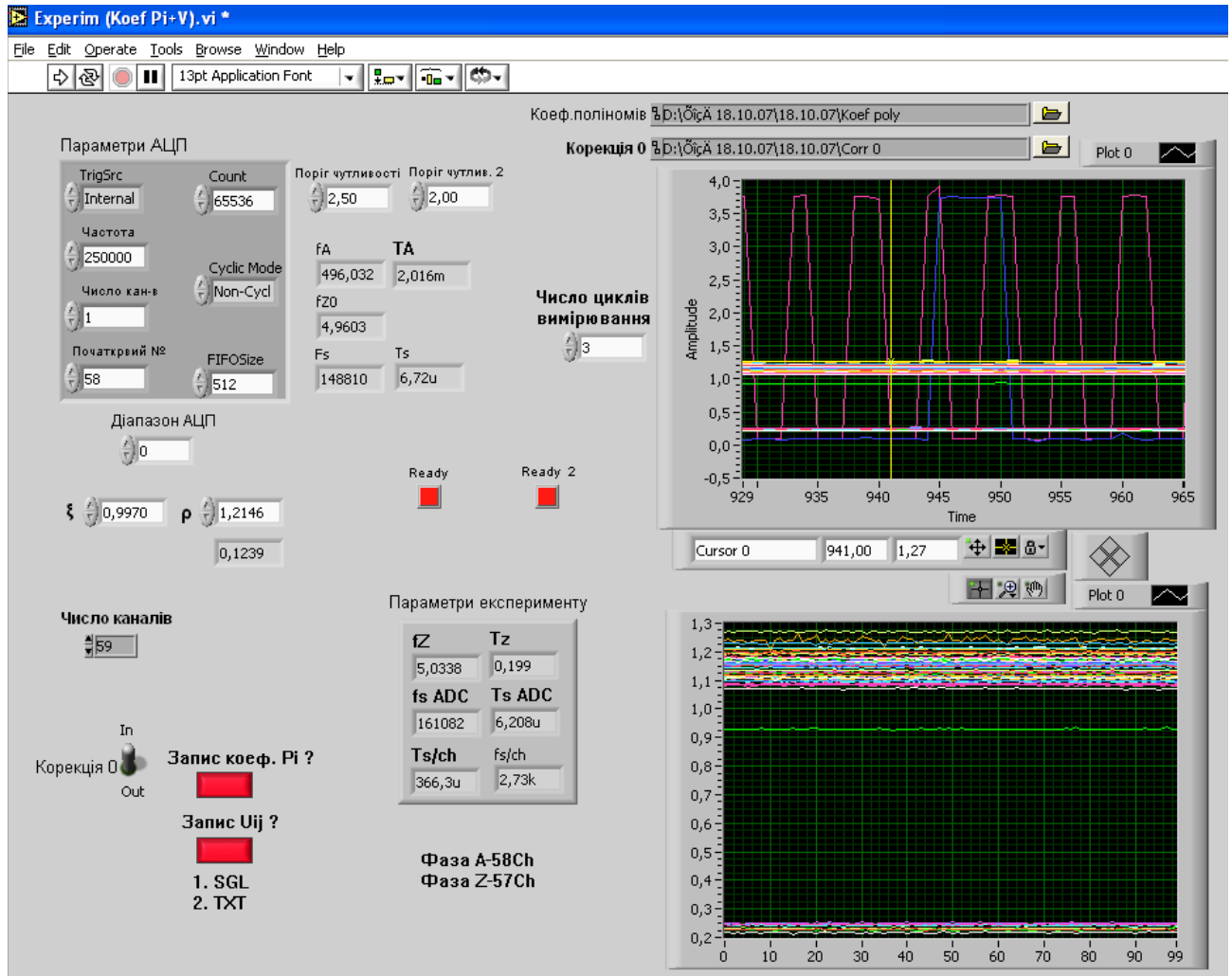


Рис. 2.23. Пользовательская панель в режиме исследования модели крыла в динамическом режиме.

Вычисляется частота дискретизации для выполнения цикла измерения давлений в дренажных точках на протяжении одного оборота маховика экспериментальной установки. Для надежного измерения давлений в течение одного полного оборота выбираем время непрерывной съемки информации равным  $T_{\text{exp}} = 2,1 \cdot T_z$ . Частота дискретизации АЦП, что обеспечит непрерывное измерение давлений по всем дренажным точкам в течение  $T_{\text{exp}}$ , рассчитывается по формуле

$$F_s = N_{\text{АЦПmax}} / T_{\text{exp}} = 65536 / 2,1 T_z \approx 32000 \cdot F_z. \quad (2.6)$$

Устанавливаются параметры АЦП для выполнения цикла измерения давлений в один оборот маховика экспериментальной установки.

Программа переходит в режим выполнения цикла измерения давления, который начинается с ожидания начала очередного оборота и реализуется путем непрерывного анализа сигнала канала ввода S-58 (фаза Z).

Начало очередного оборота фиксируется по восходящему фронту синхроимпульса (появление логической единицы по фазе Z) на канале ввода S-58.

Ожидается восходящий фронт импульса инвертированного сигнала фазы A и считывается первая серия значений, соответствующая нулевой фазе положения модели и содержащая 56 измерений давлений во всех дренажных точках модели и канала ППТ (S56), используемых для вычисления скорости воздушного потока.

Ожидается восходящий фронт следующего импульса инвертированного сигнала фазы A и считывается следующая серия значений давлений во всех дренажных точках модели (56 измерений) и сигнала ППТ, соответствующего фазе положения модели через  $3,6^\circ$ .

Описанная процедура повторяется 100 раз в соответствии с числом импульсов синхронизации фазы A. Цикл измерения за один оборот заканчивается регистрацией в памяти ПК только всех зафиксированных (избранных) серий измерения, остальные серии – игнорируются.

Выполняется заданное количество  $N_{ц}$  циклов измерений для полных оборотов маховика установки исследования согласно п.14. Число  $N_{ц}$  должно обеспечить необходимую статистику измерения давления в отдельной дренажной точке для каждой фазы положения модели крыла [69]. При проведении опыта  $N_{ц} = 100$  общее количество измерений составит  $N_s = 59000$ .

Выполняется статистическая обработка данных – вычисляются средние давления в каждой дренажной точке для каждой фазы положения модели крыла. Вычисляются соответствующие относительные коэффициенты давления в дренажных точках.

Выполняется регистрация данных. Регистрация начинается автоматически после завершения выполнения циклов измерения. Записываются в файл мгновенные значения давлений за все время проведения эксперимента, значения параметров положения модели и соответствующие средние значения давлений и относительные коэффициенты, значения скоростей воздушного потока



на против всего эксперимента. Указанные данные используются в дальнейшем для формирования протоколов эксперимента.

### 2.3.5. Пространственно-временные зависимости результатов измерений давления.

При вращении модели крыла выполняется последовательное считывание значений давлений в дренажных точках с частотой дискретизации, которая определяется внутренним генератором интерфейсной платы сбора информации. Значение частоты преобразования АЦП устанавливается программно и при выполнении измерений вычисляется по формуле:

$$F_s = N_{\text{АЦПmax}} / T_{\text{exp}} \approx 32000 \cdot F_z, \quad (2.7)$$

а значение частоты дискретизации по каждому из 59 измерительных каналов будет

$$F_{si} = F_s / 59. \quad (2.8)$$

Частота дискретизации генерируется интерфейсной платой и не связана с сигналом синхронизации энкодера фазы А, который жестко связан с фазой положения модели в пространстве. Поэтому при выполнении измерений возможны временные погрешности взятия отсчетов относительно синхронизирующих фронтов фазы А, а значит погрешности по углу атаки фазового положения модели, при которой производится измерение давления в дренажных точках. Эта погрешность возникает из-за дискретизации импульсного сигнала фазы А энкодера и его программного анализа в ИИС. В результате возникает разница во времени  $\Delta t$  появления синхронизирующего фронта сигнала фазы А и момента его обнаружения в ПК (рис.2.21). Величина этой погрешности будет случайно изменяться в сериях измерений, связанных с синхроимпульсами фазы А.

Учитывая конструкцию экспериментальной установки, максимальная погрешность положения модели относительно ожидаемого значения, возникающая из-за погрешности во время выполнения измерения

$$\Delta\alpha(\Delta t)_{\text{max}} = \Delta\alpha \cdot \omega_{\text{max}} \cdot \Delta t = \Delta\alpha \cdot 2 \cdot \pi \cdot F_{\text{max}} \cdot \Delta t, \quad (2.9)$$

где  $\omega_{\max}$  – угловая частота вращения маховика;

$F_{\max}$  – частота вращения маховика в Гц, равная частоте импульсов синхронизации фазы  $Z$  энкодера  $F_{\max} = Fz$ ;

$\Delta\alpha$  – размах колебания профиля крыла  $\Delta\alpha = \pm 3^\circ$ .

Если подставить в (2.9) максимальное значение  $\Delta t = t_{si} = 1/F_{si}$ , и учитывая (2.7), (2.8) можно записать:

$$\Delta\alpha (\Delta t)_{\max} = \frac{\Delta\alpha \cdot 2\pi \cdot Fz}{F_{si}} = \frac{\Delta\alpha \cdot 2\pi \cdot Fz}{32000 \cdot F_s} \approx 0,012 \cdot \Delta\alpha$$

Таким образом, погрешность положения модели крыла по углу атаки в момент измерения давления в дренажных точках не будет превышать 1,2% от амплитуды колебания  $\Delta\alpha$ , и будет составлять величину  $\Delta\alpha(\Delta t)_{\max} = 0,036$

## Выводы по разделу 2

1. Разработанная методика экспериментальных исследований на базе созданной экспериментальной установки позволяет моделировать нестационарное обтекание полумодели крыла потоком с заданными параметрами неустойчивого движения числами  $St$  и  $Re$ .

2. Разработанная система сбора и обработки измеряемой информации на основе кремниевых датчиков давления позволяет регистрировать мгновенные значения коэффициента давления на поверхности модели с максимальной частотой опроса  $F_{sa}=250\text{кГц}$ .

3. Результаты калибровки показали достаточную точность измерения давлений, лежащую на уровне  $\sigma < 0,16$  мм Н<sub>2</sub>О для средне квадратичного значения погрешности аппроксимации, что указывает на высокую сходимости результатов измерений при проведении циклов калибровки. Максимальное значение погрешности измерения давления не превышает  $\Delta=0,25$  мм Н<sub>2</sub>О. Таким образом, при диапазоне 250 мм значение относительной сводной погрешности измерения давлений не будет превышать величины  $\gamma < 0,1\%$ .

## РАЗДЕЛ 3

### ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРЫЛА ПРИ НЕСТАЦИОНАРНОМ ДВИЖЕНИИ

Раздел посвящен разработке методики определения зависимостей аэродинамических характеристик крыла с щелевыми закрылками от параметров неустойчивого движения. Разработаны методики определения аэродинамических коэффициентов модели отсека крыла по результатам измерения мгновенных давлений, определения нестационарных компонентов аэродинамических коэффициентов. Определен вид уравнения регрессии нестационарных аэродинамических характеристик. Разработана методика определения коэффициентов уравнения регрессии. Проведен анализ качества регрессионных моделей для всех экспериментальных случаев, используя стандартные ошибки коэффициентов регрессии, коэффициент детерминации регрессии, критерии Стьюдента и Фишера.

#### 3.1. Определение аэродинамических коэффициентов модели крыла по результатам измерения мгновенных давлений

Распределение средних значений коэффициентов воздушного давления по поверхности модели, полученного в трубном эксперименте, позволяет определить аэродинамические коэффициенты МОК, а именно,  $C_{ya}$  – коэффициент подъемной силы,  $C_{xa}$  – коэффициент сопротивления давлению (не учитывает силу трения воздуха о поверхность модели) и  $C_{mz}$  – коэффициент продольного момента. Указанные аэродинамические коэффициенты МОК определяются числовым интегрированием кривой изменения коэффициентов давления  $p_i$  по поверхности модели, которая предварительно была аппроксимирована кубическим сплайном. Таким образом, аэродинамические характеристики профиля определялись в соответствии с выражениями 3.1. Схема на рис. 3.1 объясняет расчеты.

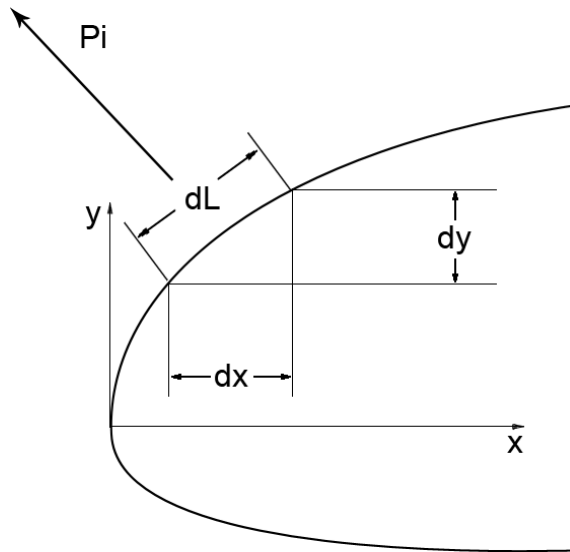


Рис. 3.1. Определение проекций коэффициента давления.

Аэродинамические коэффициенты  $C_y$ ,  $C_x$ ,  $C_{mz}$  определялись числовым интегрированием  $p_i$  вдоль хорды профиля [85]

$$\begin{aligned} C_x &= \sum(\overline{P_{iB}} dy_B + \overline{P_{iH}}(-dy_H)), \\ C_y &= \sum(\overline{P_{iH}} - P_{iB}) dx, \\ C_{mz} &= \sum(\overline{P_{iH}} - \overline{P_{iB}}) x dx, \end{aligned} \quad (3.1)$$

где:  $C_x$  – коэффициент продольной силы,

$C_y$  – коэффициент нормальной силы,

$C_{mz}$  – коэффициент продольного момента,

$dx$  – проекция элементарной площадки  $dL$  на ось  $X$  (рис. 3.1),

$dy$  – проекция элементарной площадки  $dL$  на ось  $Y$ ,

$x$  – координата элементарной площадки  $dL$  по оси  $X$ ,

$\overline{P_{iH}}$  – коэффициент давления на нижней поверхности МОК,

$\overline{P_{iB}}$  – коэффициент давления на верхней поверхности МОК.

При этом, значение  $\overline{P_i}$  между дренажными отверстиями и координаты профиля между определенными точками интерполируются кубическим сплайном [86], а числовое интегрирование производится вдоль оси  $X$  с шагом 0.001  $b_a$ .

При определении коэффициента момента тангажа  $C_{mz}$ , влиянием  $udy$  мы пренебрегаем, поскольку эта величина имела по сравнению с  $x dx$ .

Крыло и закрылок рассчитываются в собственных связанных системах координат, после чего  $C_y$  и  $C_x$  элерона переводятся из системы координат закрылка в систему координат крыла.

$$\begin{aligned} C_{yz} &= C_{yz'} \cdot \cos(\beta) - C_{xz'} \cdot \sin(\beta), \\ C_{xz} &= C_{xz'} \cdot \cos(\beta) + C_{yz'} \cdot \sin(\beta), \end{aligned} \quad (3.2)$$

где:  $\beta$  - угол отклонения закрылка,

$C_{yz'}$ ,  $C_{xz'}$  – аэродинамические коэффициенты элерона, определенные в связанной с элероном системе координат,

$C_{yz}$ ,  $C_{xz}$  – аэродинамические коэффициенты элерона, определенные в связанной с крылом системе координат.

Исходя из того, что коэффициенты крыла и закрылка считались относительно собственных хорд, суммарные значения аэродинамических коэффициентов получаем по формулам

$$\begin{aligned} C_y &= C_{yk} \cdot b_k/b_a + C_{yz} \cdot b_z/b_a, \\ C_x &= C_{xk} \cdot b_k/b_a + C_{xz} \cdot b_z/b_a, \end{aligned} \quad (3.3)$$

где  $C_{yk}$ ,  $C_{xk}$ ,  $C_{yz}$ ,  $C_{xz}$  – аэродинамические коэффициенты крыла и закрылка посчитаны относительно хорд крыла и закрылка соответственно

$b_k$  – хордая крыла,

$b_z$  – хордая закрылка,

$b_a$  – хорда всего профиля.

Суммарный момент  $C_{mz}$  определяется по формуле

$$C_{mz} = C_{mzk} + C_{mzz} + C_{yz} \cdot L, \quad (3.4)$$

где:  $L$  – расстояние между нулевой точкой крыла и закрылка,

$C_{mzk}$  – момент крыла приведен к хорде всего профиля,

$C_{mzz}$  – момент закрылка приведен к хорде всего профиля,

$C_{yz}$  – коэффициент  $C_y$  закрылка определен в связанной с крылом системе координат приведенный к хорде всего профиля.

Коэффициенты подъемной силы  $C_{ya}$  и лобового сопротивления  $C_{xa}$  в скоростной системе координат рассчитываются соответственно формул:

$$C_{ya} = C_y \cdot \cos(\alpha) - C_x \cdot \sin(\alpha), \quad (3.5)$$

$$C_{xa} = C_x \cdot \cos(\alpha) + C_y \cdot \sin(\alpha), \quad (3.6)$$

где  $\alpha$  угол атаки крыла.

### 3.2. Определения изменения аэродинамических характеристик модели крыла в колебательном движении

Как и при обработке данных стационарного эксперимента, исходными данными для расчетов есть мгновенные значения коэффициентов давления  $\bar{P}_i$  в дренажных отверстиях МОК. За время одного цикла измерение  $\bar{P}_i$  фиксируются при 100 значениях фазы колебания (углового положения маховика) Мгновенные значения  $\bar{P}_i$  в соответствующих фазах сосредотачиваются. Мгновенные значения угла атаки отвечают мгновенным значением коэффициентов давления и фазе колебания определяются выражением

$$\alpha = \alpha_0 - A \cdot \sin(\omega t + \varphi_0), \quad (3.7)$$

где:  $\alpha_0$  – начальный угол атаки, относительно которого совершаются колебания,

$A$  – амплитуда колебаний по углу атаки,

$\varphi = \omega t + \varphi_0$  – фаза колебаний,

$\omega$  – частота колебаний.

Аэродинамические коэффициенты  $C_{ya}$ ,  $C_{xa}$ ,  $C_{mz}$  определяются числовым интегрированием  $\bar{P}_i$  по контуру профиля в соответствии с выражениями 3.1.

На рисунках 3.6 представлены динамические петли коэффициента  $C_{ya}$ , образующиеся при колебательном движении крыла.

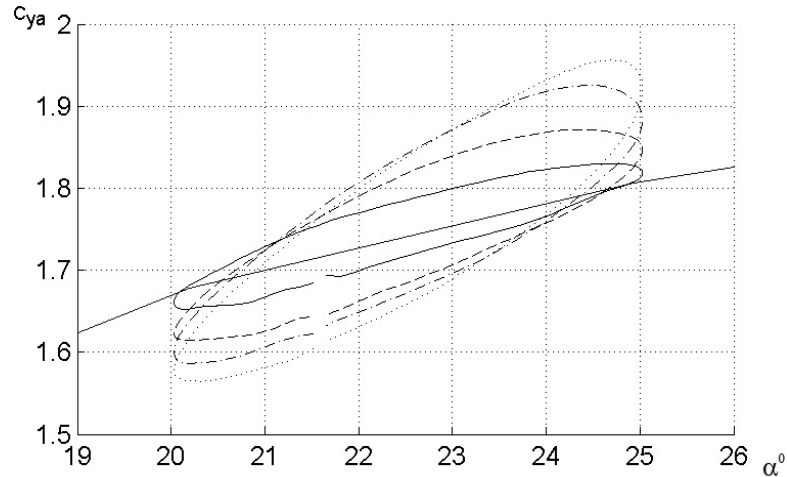


Рис. 3.2. Динамические петли коэффициента  $C_{ya}$  на статической зависимости, появляющиеся в колебательном движении с разной частотой.

### Выводы по разделу 3

Результаты исследований нестационарных аэродинамических характеристик крыла, использующих метод вынужденных гармонических колебаний, могут быть аппроксимированы полиномами с разложением аэродинамических коэффициентов в ряд, включающим составляющие, пропорциональные производным по времени от кинематических параметров движения. Оптимальным с точки зрения качества регрессии является аппроксимация уравнения функции отклика полиномом 3-й степени, что соответствует разложению кинематического параметра до второй производной по времени.

Проведенный анализ качества эмпирических уравнений регрессии показал, что:

1. Для всего диапазона чисел Струхала исследовавшихся в линейной области, и для чисел Струхала  $> 0.03$  в круг критической области, коэффициенты уравнения регрессии при первой и второй производных значимы на уровне вероятности 0.99, а критерий Фишера отражающий качество модели регрессии  $F_{\text{набл}} \gg F_{\text{кр}}$ . При этом стандартные ошибки коэффициентов регрессии асимптотически уменьшаются с ростом числа Струхала.

2. Для данных, соответствующих исследованиям в критической области  $\alpha=22.6^\circ$  малыми частотами колебания модели, t-статистика меньше критической точки  $p$  распределения Стьюдента, а общее качество модели не высокое. Это объясняется сильной зашумленностью сигнала, вызванной мощными отрывными вихрями.

3. t-статистика коэффициентов уравнения регрессии  $C_{ya}$ , для данных эксперимента с  $\alpha=9.9^\circ$ , выявляет минимум в окрестности чисел Струхала  $St=0.07$  для всего диапазона чисел Рейнольдса, что соответствует изменению знака при первой производной аэродинамического коэффициента  $C^\alpha$ .

## РАЗДЕЛ 4

### АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

В разделе представлены результаты исследования: распределение коэффициентов давления по поверхности тестового крыла с установленными ЩЗ по сравнению с гладким контрольным крылом; хордовые диаграммы распределения коэффициента давления при изменении угла атаки для гладкого крыла за один цикл колебания в виде  $\bar{P}_l = f(\bar{x}, \phi)$ ; гистерезисные петли аэродинамических коэффициентов в виде  $C_{ya}, C_{xa}, C_{mz} = f(\alpha)$  для всего исследованного диапазона чисел  $St$ ; приведены оценки теоретических значений коэффициентов регрессии нестационарных аэродинамических характеристик крыла с щелевыми закрылками, которые могут интерпретироваться как нестационарные производные аэродинамических коэффициентов  $C^{\dot{\alpha}}, C^{\ddot{\alpha}}$ . Нестационарные производные приводятся в виде зависимостей от параметров неустойчивого движения, чисел Струхаля ( $St$ ) и Рейнольдса ( $Re$ ). В сравнение приведены нестационарные производные для гладкого крыла без щелевых закрылков.

В завершении раздела представлены результаты экспериментальных весовых исследований модели самолета А20 с щелевыми закрылками. Исследовалось 6 вариантов щелевых закрылков в виде наплыва на передней кромке крыла.

#### **4.1. Распределение коэффициентов давления по поверхности крыла с закрылком**

Сравнение статических распределений коэффициентов давления по поверхности МОК приведено на рис. 4.1. На углах атаки  $\alpha \leq 9.80$  щелевые закрылки почти не влияют на распределение давления по поверхности крыла. Также в этом диапазоне углов атаки максимальная разрядка на поверхности крыла не зависит от присутствия ЩЗ, что свидетельствует о неизменности критического числа Маха крыла на крейсерских углах атаки. При дальнейшем увеличении угла атаки распределение давления значительно



изменяется по сравнению с гладким крылом. Увеличивается разрядка вблизи передней кромки – в месте установки ЩЗ, также увеличивается абсолютное значение  $\overline{P_{min}}$ . Это свидетельствует об уменьшении силы сопротивления давлению в исследуемом сечении.

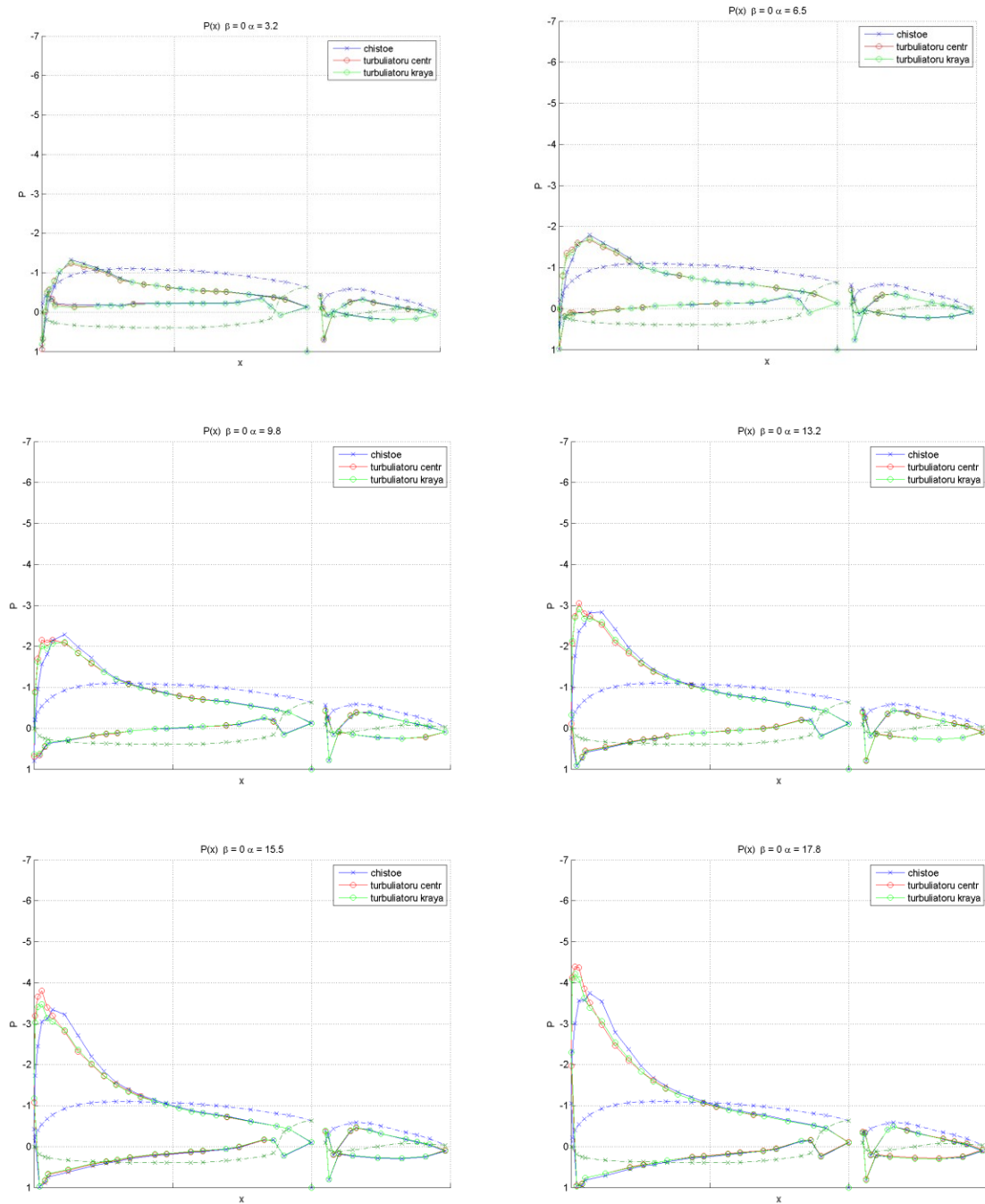


Рис. 4.1. Хордовая диаграмма распределения коэффициента давления в разных сечениях.

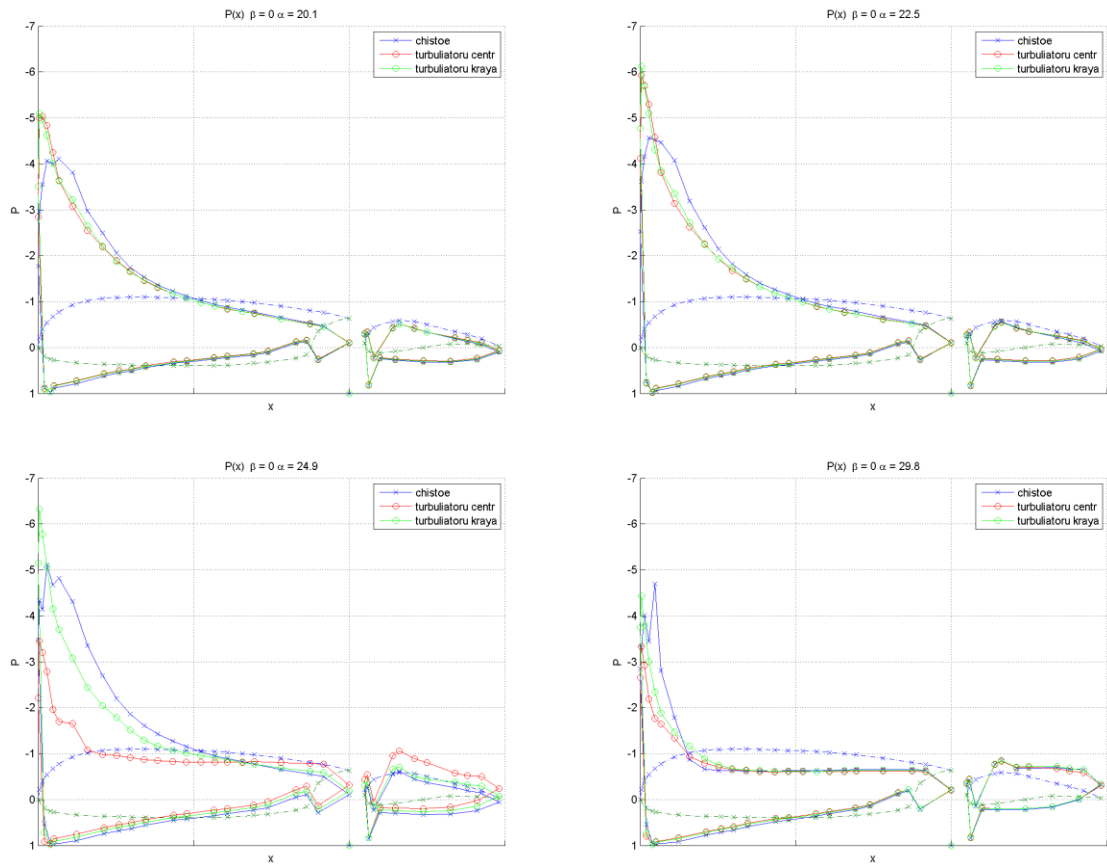


Рис. 4.1 продолжение.

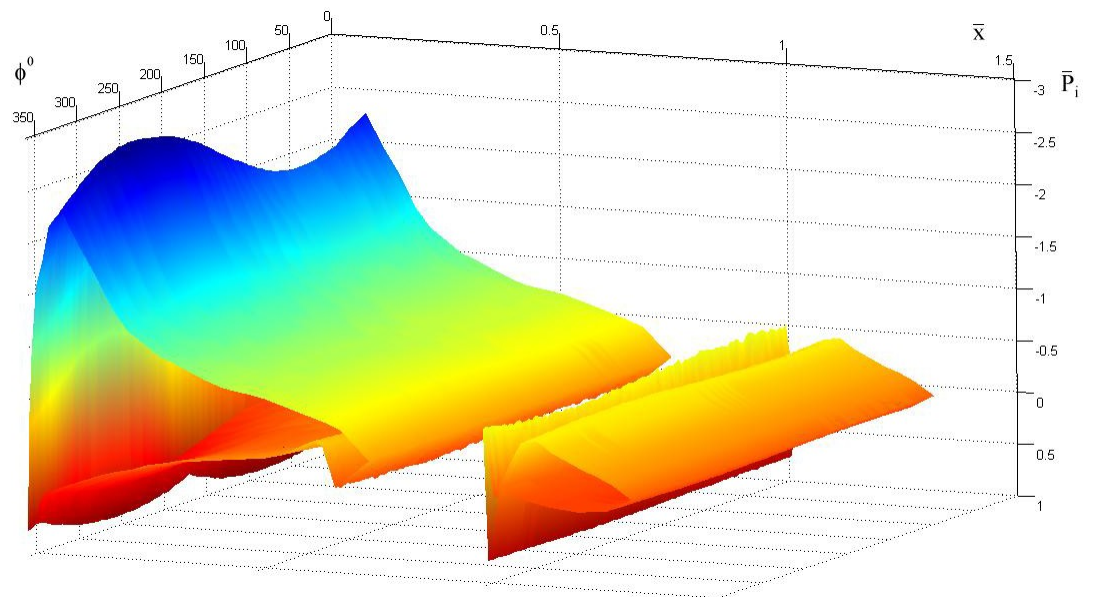


Рис. 4.2. Хордовая диаграмма распределения коэффициента давления при изменении угла атаки для гладкого крыла за один цикл колебания.  $\alpha_0 = 9.9^\circ$ ,  $St = 0.11$ .

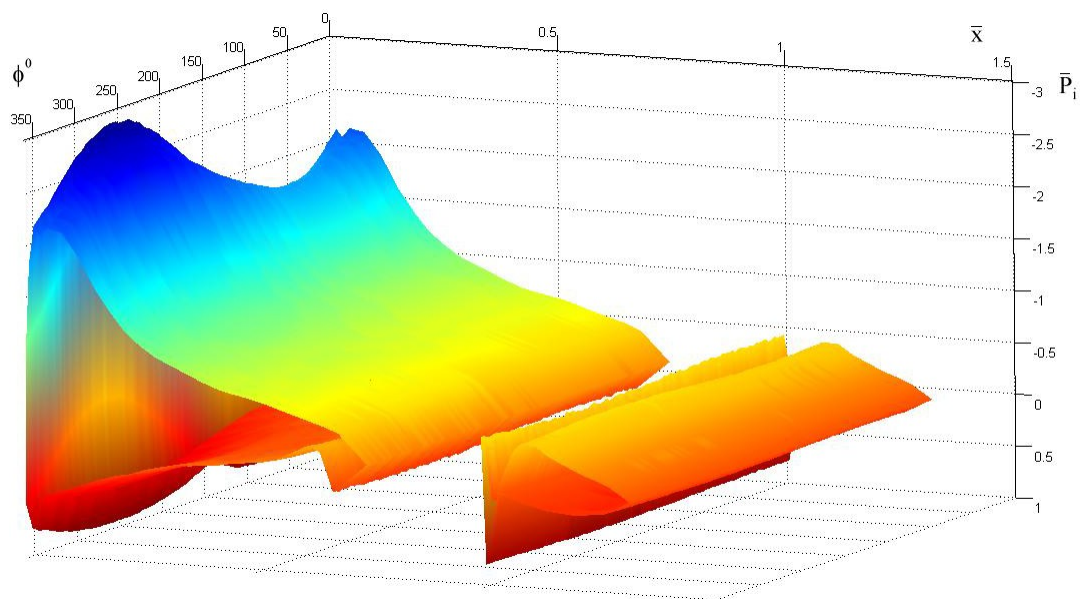


Рис. 4.3. Хордовая диаграмма распределения коэффициента давления при изменении угла атаки для крыла с установленными щелевыми закрылками за один цикл колебания.

$$\alpha_0 = 9.9^\circ, St = 0.11.$$

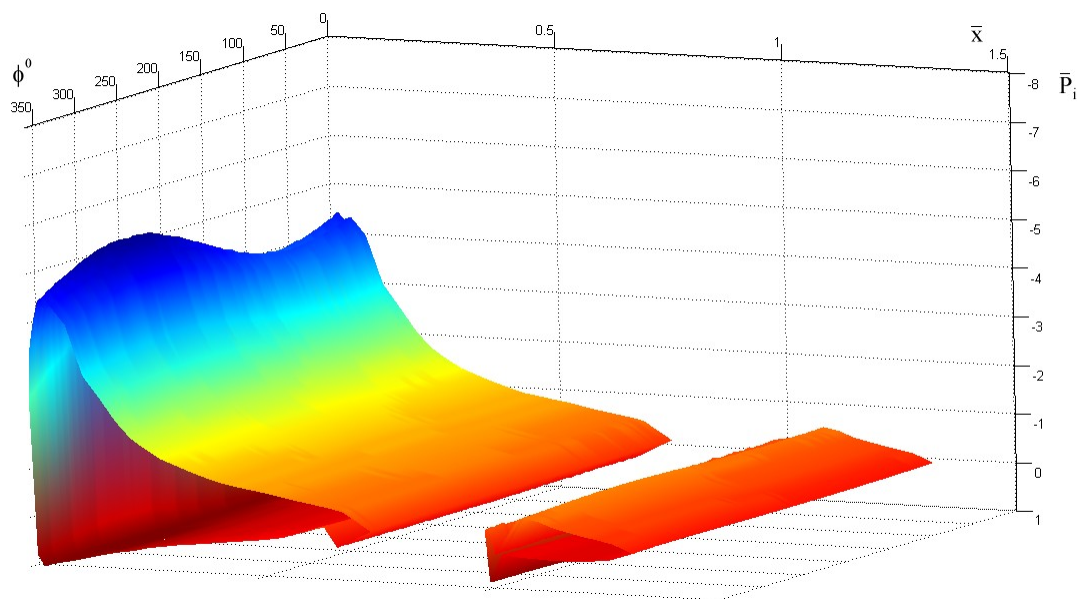


Рис. 4.4. Хордовая диаграмма распределения коэффициента давления при изменении угла атаки для гладкого крыла за один цикл колебания.  $\alpha_0 = 22.6^\circ, St = 0.11.$

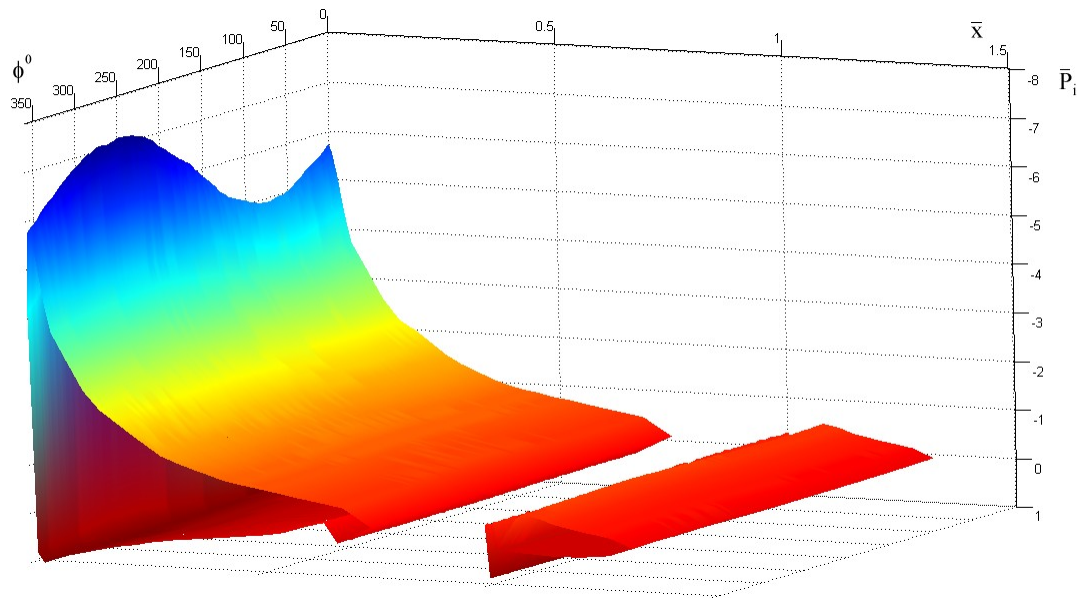
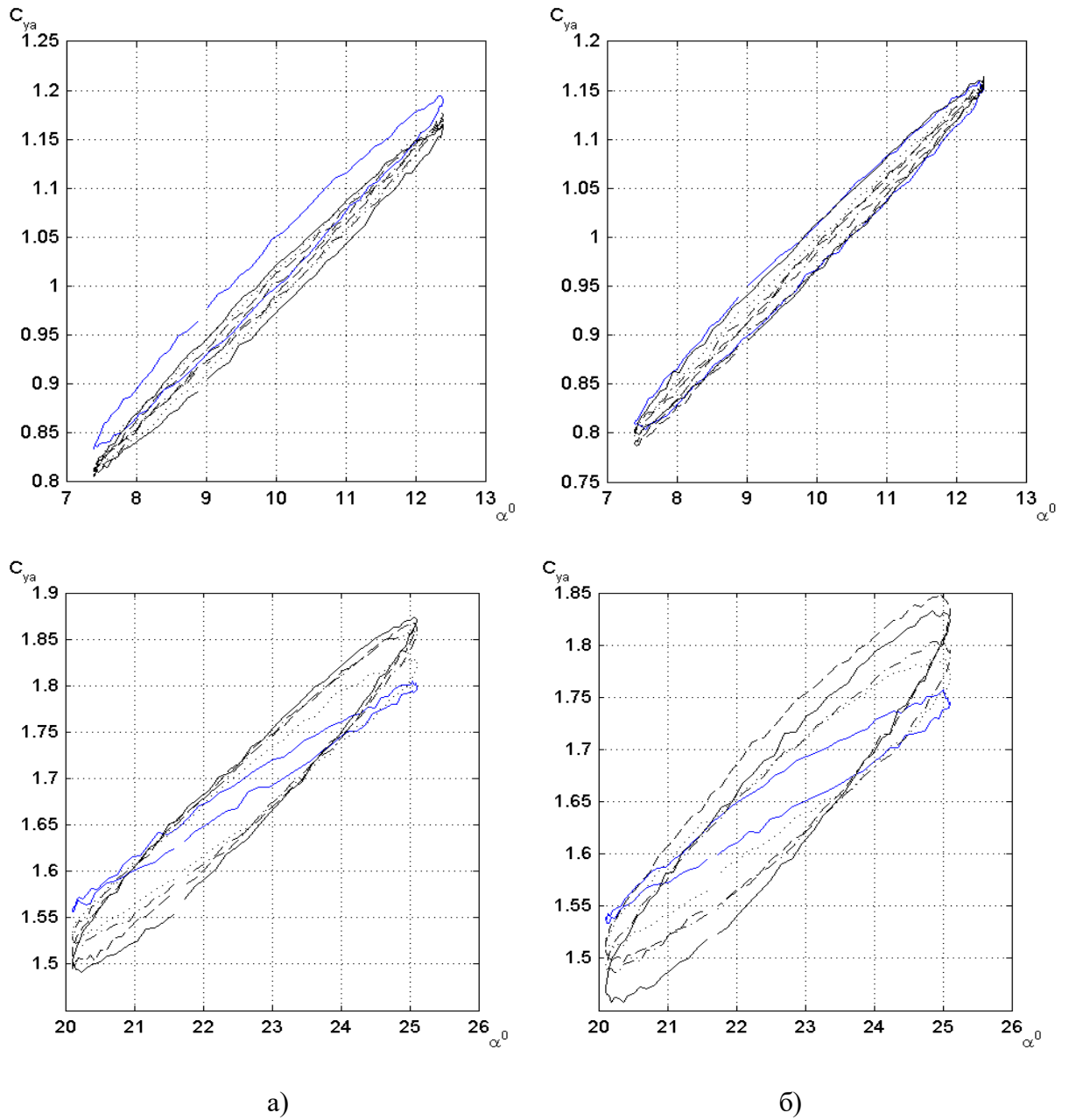


Рис. 4.5. Хордовая диаграмма распределения коэффициента давления при изменении угла атаки для крыла с установленными щелевыми закрылками за один цикл колебания.  $\alpha_0 = 22.6^\circ, St = 0.11$ .

На рис. 4.2-4.5 приведены примеры хордовых диаграмм распределения коэффициента давления при изменении угла атаки за один цикл колебания для крыла с установленными щелевыми закрылками и для гладкого контрольного крыла.

#### 4.2. Аэродинамические характеристики крыла с закрылком при различных параметрах движения

В ходе исследований изменения аэродинамических характеристик МОК в колебательном движении были получены их зависимости от угла атаки, имеющих вид так называемых динамических петель. На рис. 4.6 ÷ 4.8 показаны полученные петли на статических зависимостях аэродинамических коэффициентов для МОК с установленными щелевыми закрылками и гладкого крыла. Детальное сравнение динамических петель показывает разнообразие их форм, наклона и даже направления вращения в петле прироста аэродинамического коэффициента при одинаковом колебательном движении модели.



—  $St = 0.11$ , --  $St = 0.09$ , -.-  $St = 0.06$ , ...  $St = 0.04$ , —  $St = 0.02$

Рис. 4.6. Сравнение динамических петель коэффициента  $C_{ya}$ , появляющихся в колебательном движении с разной частотой: а) гладкое крыло; б) крыло с щелевыми закрылками.

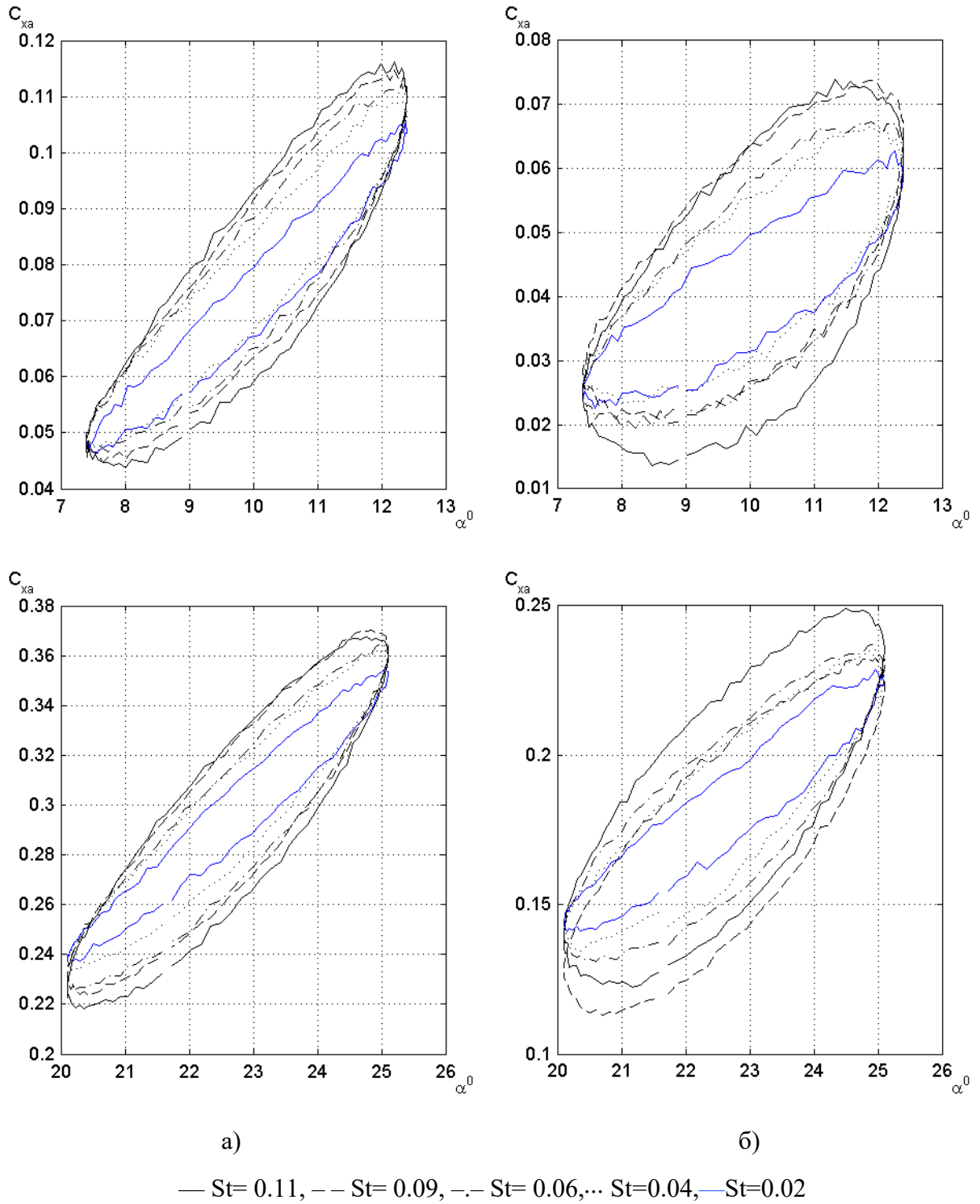


Рис. 4.7. Сравнение динамических петель коэффициента  $C_{xa}$ , появляющихся в колебательном движении с разной частотой: а) гладкое крыло; б) крыло с щелевыми закрылками.

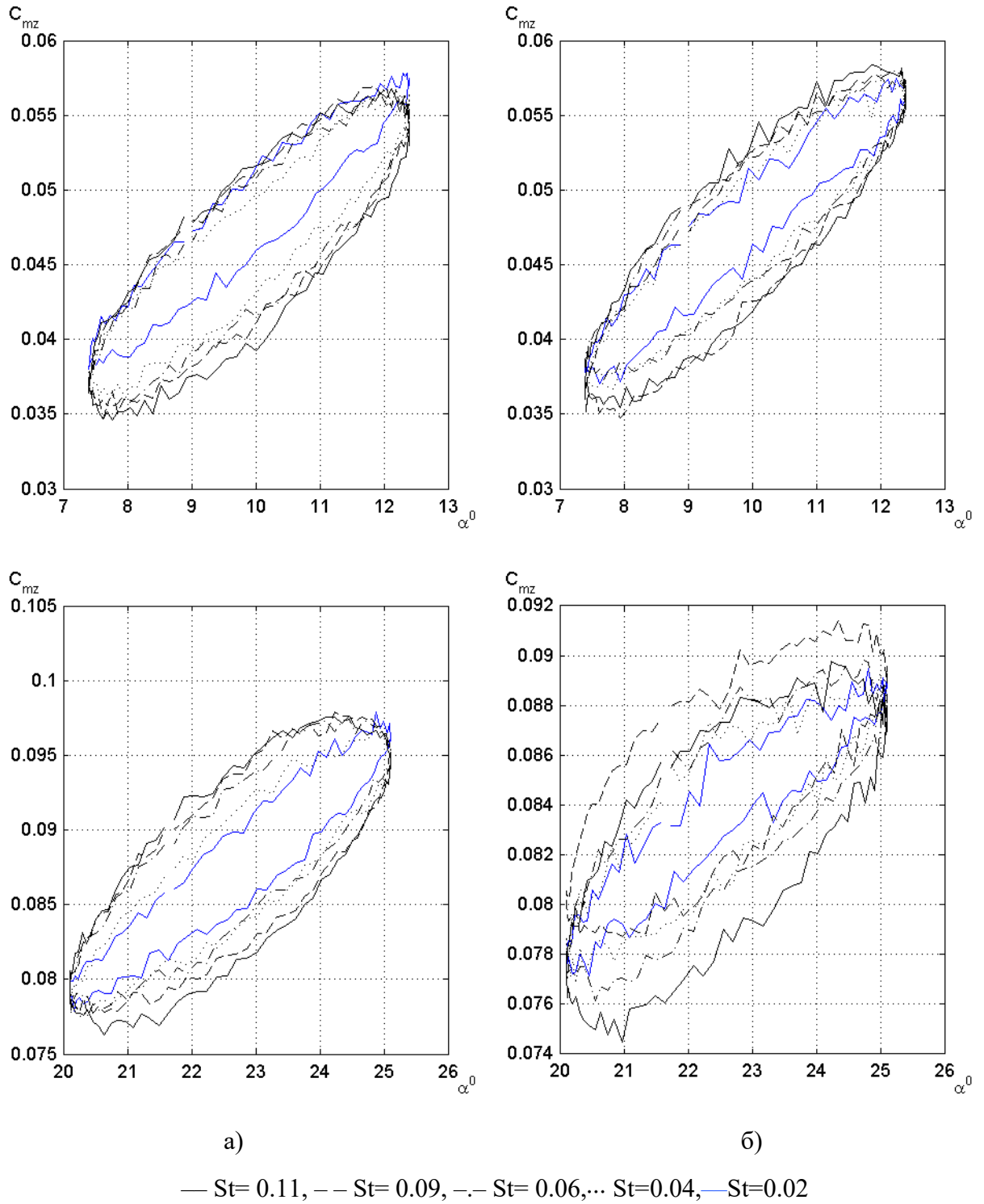


Рис. 4.8. Сравнение динамических петель коэффициента  $C_{mz}$ , появляющихся в колебательном движении с разной частотой: а) гладкое крыло; б) крыло с щелевыми закрылками.

### 4.3. Аэродинамические характеристики модели самолета с закрылком при различных параметрах нестационарного движения

Исследование влияния щелевых закрылков в виде наплыва на передней кромке крыла на аэродинамические характеристики самолета проведены в весовом эксперименте модели самолета А-20 в аэродинамической трубе. Щелевые закрылки в виде наплыва образуют на поверхности крыла пару больших продольных вихрей, которые более устойчивы к отрыву от верхней поверхности крыла при выходе на большие углы атаки по сравнению с безвихревым неорганизованным внешним воздушным потоком. В условиях отрыва происходит взаимодействие больших продольных вихрей от вихрогенераторов с поперечными вихрями, образующимися в местах отрыва на поверхности крыла. Продольные вихри таким образом упорядочивают поперечную вихревую структуру, которая приобретает более устойчивый характер и не приводит к внезапному и неуправляемому изменению режима обтекания в зонах отрыва потока на больших углах атаки.

Цель весовых исследований заключалась в определении влияния вихрогенераторов выше указанного типа на изменение аэродинамических коэффициентов модели самолета по углу атаки, определение влияния упорядоченной вихревой структуры на поверхности крыла с помощью больших продольных вихрей на характеристики отрыва потока.

Щелевые закрылки представляют собой эллипсоид вращения с осями  $0.4b_a$  и  $0.15b_a$ , выступающими за переднюю кромку на  $0.125b_a$  (Рис. 4.21). Щелевые закрылки отличались между собой углом наклона относительно хорды крыла. Было изготовлено 4 типоразмера ЩЗ: №0, №10, №20, №30, с углами наклона  $0^\circ$   $10^\circ$   $20^\circ$   $30^\circ$ , соответственно (Рис. 4.22). ЩЗ №10 устанавливался в прямом и перевернутом относительно хорды профиля положении.

Программа экспериментальных исследований предусматривала определение влияния четырех форм крупных ЩЗ и одной формы меньших ЩЗ на аэродинамические характеристики модели самолета в полетной



конфигурации при  $\delta_3=0$ ; в конфигурации с  $\delta_3=16^\circ$ ; в конфигурации отклонения флаперонов в режиме элеронов, когда образуются так называемые ножницы, при  $\delta_{р.в.} = 0$ ,  $\delta_{р.н.} = 0$ . Вихрогенераторы крепились на носке профиля крыла с достаточно большим шагом 125 мм, чтобы сделать невозможным слияние вихрей от двух соседних вихрогенераторов. Такое слияние вихрей показано на рис. 4.23 по работе [55]. Минимальный шаг расположения вихрогенераторов, при котором не происходит слияния вихрей и обеспечивается максимальная площадь обслуживаемой вихрогенераторами поверхности, определяется мощностью и размерами вихрей и, соответственно, размерами и формой вихрогенераторов, а также числом Рейнольдса.

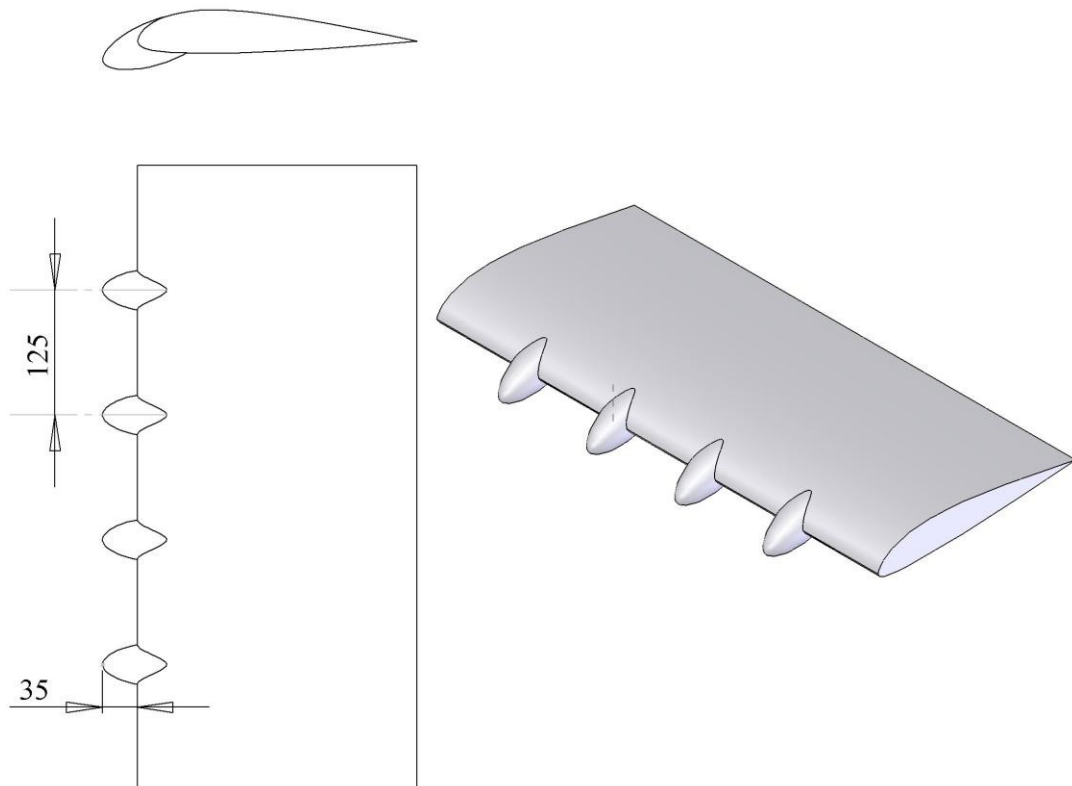


Рис. 4.21. Схема расположения щелевых закрылков на крыле модели.

Для увеличения площади обслуживаемой вихрогенераторами поверхности в промежутки между большими турбулизаторами были вставлены турбулизаторы меньшие по размеру, как это изображено на схеме рис. 4.24. На фото рис. 4.25 изображена модель самолета в рабочей части аэродинамической трубы с установленными на крыле турбулизаторами. На фото рис. 4.26, 4.27 изображено крыло модели самолета с установленными

вихрогенераторами во время эксперимента. Исследование конфигурации модели самолета в конфигурации с ножницами в отклонении закрылков имело целью выяснить влияние вихрогенераторов на эффективность элеронов на больших углах атаки.

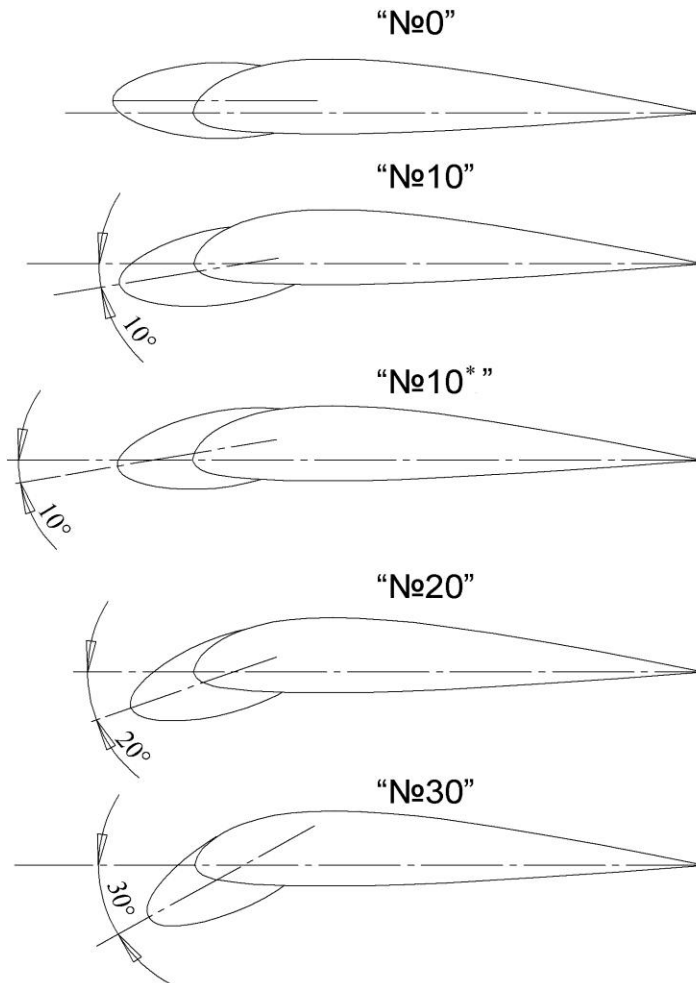


Рис. 4.22. Щелевые закрылки с разным углом наклона относительно хорды крыла.

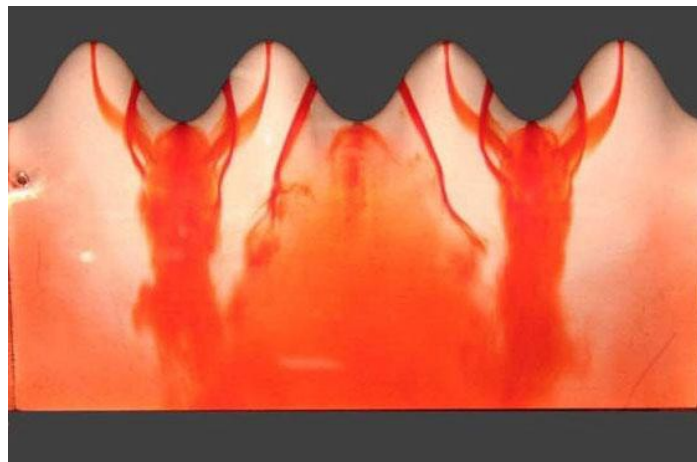


Рис. 4.23. Слияние вихрей от двух соседних вихрогенераторов [55].

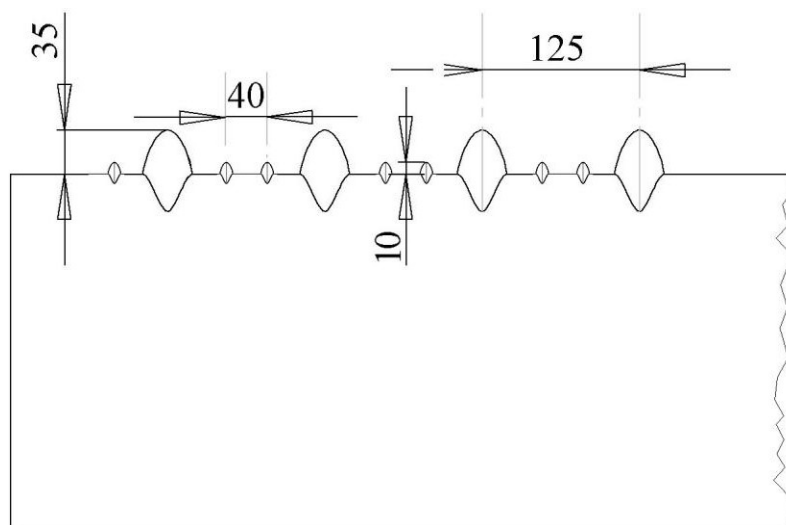


Рис. 4.24. Схема расположения щелевых закрылков с промежуточными ЦЗ меньшего размера.



Рис. 4.25. Модель самолета в рабочей части аэродинамической трубы во время эксперимента.

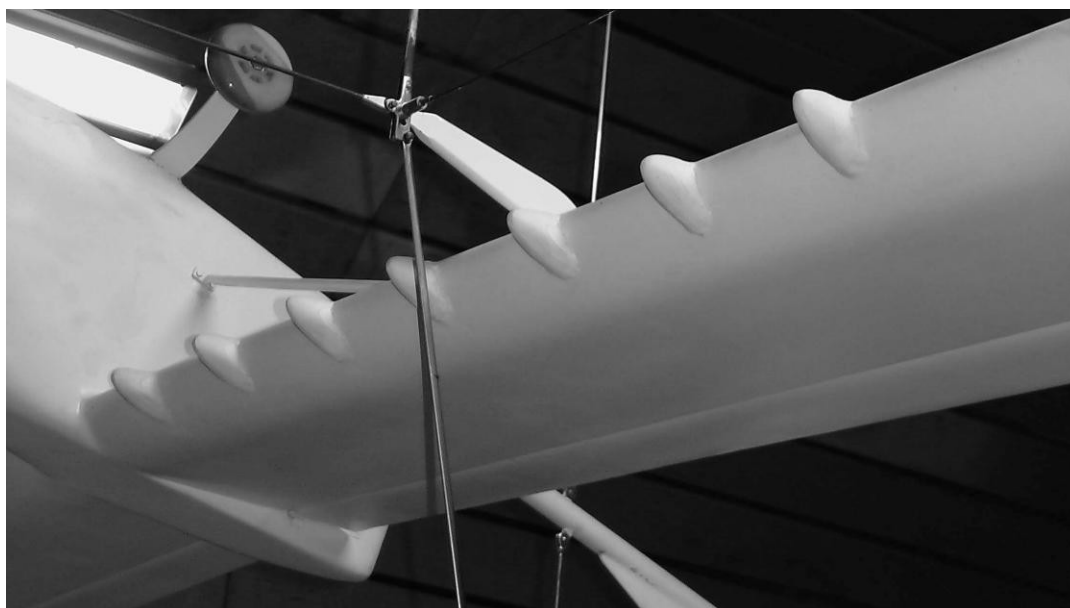


Рис. 4.26. Крыло модели самолета с вихрогенераторами №10.

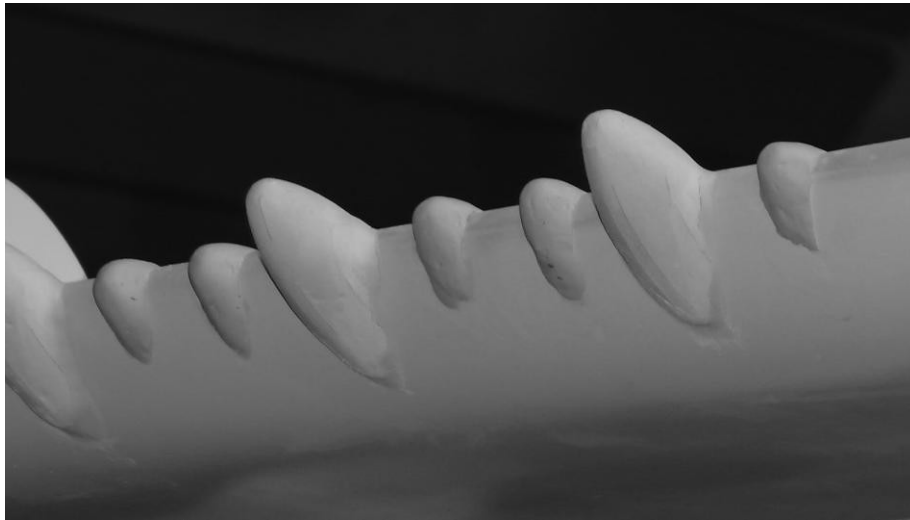


Рис. 4.27. Крыло модели самолета с вихрогенераторами №10\* и дополнительными вихрогенераторами.

Результаты экспериментальных исследований представлены на графиках в виде зависимостей аэродинамических коэффициентов  $C_{xa}$ ,  $C_{ya}$ ,  $C_{mz}$  по углу атаки, поляр и зависимостей аэродинамического качества от  $C_{ya}$ . В случае исследований модели самолета в конфигурации с отклоненными закрылками в элеронном режиме приведены графики зависимостей аэродинамических коэффициентов моментов  $m_x$  и  $m_y$  по углу атаки.

На рис. 4.28–4.32 приведены графики аэродинамических коэффициентов для полетной конфигурации модели самолета без ЩЗ по сравнению с графиками для модели самолета с ЩЗ № 0, 10, 20, 30. Отметим, что применение турбулизаторов практически не повлияло на коэффициент лобового сопротивления  $C_{xa}$ , даже несколько уменьшило сопротивление в эксплуатационном диапазоне углов атаки  $\alpha=4^0\div 16^0$ . Коэффициент подъемной силы  $C_{ya}$  при этом несколько уменьшился, а у итога аэродинамическое качество  $K$  осталось близким к значениям, имевшим место при отсутствии ЩЗ на крыле. Это замечание также видно из поляры, где экспериментальные точки в случае применения ЩЗ легли на линию поляры для отсутствия ЩЗ в эксплуатационном диапазоне  $C_{ya}$ . Угол наклона оси ЩЗ коррелирует с углами атаки крыла, при которых наблюдается малейший прирост лобового сопротивления. В этой связи ЩЗ № 10 и № 20 оказались более эффективными в области эксплуатационных углов атаки. Зависимость коэффициента продольного момента имеет в целом положительную добавку от воздействия

ЩЗ по отношению к случаю чистого крыла. Это совершенно очевидно исходя из геометрической формы профиля с ЩЗ. В области больших углов атаки, где происходит отрыв потока, отрицательный градиент наклона зависимости  $m_z = f(\alpha)$  увеличивается для турбулизаторов №№ 10, 20, 30 и уменьшается для турбулизаторов № 0, что соответствует изменению коэффициента подъемной силы.

Наиболее заметным есть влияние ЩЗ на изменение коэффициента подъемной силы, когда начинает развиваться отрыв воздушного потока с верхней поверхности крыла на больших углах атаки. При отсутствии ЩЗ отрыв потока на верхней поверхности развивается при увеличении угла атаки постепенно от корневой части крыла вперед против потока и в сторону конечностей крыла. При наличии ЩЗ отрыв развивается более энергично и на большей площади крыла, но структура потока в области отрыва в условиях больших продольных вихрей – другая, не приводящая к внезапному падению подъемной силы. Последняя в целом продолжает медленно увеличиваться на закрытых углах атаки для чистого крыла. В условиях полного отрыва потока большие продольные вихри не допускают падения подъемной силы, происходит процесс отрыва, упорядоченный системой больших продольных вихрей.

Приведенный выше анализ влияния ЩЗ на аэродинамические характеристики модели самолета для полетной конфигурации полностью распространяется и на конфигурацию с  $\delta_3 = 16^\circ$ , для которой зависимости аэродинамических коэффициентов показаны на рис. 4.33–4.37.

На рис. 4.38 показано влияние ЩЗ на эффективность элеронов при отклонении флаперонов в элеронном режиме. ЩЗ увеличивают эффективность элеронов в области круга критических и критических углов атаки по сравнению со случаем чистого крыла. Диапазон углов атаки со значением  $m_x$  для чистого крыла расширяется на  $4^\circ \div 5^\circ$  при применении турбулизаторов. Указанный эффект также является следствием воздействия больших продольных вихрей на отрыв потока, особенно на половине крыла с отклоненным вверх закрылком. Этот эффект наблюдается и на

характеристиках поперечного момента модели самолета, приведенных на рис. 4.39. На рис. 4.40–4.44 показаны остальные графики аэродинамических характеристик модели самолета конфигурации с закрылками, отклоненными в элеронном режиме. Наблюдаются те же отличия зависимостей аэродинамических коэффициентов в сравнении с чистым крылом, что и для других конфигураций с  $\delta_3 = 0,16^\circ$ .

Увеличение влияния продольных вихрей за счет установления дополнительных ЩЗ (уменьшение шага их установки), увеличения площади поверхности крыла, находящегося под влиянием вихрогенераторов, приводит к более монотонному с постоянным градиентом росту подъемной силы после начала отрыва потока с верхней поверхности крыла. При увеличении угла атаки крыла до  $28^\circ$  признаков свалки самолета не обнаружено по изменению аэродинамических коэффициентов. В эксплуатационном диапазоне углов атаки аэродинамические характеристики модели самолета остаются практически такими же, что и при отсутствии ЩЗ.

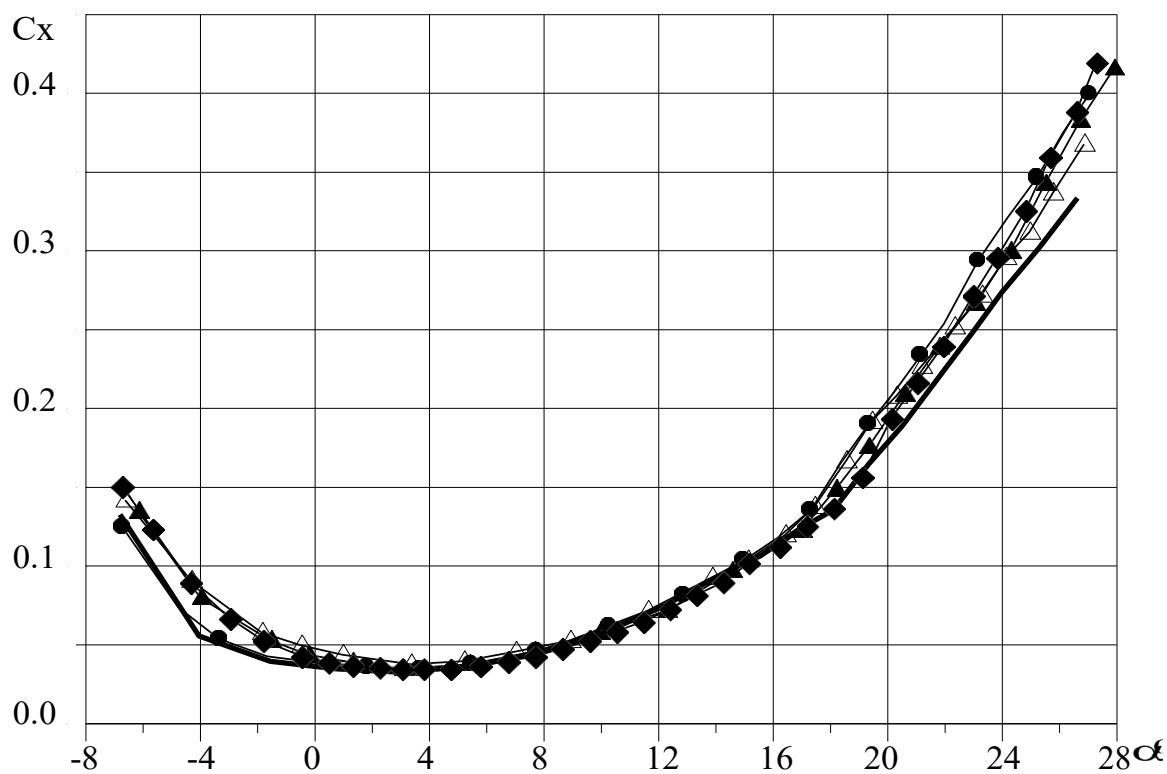


Рис. 4.28. Влияние ЩЗ на коэффициент сопротивления самолета в крейсерской конфигурации: — - без ЩЗ; —●— -ЩЗ №0; —◆— - ЩЗ №10; —▲— - ЩЗ №20; —△— - ЩЗ №30.

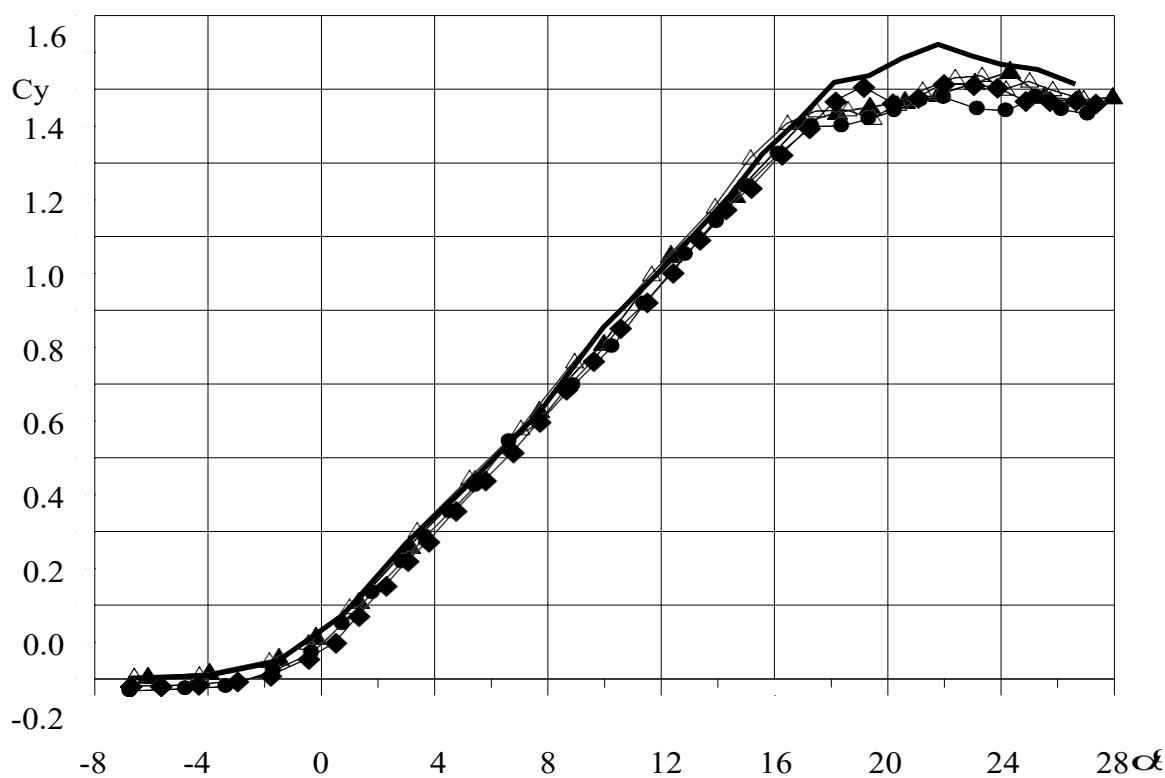


Рис. 4.29. Влияние ЩЗ на коэффициент подъемной силы модели самолета в крейсерской конфигурации: — - без ЩЗ; —●— -ЩЗ №0; —◆— - ЩЗ №10; —▲— - ЩЗ №20; —△— - ЩЗ №30.

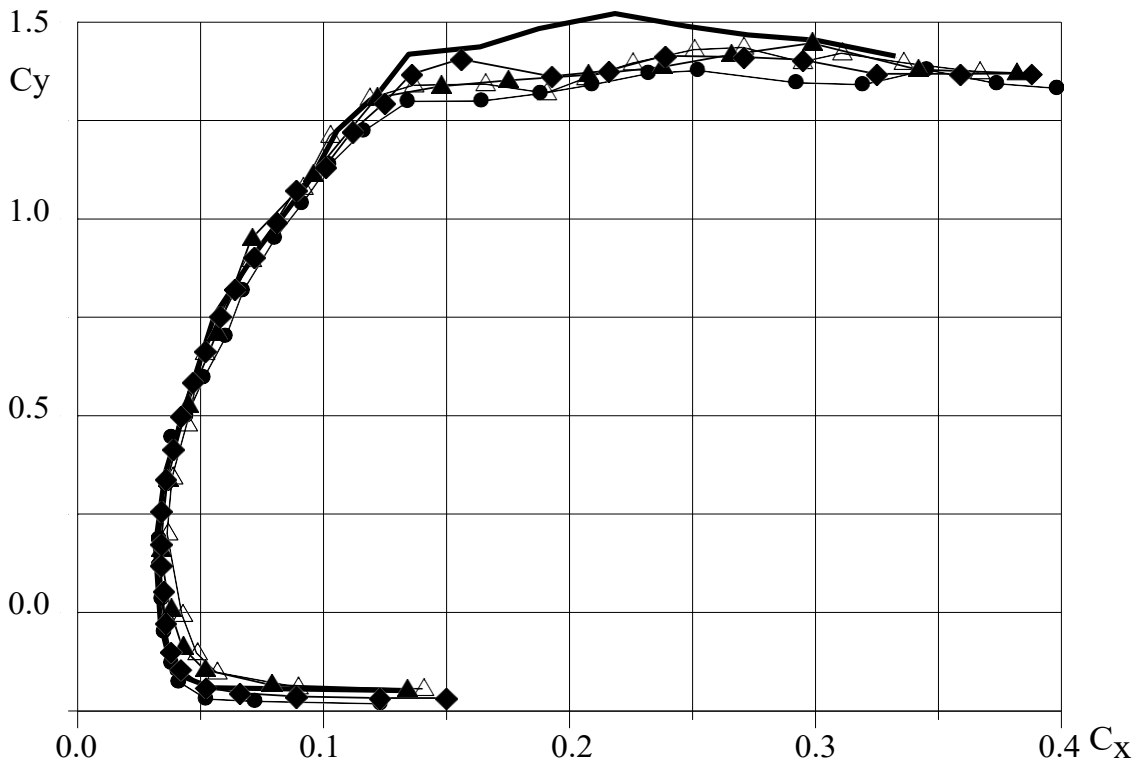


Рис. 4.30. Влияние ЩЗ на полярю силы модели самолета в крейсерской конфигурации: — - без ЩЗ; —●— -ЩЗ №0; —◆— - ЩЗ №10; —▲— - ЩЗ №20; —△— - ЩЗ №30.

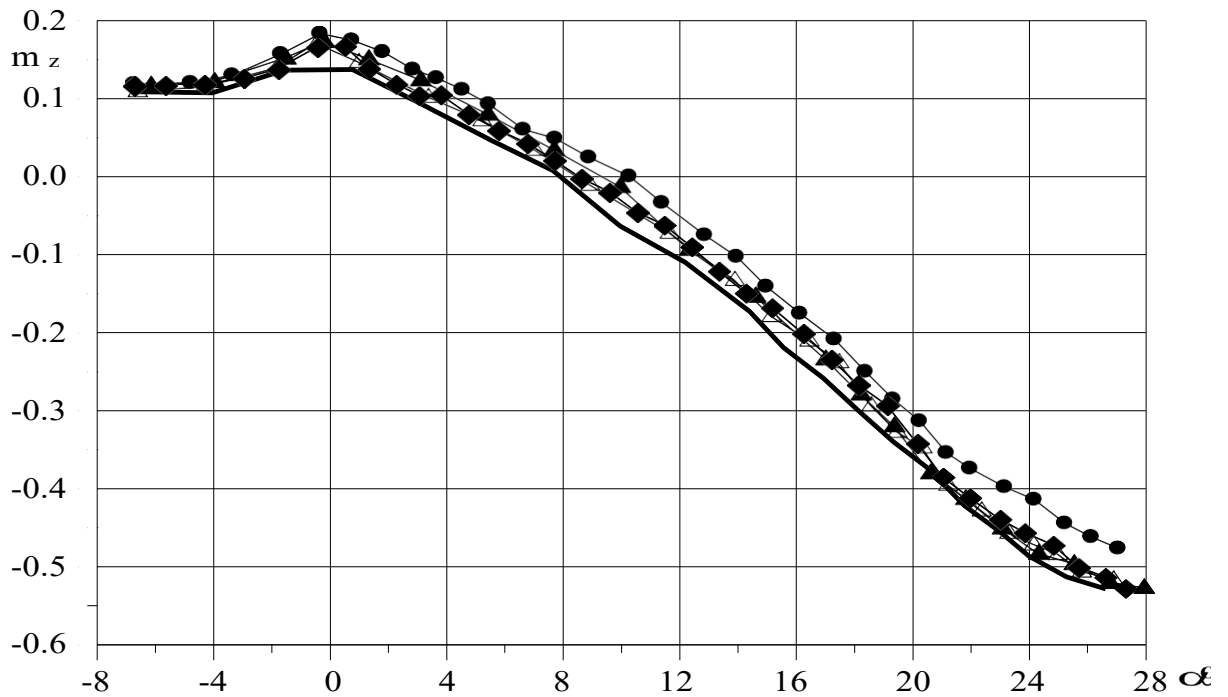


Рис. 4.31. Влияние ЩЗ на коэффициент момента тангужа силы модели самолета в крейсерской конфигурации: — - без ЩЗ; —●— -ЩЗ №0; —◆— - ЩЗ №10; —▲— - ЩЗ №20; —△— - ЩЗ №30.



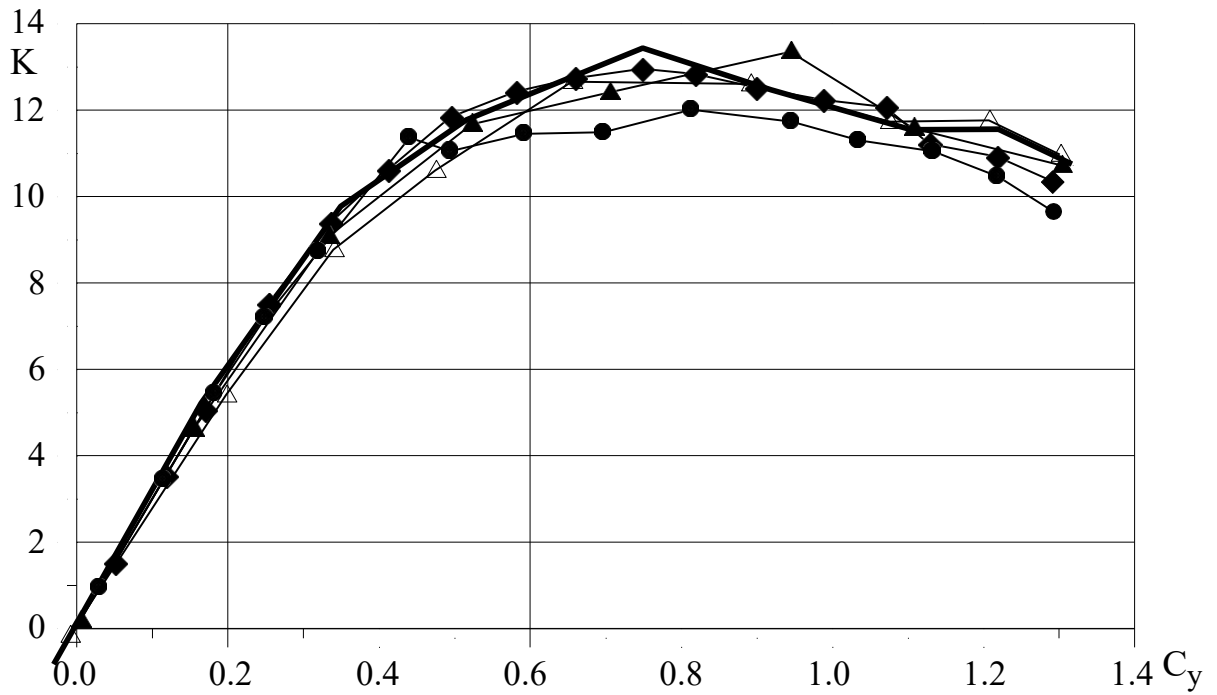


Рис. 4.32. Влияние ЩЗ на аэродинамическое качество модели самолета в крейсерской конфигурации: — - без ЩЗ; —●— -ЩЗ №0; —◆— - ЩЗ №10; —▲— - ЩЗ №20; —△— - ЩЗ №30.

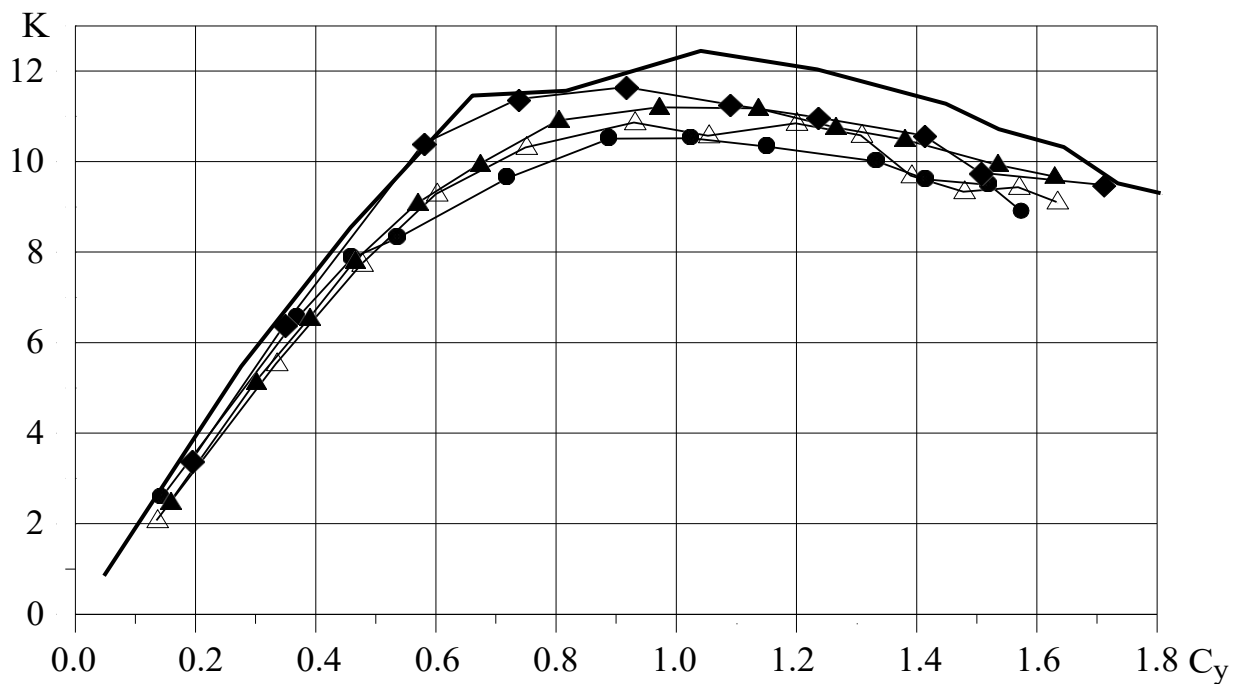


Рис. 4.33. Влияние ЩЗ на аэродинамическое качество модели самолета в конфигурации  $\delta_z=16^\circ$ : — - без ЩЗ; —●— -ЩЗ №0; —◆— - ЩЗ №10; —▲— - ЩЗ №20; —△— - ЩЗ №30.

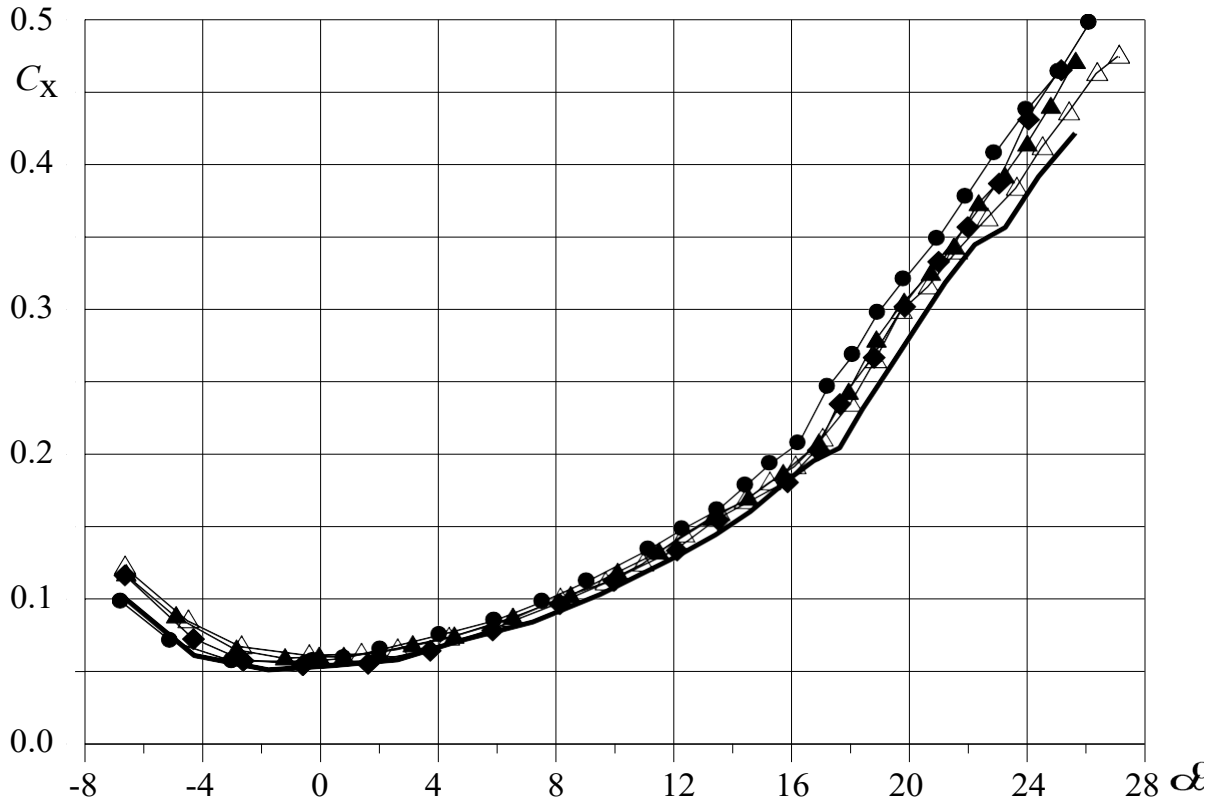


Рис. 4.34. Влияние ЩЗ на коэффициент сопротивления модели самолета в конфигурации  $\delta z=16^{\circ}$ : — - без ЩЗ; —●— -ЩЗ №0; —◆— - ЩЗ №10; —▲— - ЩЗ №20; —△— - ЩЗ №30.

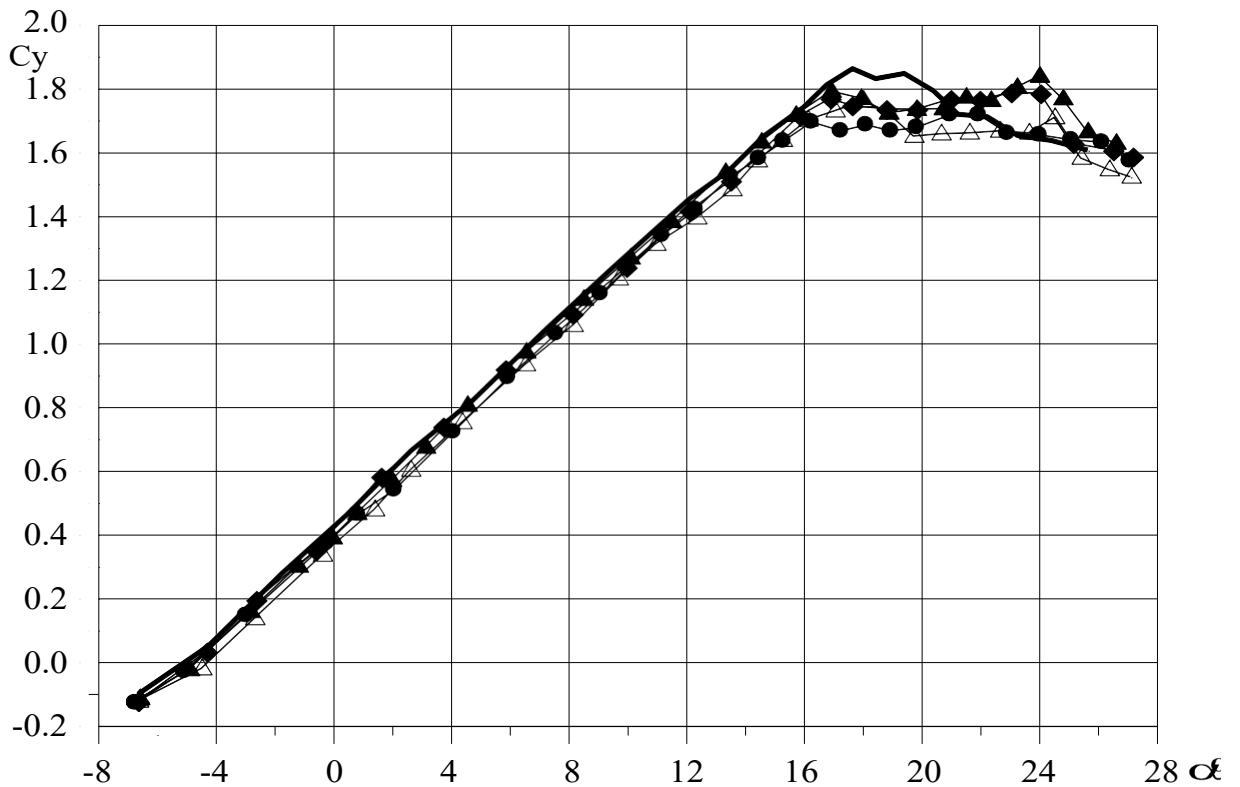


Рис. 4.35. Влияние ЩЗ на коэффициент подъемной силы модели самолета в конфигурации  $\delta z=16^{\circ}$ :

— - без ЩЗ; —●— -ЩЗ №0; —◆— - ЩЗ №10;  
—▲— - ЩЗ №20; —△— - ЩЗ №30.

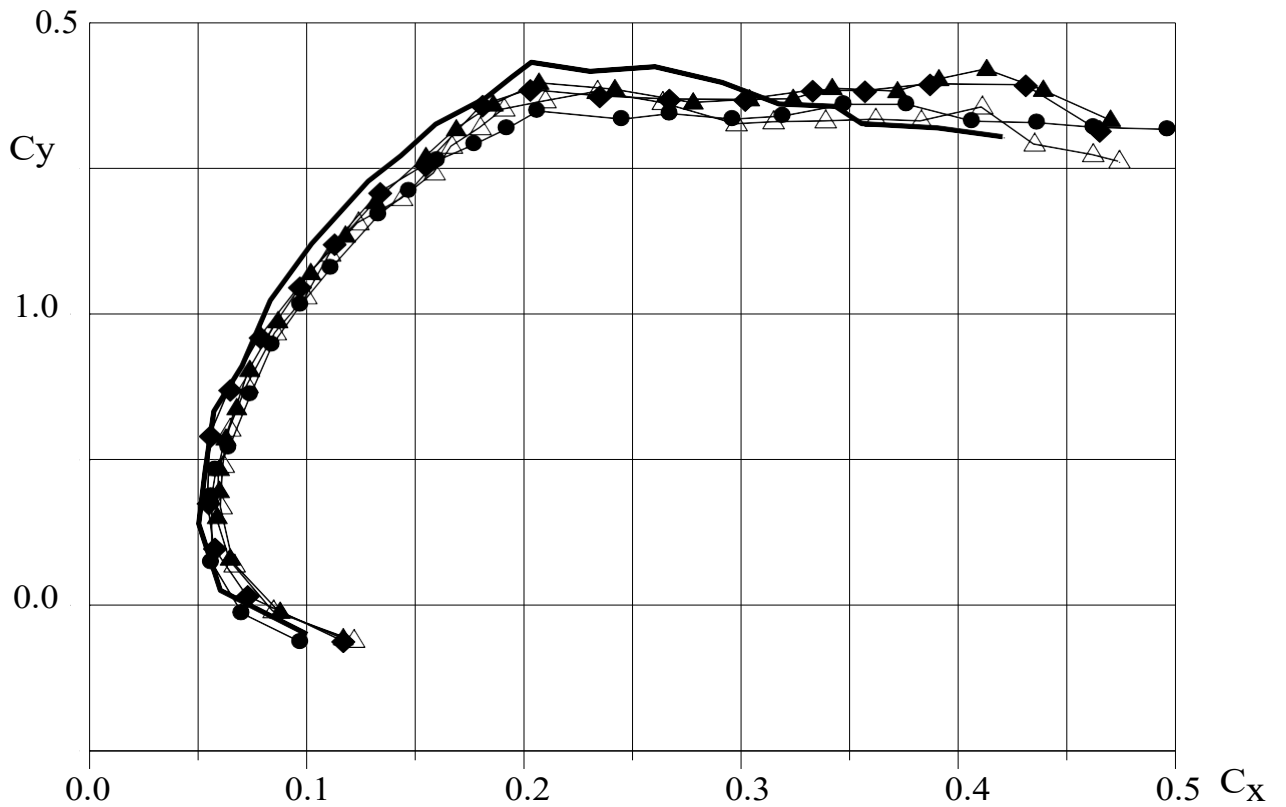


Рис. 4.36. Влияние ЩЗ на полярю модели самолета в конфигурации  $\delta z=16^{\circ}$ :

— - без ЩЗ; —●— -ЩЗ №0; —◆— - ЩЗ №10;  
—▲— - ЩЗ №20; —△— - ЩЗ №30.

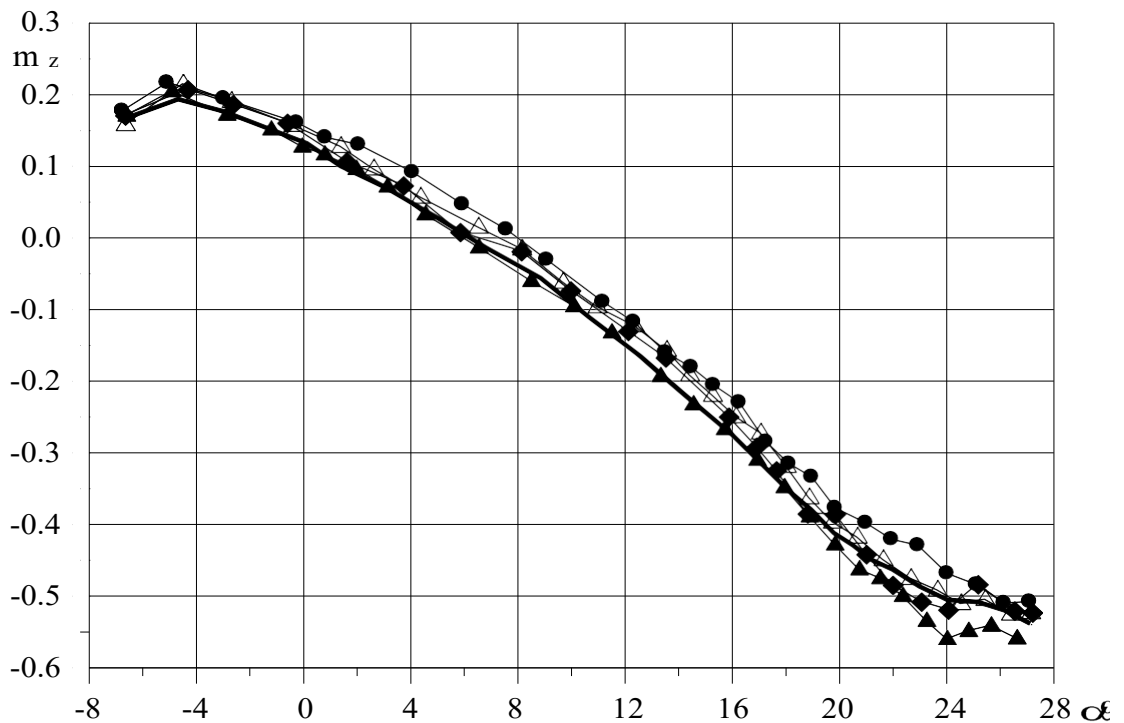
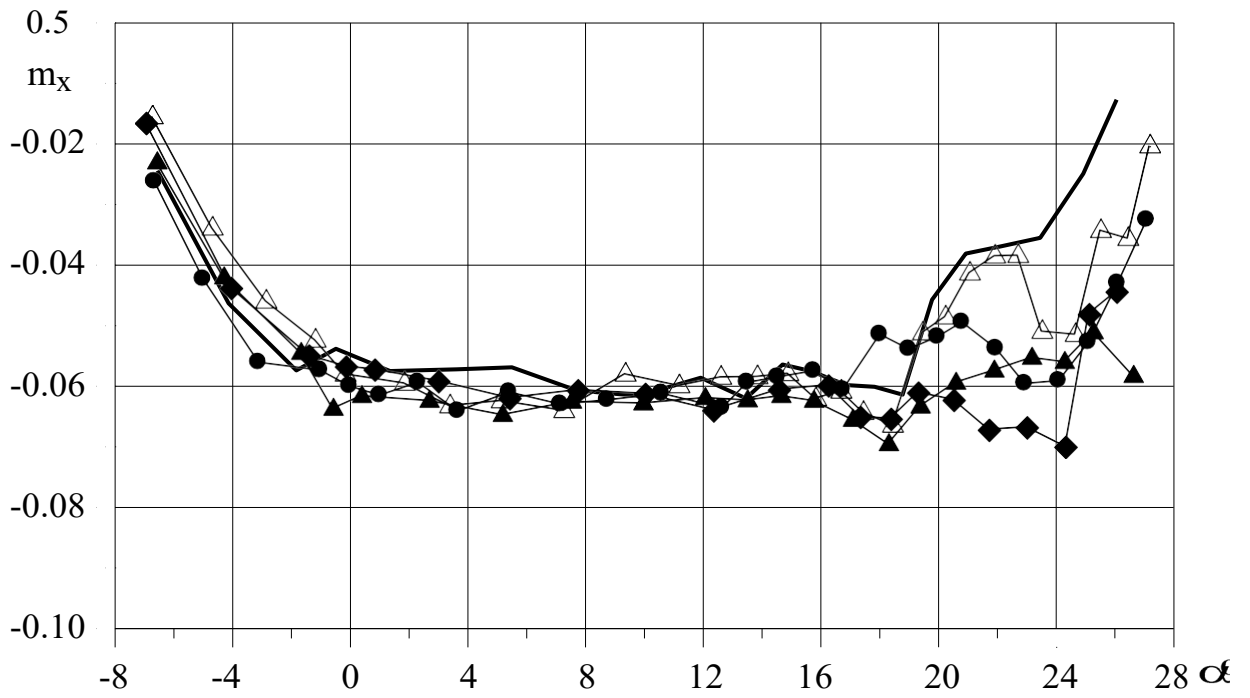


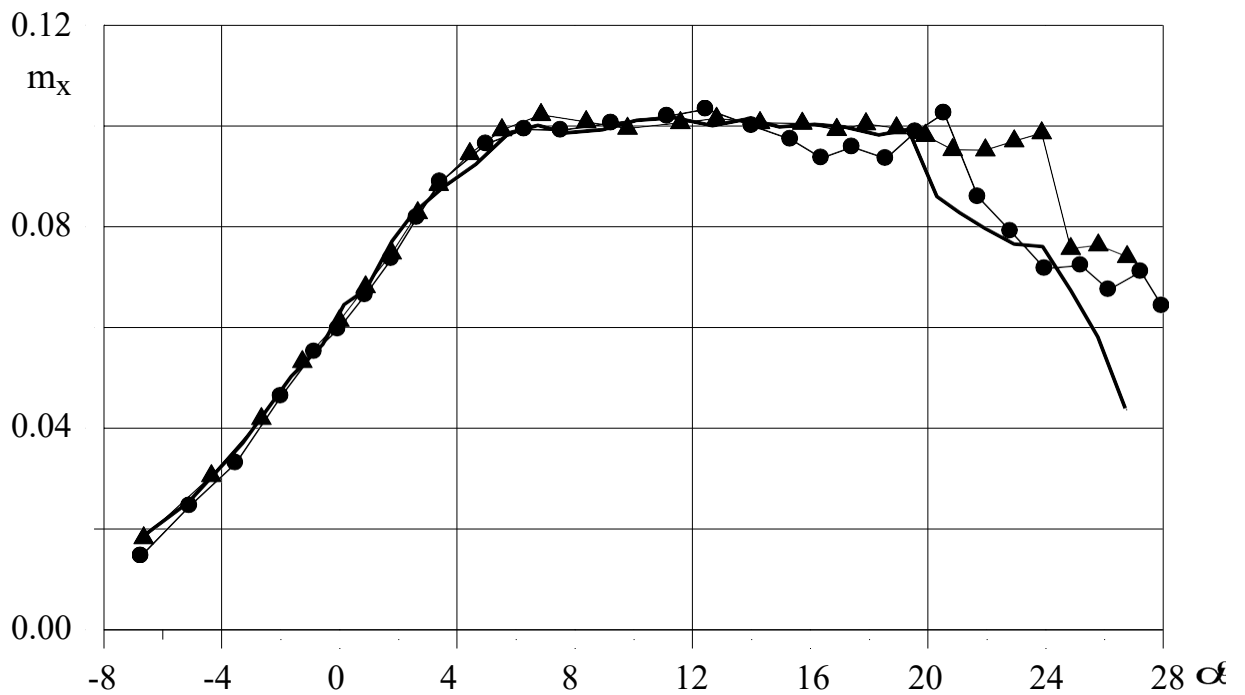
Рис. 4.37. Влияние ЩЗ на коэффициент момента тангажа модели самолета в

конфигурации  $\delta z=16^{\circ}$ : — - без ЩЗ; —●— -ЩЗ №0; —◆— - ЩЗ №10;

—▲— - ЩЗ №20; —△— - ЩЗ №30.



Полетная конфигурация: — - без ЩЗ; —●— - ЩЗ №0; —◆— - ЩЗ №10;  
—▲— - ЩЗ №20; —△— - ЩЗ №30.



Полетная конфигурация:  
— - без ЩЗ; —●— - ЩЗ №10+промежуточные ЩЗ; —▲— - ЩЗ №20.

Рис. 4.38. Влияние ЩЗ на эффективность элеронов.

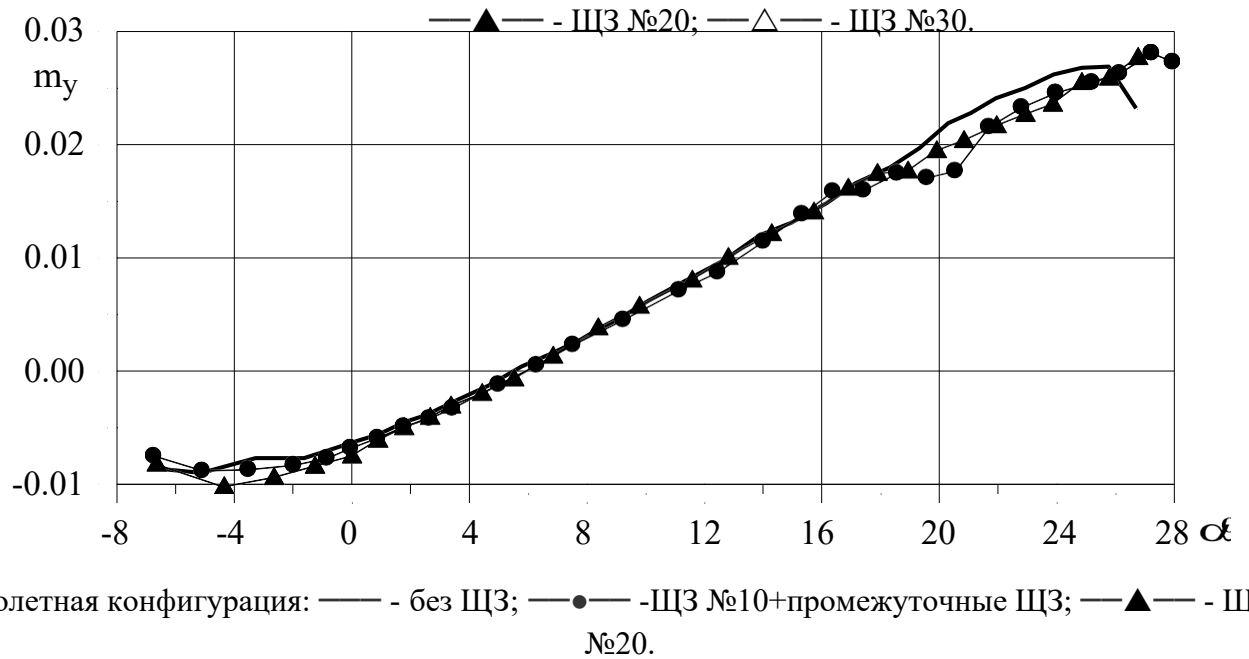
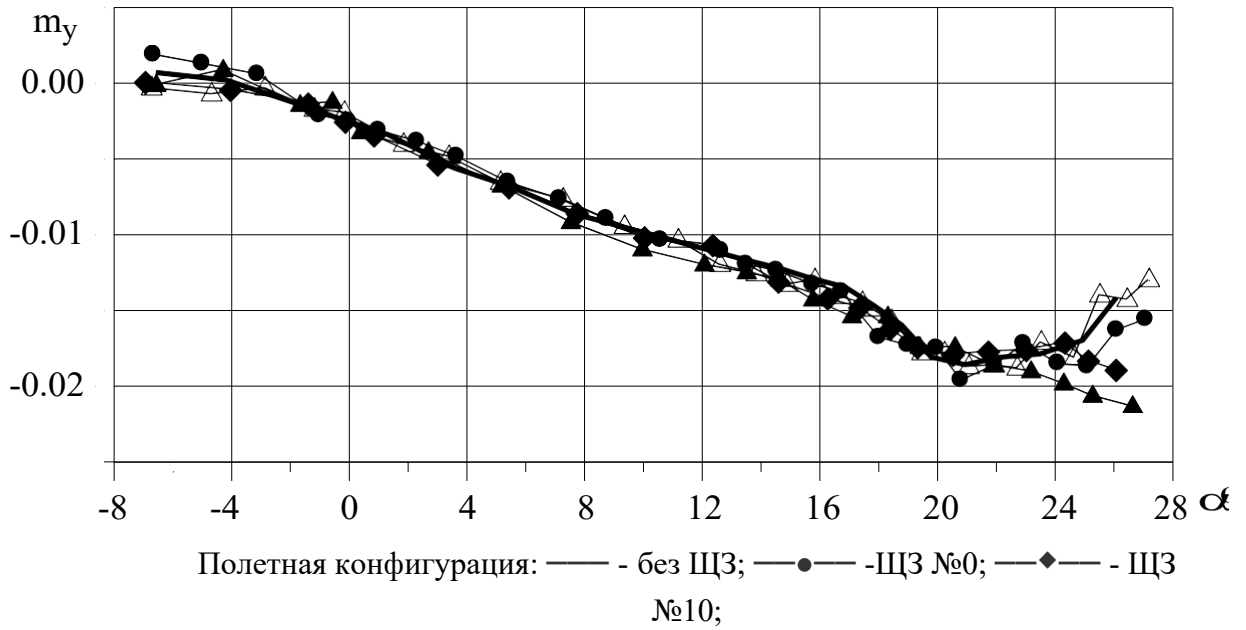


Рис. 4.39. Влияние турбулизаторов на коэффициент момента  $m_y$ .

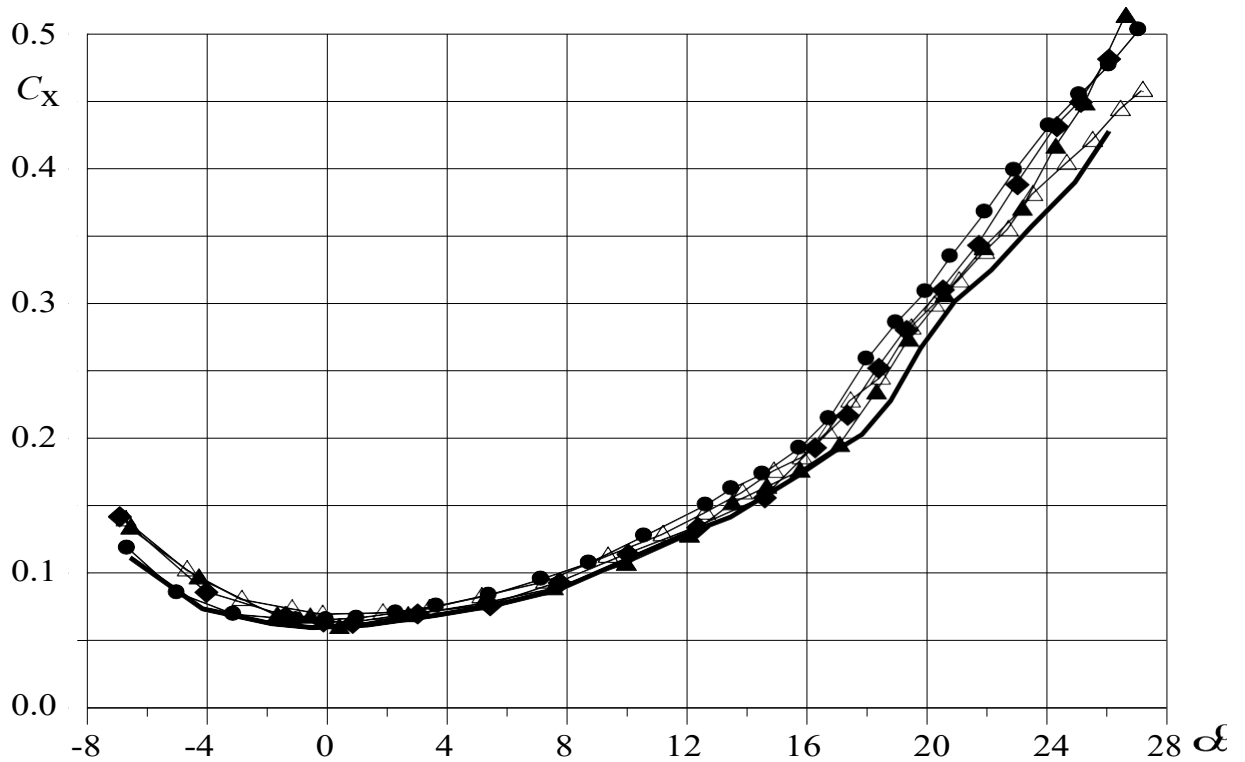


Рис. 4.40. Влияние ЩЗ на коэффициент сопротивления модели самолета в конфигурации с отклоненными флаперонами в элеронном режиме:

— - без ЩЗ; —●— -ЩЗ №0; —◆— - ЩЗ №10;  
 —▲— - ЩЗ №20; —△— - ЩЗ №30.

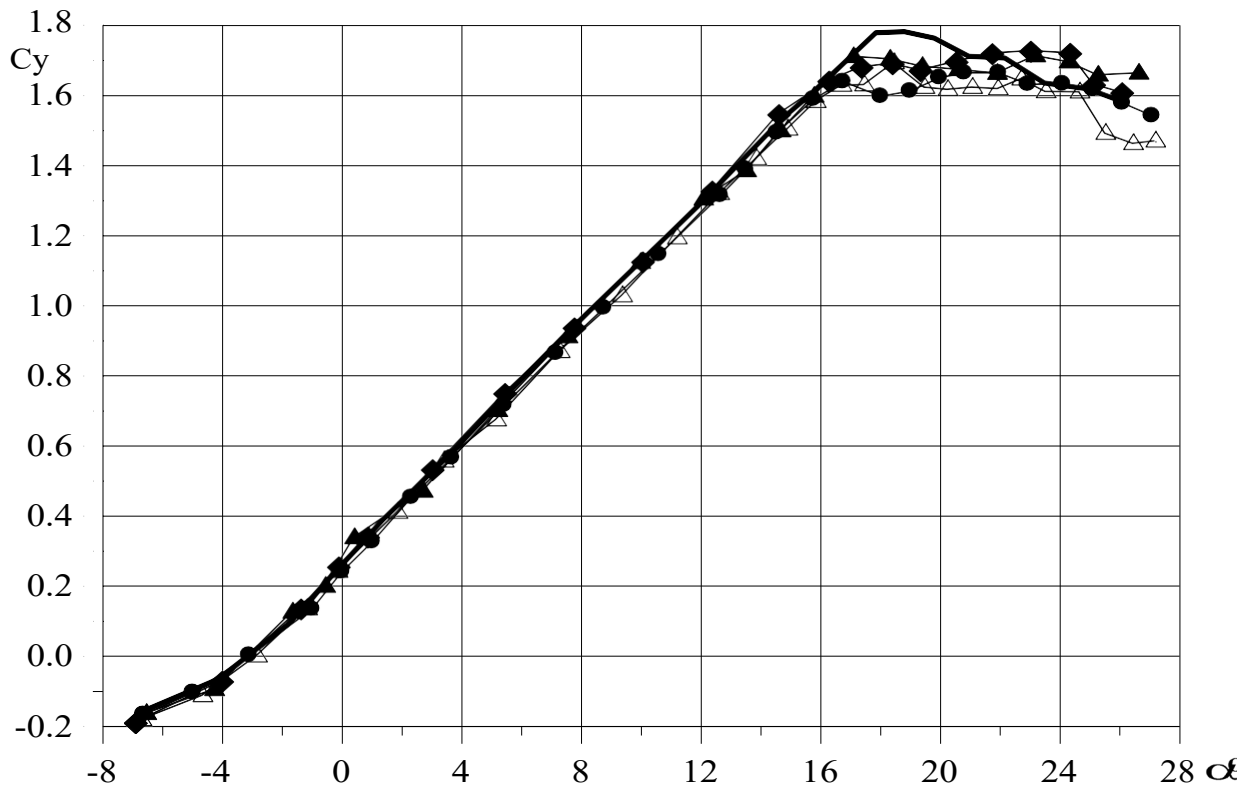


Рис. 4.41. Влияние ЩЗ на коэффициент подъемной силы модели самолета в конфигурации с отклоненными флаперонами в элеронном режиме:

— - без ЩЗ; —●— -ЩЗ №0; —◆— - ЩЗ №10;  
 —▲— - ЩЗ №20; —△— - ЩЗ №30.

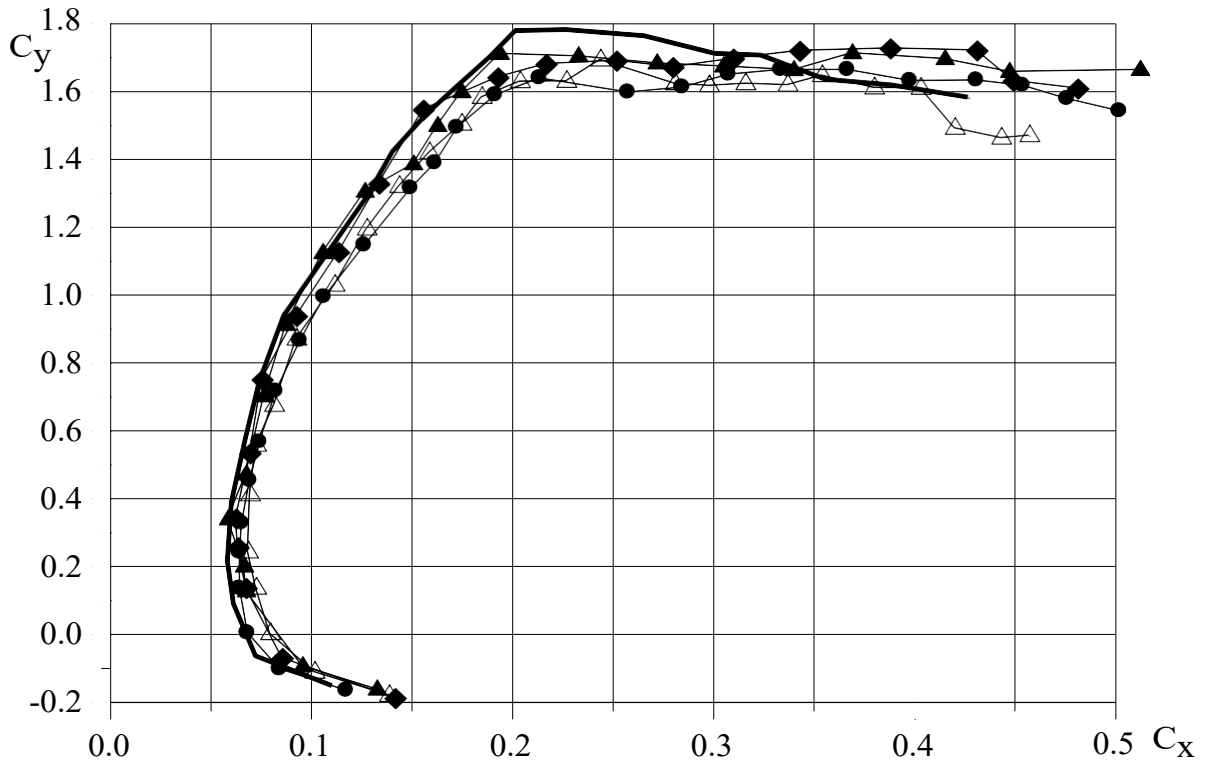


Рис. 4.42. Влияние ЦЗ на поляру модели самолета в конфигурации с отклоненными флаперонами в элеронном режиме:

— - без ЦЗ; —●— - ЦЗ №0; —◆— - ЦЗ №10;  
 —▲— - ЦЗ №20; —△— - ЦЗ №30.

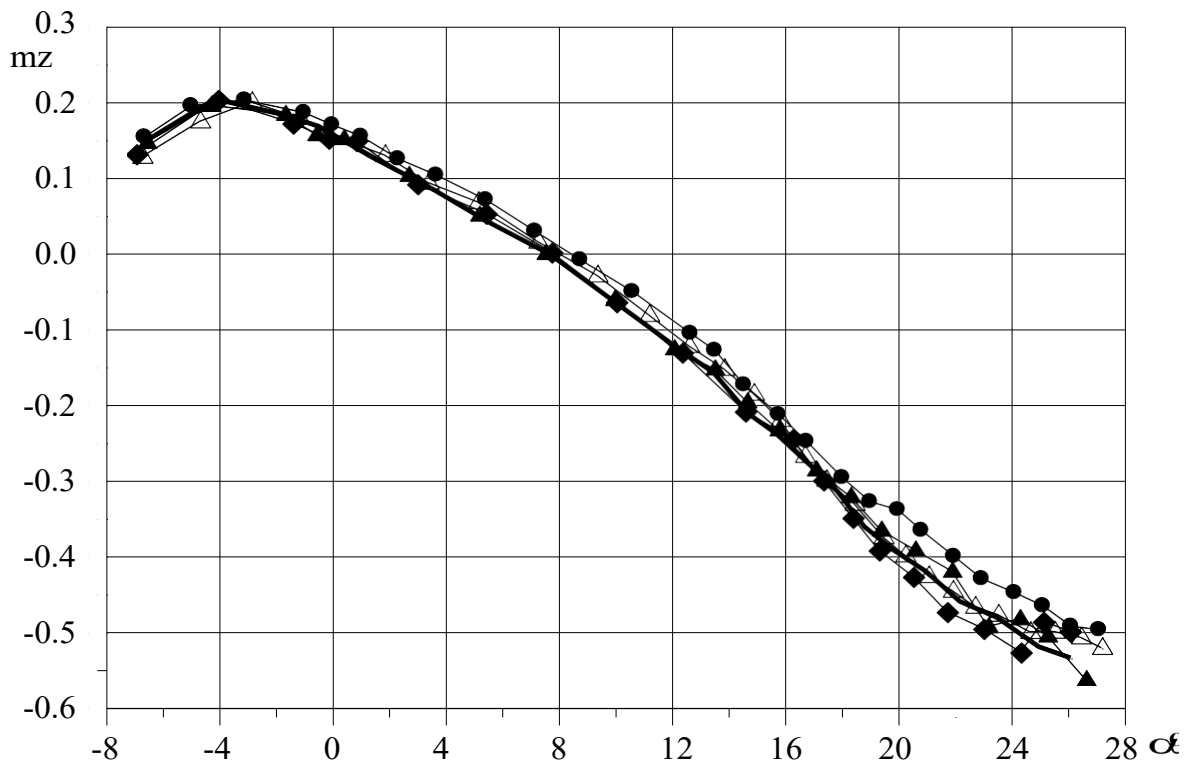


Рис. 4.43. Влияние ЦЗ на коэффициент момента тангажа модели самолета в конфигурации с отклоненными флаперонами в элеронном режиме:

— - без ЦЗ; —●— - ЦЗ №0; —◆— - ЦЗ №10;  
 —▲— - ЦЗ №20; —△— - ЦЗ №30.

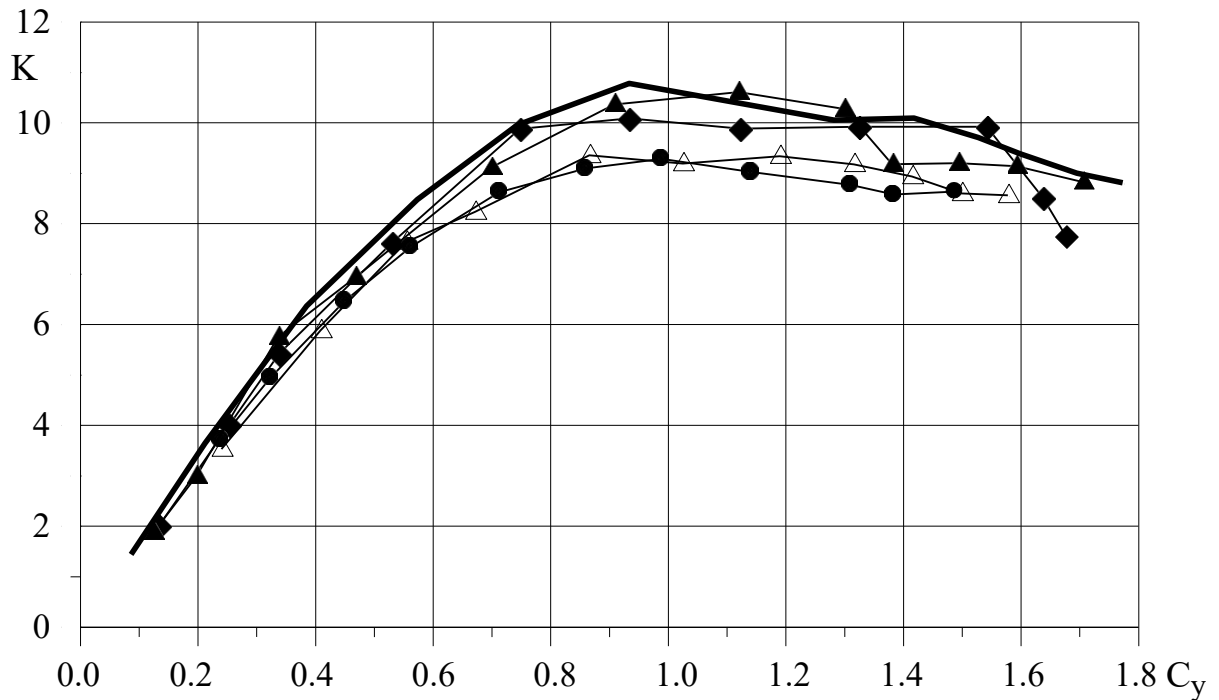


Рис. 4.44. Влияние ЩЗ на аэродинамическое качество модели самолета в конфигурации с отклоненными флаперонами в элеронном режиме:

— - без ЩЗ; —●— -ЩЗ №0; —◆— - ЩЗ №10;  
 —▲— - ЩЗ №20; —△— - ЩЗ №30.

#### Выводы по разделу 4

1. Анализ данных, полученных в ходе проведенных экспериментальных исследований, позволил найти коэффициенты регрессионной модели нестационарных аэродинамических характеристик крыла с щелевыми закрылками для диапазона режимов  $Re = 7 \cdot 10^5 \div 1.1 \cdot 10^6$ ;  $St=0.02 \div 0.14$ .

2. Дренажные испытания МОК в статическом режиме обнаружили, что максимальная разрядка на поверхности крыла при наличии ЩЗ не увеличивается для углов атаки  $\alpha \leq 10^\circ$ , что свидетельствует о неизменности критического числа Маха крыла на крейсерских углах атаки.

3. Динамические испытания крыла с установленными щелевыми закрылками оказали значительное влияние ЩЗ на нестационарные аэродинамические производные для всего диапазона чисел Струхалия и Рейнольдса. Если в окрестностях малых углов атаки существенно меняется только первая производная коэффициента сопротивления  $C_{xa}^*$ , то на колокритических углах атаки ЩЗ значительно изменяют первые производные всех изучаемых



аэродинамических коэффициентов:  $C_{ya}^{\alpha^*}$ ,  $C_{xa}^{\alpha^*}$ ,  $M_z^{\alpha^*}$ .

Это указывает на большее раскрытие динамических петель на зависимости соответствующих аэродинамических коэффициентов от угла атаки  $\alpha$ . Результаты свидетельствуют о большем проявлении эффектов нестационарности при колебании крыла с установленными щелевыми закрылками по сравнению с колебаниями гладкого крыла.

4. Эффекты связаны с продольной вихревой структурой, порождающей ЦЗ значительно проявляющиеся при низких числах Струхала. При увеличении частоты колебаний возрастает интенсивность поперечных вихрей, образующихся вследствие изменения циркуляции вокруг крыла при периодическом изменении угла атаки и вихревая структура образована ЦЗ оказывает значительно меньшее влияние на общее течение вокруг исследуемого МОК, на первый план получают эффекты связанные с нестационарным обтеканием крыла.

5. Весовые исследования модель самолета А-20 с установленными щелевыми закрылками обнаружили увеличение критического угла атаки с  $18^0$  до  $24^0$ , а также увеличение углов атаки, при которых сохраняется эффективность элеронов с  $19^0$  до  $24^0$ .

## 5. РАЗРАБОТКА СТАРТАП-ПРОЕКТА

Разработка и запуск первоначального проекта включает в себя ряд шагов, которые определяют рыночные ожидания проекта, производственный план и принципы, финансовый анализ и анализ рисков, а также меры, принимаемые для поощрения инвесторов к участию в тендере. Первоначальный проект был разработан в соответствии с рекомендациями, приведенными в руководстве [26].

### 5.1 Описание идеи проекта

Содержание предложенной идеи, ее возможные применения и основные преимущества, которые может получить пользователь продукта, перечислены в Таблице 5.1 и обеспечивают целостное представление о содержании идей и потенциальных рынках для потенциальных групп клиентов.

Таблица 5.1 – Описание идеи стартап-проекта

| <i>Содержание идеи</i>     | <i>Область применения</i> | <i>Преимущества для пользователя</i> |
|----------------------------|---------------------------|--------------------------------------|
| Улучшение характеристик ЛА | Увеличение ЛТХ ЛА         | Увеличение ЛТХ ЛА                    |

### 5.2 Технологический надзор за проектом

Организация производства самолетов путем создания инженерно-производственной компании не требует изобретения новых технологий, так как ее деятельность основана на использовании простых и доступных технологий и материалов для производства самолетов общего назначения. Команда также исследовала, разработала и внедрила уникальные технологии склеивания, изготовления и сборки узлов и компонентов сверхлегких самолетов. Третьим лицам и организациям крайне сложно воспроизвести эти технологии без технической документации.

### 5.3 Анализ возможностей рынка для запуска стартап-проекта

Это позволяет вам планировать аспекты развития проекта с учетом рыночных возможностей, которые могут быть использованы при реализации проекта на рынке, и рыночных угроз, которые могут препятствовать реализации проекта, рыночных условий, потенциальных потребностей клиентов и предложений конкурирующих проектов.

Таблица 5.2 – Характеристика потенциальных клиентов стартапа проекта

| № п/п | Потребность, которая формирует рынок                | Целевая аудитория (целевые сегменты рынка) | Различия в поведении разных потенциальных групп клиентов | Потребительские требования к услуге  |
|-------|---|--|--|--------------------------------------|
| 1     | Высокие летные характеристики сверхлегких самолетов | Пилоты авиации общего назначения           | Портативность, эффективность применения                  | Наличие лицензии на обучение пилотов |

Завершающим этапом рыночного анализа возможностей реализации проекта является составление SWOT-анализа (аналитическая матрица сильных и слабых сторон (Длина) и слабых сторон (Слабые стороны), угроз (Проблемы) и возможностей, связанных с приложением (Возможности).

Перечень рыночных угроз и рыночных возможностей основан на анализе угроз и факторов маркетинговой среды. Рыночные угрозы и рыночные возможности являются результатом воздействия факторов (прогнозируемых результатов), и наоборот, они еще не реализованы на рынке и имеют определенную вероятность реализации. Например: ужесточение государственного регулирования в отношении сверхлегких самолетов представляет собой угрозу, которую можно использовать для прогнозирования падения спроса на сверхлегкие самолеты, особенно в низком ценовом диапазоне. Сохранение производства БПЛА по невысокой цене. Анализ SWOT - стартапа проекта представлен в таблице 5.3.

Таблица 5.3 – SWOT- анализ стартап-проекту

|  |  |
|--|--|
| Сильные стороны: сверхлегкий самолет с высоким LTX, специальных навыков не требуется | Слабые стороны: зависимость от атмосферных условий полета  |
| Особенности: Разработать высокоэффективный самолет индивидуально для заказчика.      | Угрозы: появление сильной конкуренции, усиление государственного регулирования частных самолетов |

#### 5.4. Разработка рыночной стратегии проекта

Рыночная стратегия на первом этапе развития предполагает определение стратегии охвата рынка, определение целевых групп потенциальных потребителей.

Заказчиками проекта являются отдельные организации, которые используют сверхлегкие самолеты общего назначения или могут использовать их в своей работе. Поскольку проект ориентирован на разные сегменты, была выбрана дифференцированная маркетинговая стратегия. Для работы в определенных сегментах рынка необходимо разработать базовую стратегию развития (таблица 5.4).

Таблица 5.4 – Базовая стратегия развития

|  |   |
|--|---|
| Был выбран альтернативный проект развития                            | <b>Стратегия специализации (фокусируется на потребностях целевого сегмента, не пытаясь охватить весь рынок. Здесь цель состоит в том, чтобы удовлетворить потребности выбранного целевого сегмента лучше, чем его конкуренты. Этот тип стратегии может быть основан на лидерстве по затратам в сегмент легких самолетов общего назначения.)</b> |
| Стратегия покрытия рынка   | Стратегия полного охвата рынка (компания старается удовлетворить потребности рынка в целом. Реализовать эту стратегию можно, создав универсальное семейство сверхлегких автомобилей).   |
| Важные конкурентные позиции в соответствии с выбранной альтернативой | Улучшение и снижение стоимости строительства за счет массы.   |

|                           |   |
|---------------------------|---|
| Стратегия развития фондов | Стратегия концентрированного роста (стратегия, которая меняет продукт и / или рынок. Если вы будете следовать этой стратегии, компания разработает сверхлегкий самолет или начнет производство нового самолета, не меняя своего предназначения. Когда дело касается рынка, компания ищет возможности улучшить свои позиции на текущем рынке (Украина) или перейти на новый рынок.). |
|---------------------------|---|

Следующим шагом является выбор стратегии конкурентного поведения (Таблица 5.5).

Таблица 5.5 Конкурентный выбор стратегии конкурентного поведения

| Является ли проект «пионером» на рынке? | Будет ли компания искать новых клиентов или от своих конкурентов? | Компания скопирует основные характеристики продукта конкурента и какие? | Стратегия конкурентного поведения |
|---|---|---|-----------------------------------|
| Нет                                     | да  | Нет   | Лидер имитационной стратегии      |

Стратегия лидерства по затратам предполагает, что из-за внутренних и / или внешних факторов компания может обеспечить большую прибыль, чем конкуренты, между стоимостью продукта и средней рыночной ценой (или ценой основного конкурента). В частности, эта стратегия предполагает, что компания может достичь более низких затрат за счет более широких возможностей продаж (портфель договоров поставки) и эффективности. Эта стратегия часто тесно связана с возможностью добиться экономии за счет масштаба и опыта.

Инвестиции, чтобы выбрать эту стратегию, контролировать фиксированные затраты, сокращать производственные затраты, маркетинг и рекламу, снижать затраты, тщательно разрабатывать новые продукты.

Преимущества стратегии (по мнению Ж.-Ж. Ламбена):

- даже в случае ценовой войны фирма может напрямую полагаться на своих конкурентов и получать прибыль от минимальной цены, разрешенной для конкурентов;
- сильные покупатели не могут обеспечить снижение цены ниже приемлемого уровня для самого сильного конкурента;

- обеспечивает защиту от сильных поставщиков, так как они получают большую гибкость в компании в случае снижения затрат, увеличения затрат на входные ресурсы;
- Низкие цены являются препятствием для новых конкурентов, а также обеспечивают хорошую защиту от заменителей.

Используя эту стратегию, менее эффективные по размеру и структуре затрат компании, которые не могут внедрять технологические инновации, направленные на снижение затрат, будут вынуждены уйти с рынка во время конкуренции. 4.5

#### Разработка маркетинговой программы для стартап-проекта

Первый шаг - это формирование маркетинговой концепции продукта, который получит потребитель. Для этого в Таблице 5.6 приведены результаты предварительного АНАЛИЗА конкурентоспособности продукта.

Определите основные преимущества потенциальной концепции продукта

Таблица 5.6

| Нужно                             | Преимущества продукта   | Ключи перед конкурентами (так или иначе, так же хорошо, как и раньше)   |
|-----------------------------------|---|---|
| Сверхлегкий самолет с высоким LTX | Более низкая цена по сравнению с конкурентами, возможность взлетать и приземляться из самых низких областей | Разнообразие применений, модульная конструкция, возможность превращения сверхлегкого самолета в беспилотный вариант |

Заключительным компонентом маркетинговой программы является разработка концепции маркетинговой коммуникации, основанной на определенных характеристиках поведения клиентов на заранее выбранной основе для позиционирования.

Реклама и продвижение услуг, предлагаемых в рамках проекта, включают:

- прямой маркетинг;
- личные продажи;
- размещение предложения потенциальным клиентам;
- создание видео презентации;
- обзвонить потенциальных клиентов;
- выставки и другие мероприятия по продвижению продукта.

Основным направлением рекламной кампании является информирование

потенциальных клиентов напрямую через периодическое участие в различных выставках, авиашоу и использование контекстной рекламы в Интернете.

### **Выводы по разделу 5**

Сверхлегкие самолеты в развитых странах давно приобрели значительную популярность и значительно расширили свои возможности. Проблема с современными сверхлегкими самолетами заключается в том, что такие летательные аппараты связаны с особенностями существующей сети аэропортов, поэтому важно разработать сверхлегкий самолет с минимальными затратами, который мог бы взлетать и садиться на минимально возможные взлетно-посадочные полосы. Для этого можно использовать технологии «начала прошлого века» как самые дешевые и проверенные временем. Привлекая достаточное количество квалифицированных или неквалифицированных рабочих и предоставляя необходимые инструменты, можно достичь поставленных целей по быстрому производству большого количества простых, дешевых и универсальных сверхлегких самолетов, способных удовлетворить насущные потребности потребителей.

1. В диссертации подтверждена возможность рыночной коммерциализации проекта. Был отмечен текущий спрос на быстрорастущем рынке.
2. Благодаря усовершенствованному механизму крыла сверхлегкого самолета он разработал инструмент для уменьшения необходимой длины взлетно-посадочной полосы, который обещает использовать в производстве, поскольку он дешевле и экологичнее аналогов и конкурентов на рынке.
3. Определены общие инструкции по эксплуатации и проанализированы рыночные возможности для реализации бизнес-проекта.

## ВЫВОДЫ

В диссертационной работе изложены теоретическое обобщение и решение актуальной научной задачи – определение зависимостей аэродинамических коэффициентов крыла с щелевыми закрылками от параметров нестационарного обтекания, что имеет существенное значение для повышения точности расчета аэродинамических характеристик крыла при проектировании перспективных воздушных судов.

Теоретическое значение полученных результатов состоит в определении закономерностей воздействия щелевых закрылков на аэродинамические характеристики крыла в условиях нестационарного обтекания.

Практическое значение полученных результатов заключается в повышении достоверности прогноза аэродинамических нагрузок на конструкцию планера при проектировании перспективных воздушных судов.

На основании выполненных исследований сделаны следующие выводы:

1. Учет нестационарности в расчете аэродинамических характеристик актуально с точки зрения повышения эффективности систем управления, совершенствования расчета нагрузок на конструкцию ЛА, повышения достоверности решения прямых и обратных задач динамики полета. Однако на данный момент не разработаны достоверные теоретические методы расчета нестационарных аэродинамических характеристик крыла с учетом эффектов, связанных с продольной вихревой структурой, образующейся щелевыми закрылками.

2. Получены зависимости аэродинамических коэффициентов крыла с щелевыми закрылками от параметров нестационарного обтекания – чисел Рейнольдса и Струхала.

3. Разработана регрессионная модель нестационарных аэродинамических характеристик крыла с щелевыми закрылками, основанная на обобщении результатов проведенных экспериментальных исследований, позволяет повысить точность расчета аэродинамических характеристик крыла с щелевыми закрылками в условиях нестационарного обтекания для диапазона режимов  $Re = 7 \cdot 10^5 \div 1.1 \cdot 10^6$ ;  $St = 0.02 \div 0.14$ .



4. Разработана методика экспериментальных исследований нестационарных аэродинамические характеристики реализует физическое моделирование обтекания исследуемого объекта неустойчивым потоком и позволяет исследовать интегральные и распределенные аэродинамические характеристики модели.

5. Экспериментально доказано, что щелевые закрылки увеличивают проявление эффектов нестационарности на крыле по сравнению с гладким контрольным крылом. Влияние щелевых закрылков на нестационарные аэродинамические характеристики крыла уменьшается с увеличением числа Струхаля.

6. При увеличении частоты колебаний растет интенсивность вихревой пелены, образуемая вследствие изменения циркуляции вокруг крыла при периодической смене угла атаки, а вихревая структура, образованная щелевыми закрылками, оказывает значительно меньшее влияние на общее течение вокруг исследуемого крыла, на первый план выходят эффекты связаны с нестационарным обтеканием крыла.

7. Достоверность результатов исследований подтверждается проведенным анализом значимости коэффициентов уравнения регрессии и общего качества регрессии, использованием апробированных методов статистического анализа, а также сертификатами рабочих эталонов на приборы, использованные во время экспериментальных исследований.

## ПЕРЕЧЕНЬ ССЫЛОК

1. Жила В.Г. Метод определения нестационарных аэродинамических характеристик самолетов // Диссертация на соискание ученой степени к.т.н. по специальности 05.07.09. – Киев, КИИГА, 1986.
2. Швец А.В. Влияние нестационарного обтекания на динамику полета самолета // Диссертация на соискание учёной степени к.т.н. – Киев, КИИГА, 2007.
3. Mc.Croskey W.I. Viscous-inviscid interaction oscillating airfoils в subsonic flow // AIAA Journal, V 20, № 21982, 167-174 pp. AIAA Paper 1981. – 81-0051.
4. Bland S.R. AGARD two-dimensional aeroelastic configurations // AGARD AR 156, August 1979.
5. Bland S.R. AGARD three-dimensional aeroelastic configurations // AGARD AR 167, March 1982.
6. Compendium of unsteady aerodynamic measurements// AGARD Report No.702. August 1982.
7. Compendium of unsteady aerodynamic measurements// AGARD Report No.702 Addendum 1. May 1985.
8. Osborn R.F. Active Flow Control Using High-Frequency Compliant Structures // Journal of aircraft. Vol. 41, No. 3, May–June 2004. с. 603-609.
9. Collis S. S Issues in active flow control: theory, control, simulation, and experiment // Progress in Aerospace Sciences 40, 2004. с. 237-289.
10. Некрасов А.Н. Теория крыла в нестационарном потоке // – М.: изд-во АН СССР, 1947. – 258 с.
11. Белоцерковский С.М. и др. Крыло в нестационарном потоке газа // – М.: Наука, 1971. – 767 с.
12. Mc.Croskey W.I. Viscous-inviscid interaction oscillating airfoils в subsonic flow // AIAA Journal, V 20, № 21982, 167-174 pp. AIAA Paper 1981. – 81-0051.

13. Wells W.R., Queijo V.J. Simplified Unsteady Aerodynamic Concepts with Application to Parameter estimation // J. Aircraft. 1979, V 16, 2, 90-94 гг.
14. Ганиев Д.И., Морозов В.И., Чистяков А.И. О природе нестационарных аэродинамических характеристик самолета // Труды ВВИА им. Жуковского. 1982, вып. 1311, № 2. Применение ЭВМ для исследования аэродинамических характеристик ЛА. – С. 119-124.
15. Колин И.В., Устинов А.С. Влияние нестационарности обтекания на эффективность автоматической системы парирования ветровых порывов // – М.: Труды ЦАГИ. 1981, вып. 21.01. – 22 с.
16. Pulliam T. Euler and thin layer Navier-Stokes computation Fluid Dynamics user's workshop // Un. Tennessee. 1984. 15.1 – 15.85.
17. Садовников Г.С. Моделирование нестационарных отрывных течений на несущих поверхностях воздушных судов // Диссертация на соискание учёной степени к.т.н. – Ленинград, Академия гражданской авиации МГА. 1990. – 163 с.
18. Асадуллах М., Шмаков Ю.И., Калион В.А. Метод расчета гидродинамических характеристик колеблющегося крылевого профиля, основанный на приближенной теории пограничного слоя // Деп. УкрНИИНТГ. 1989. №223. Укр.-89. – 24 с.
19. Асадуллах М. Математическое моделирование обтекания крылового профиля нестационарным потоком вязкой несжимаемой жидкости // Диссертация на соискание учёной степени к.т.н. – Киевский госуниверситет им. Т.Г.Шевченко. 1989. – 141 с.
20. Руденко А.О. Математическое моделирование обтекания колеблющегося крыла потоком вязкой жидкости // Диссертация на соискание ученой степени к.т.н. – Киевский госуниверситет им. Т.Г.Шевченко. 1989.
21. Довгий С.А., Фомин В.И. Нелинейная математическая модель колеблющегося крыла с упругим закреплением // Прикладная аэродинамика. – К.: КМУГА. 1994. – С. 3-14.

22. Ударцев Е.П., Жила В.Г. Математические модели для идентификации нестационарных аэродинамических характеристик // Сб. научн. тр. – М.: КИИГА. 1983. – С. 60-63.
23. Myung J.R. A study of dynamic stall vortex development using two-dimensional data from AFDD oscillating wing experiment // NASA/TM-2002-211857. 2002. 96 с.
24. Piziali R. An experimental investigation of 2-d and 3-d oscillating wing aerodynamics для range of angle of attack including stall // NASA TM-44632, 1994.
25. Carr L.W., McAlister K.W., McCroskey W.J. Analysis of development of dynamic stall on oscillation airfoil experiment // NASA TN-D-8382, 1977.
26. McAlister K.W., Carr L.W. Water-Tunnel Visualization dynamic stall // Nonsteady fluid dynamic, proceeding of the annual winter meeting, ASME, San Francisco, CA, Dec. 1978, сс. 103-11.
27. McCroskey W.J. The phenomenon of dynamic stall // NASA TM-81264, 1981.
28. Beddoes, T.S. A qualitative discussion of dynamic stall // AGARD special course on unsteady aerodynamics. AGARD Report 679. 1979.
29. Carr L.W. Progress in analysis and prediction of dynamic stall // J. Aircraft vol. 25, no. 1, Jan. 1988, pp. 6-17.
30. Leishman J.G., Beddoes, T.S. A semi-empirical model for dynamic stall // J. Of the American helicopter soc., vol. 24, no. 3, Jul. 1989.
31. Pulliam, T.H., „Euler and Thin layer Navier Stokes codes: ARC2D, ARC3D // Computational fluid dynamics. 1984. 15.43-15.66 p.
32. Ударцев Е.П., Переверзев А.М., Швец А.В. Нестационарная аэродинамика несущих поверхностей // Аэродинамика: проблемы и перспективы. Сб. научных трудов. Вып.2. – Харьков: ХАИ, 2006. с.194-211

33. Шпилевой В.Д. Метод динамических испытаний моделей воздушных судов в аэродинамической трубе // Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. Киев: КМУГА, 1990. – 121 с.
34. Owens, D.B., et al., “Overview of Dynamic Test Techniques for Flight Dynamics Research at NASA LaRC (Invited)” // Aerodynamic Measurement Technology & Ground Testing Conferences, AIAA 2006-3146, 2006
35. Берджицкий Е.Л. Теория и практика аэродинамического эксперимента // – М.: МАИ, 1990. – 216 с.
36. Белоцерковский С.М. Крыло в нестационарном потоке газа //- М.: Наука, 1971. – 767 с.
37. Бендат Дж., Прикладной анализ случайных данных // – М.: Мир, 1989. – 540 с.
38. Берестов А.М. Моделирование динамики управляемого полета на летающих лабораториях // – М. Машиностроение, 1988. – 110 с.
39. Брусков В.С. Ситуационная идентификация в динамическом моделином опыте // Вопрос идентификации характеристик самолета. – М.: МАИ, 1988. с 8-14.
40. Бюшгенс Г.С. Динамика пространственного движения самолета // – М.: Машиностроение, 1967. – 266 с.
41. Baum, Jeff. Low-Pressure Sensing with the MPX2010 Pressure Sensor // Motorola application note AN1551/D.
42. Baum, Jeff. Jacobsen, Eric. Very Low-Pressure Sensing Solution with Serial Communication Interface // Motorola application note AN1584/D.
43. Schultz, Warren. Interfacing Pressure Sensors to Microcomputers // Motorola application note AN1318/D.
44. Baum, Jeff. Low-Pressure Sensing with the MPX2010 Pressure Sensor // Motorola application note AN1551/D.
45. Чжен П. (1972)Отрывные течения // Москва: Изд-во «Мир». Т.1: 299с., т.2: 280с., т.3: 333с.

46. Scott J. Wing Vortex Devices. <http://www.aerospaceweb.org>, 2005.
47. Schubauer G. Forced mixing в boundary layers G. Schubauer, W. Spangenberg // Journal of Fluid Mechanics, 1960. - No. 8. – P. 10–32.
48. McCullough G.B. Preliminary investigation delay of turbulent flow separation by means of wedge-shaped bodies // NACAR&MA 50L12.
49. Thwaites B. Incompressible Aerodynamics, Fluid Motion Memoirs // Oxford, на Claderon Press, 1960, p. 210-213, 223.
50. Pearcey H., Shock-induced Separation and its Prevenion by Design and Boundary Layer Control, Boundary Layer and Flow Control // Permagon Press, NY, Vol. 2, 1961.
51. J.G. Betterton, K.C. Hackett, P.R. Ashill, M.J. Wilson, I.J. Woodcock. Laser Doppler Anemometry Investigation on Sub Boundary Layer Vortex Generators for flow control // – DERA Bedford, 2000.
52. R.F. Osborn. Active Flow Control Using High-Frequency Compliant Structures // Journal of aircraft. Vol. 41, No. 3, May–June 2004. c. 603-609.
53. Collis S.S. Issues in active flow control: theory, control, simulation, and experiment // Progress in Aerospace Sciences 40, 2004. c. 237-289.
54. Custodio D. The Effect of Humpback Whale-like Leading Edge Protuberances on Hydrofoil Performance // Worcester Polytechnic Institute. 2007. 75c.
55. Stanway M.J. Hydrodynamic effects of leading-edge tubercles on control surfaces and in flapping foil propulsion // Massachusetts Institute of Technology 2008. 101 c.
56. Fish F.E., Lauder G.V. Passive and Active Flow Control by Swimming Fishes and Mammals // Annu. Rev. Fluid Mech. 2006. 38:193–224.
57. Miklosovic D.S., Murray M.M., Howle L.E., Fish F.E. Leading edge tubercles delay stall on humpback whale (megaptera novaeangliae) flippers // Physics of Fluids, 16(5):L38–L42, 2004.
58. Ударцев Е. Экспериментальное исследование крыла с щелевыми закрылками // Вестник НАУ. 2010. №1.

59. Ударцев Е. Крыло с щелевыми закрылками на больших углах атаки // *Аэрогидродинамика и аэроакустика: проблемы и перспективы. Сборник научных трудов ХАИ – Харьков, ХАИ, 2009.*
60. Щербонос О.Г., Ударцев Е.П., Жданов А.И., Давидов А.Р. Лопасть ветроколеса /П.Р. по заявке №и 2010 05185 от 05.09.2010, МПК F03D 1/00.
61. Ударцев Е.П., Щербонос А.Г., Жданов А.И., Давидов А.Р. Генератор вихрей/Декларационный патент на полезную модель № 49403 от 26.04.10, МПК B64C 23/00.
62. Udarcev E. Unsteady aerodynamic derivative of wing with vortex generators // *Proceedings the fourth world congress "Aviation in XXI-st century". – Киев: НАУ, 2010.*
63. Ударцев Е.П. Воздействие вихрогенераторов на аэродинамические характеристики самолета // *Материалы X международной научно-технической конференции "Авиа 2011". Том II. – Киев: НАУ, 2011.*
64. Ищенко С.О. Методы и средства управления продольными вихревыми структурами и их исследования (НДР №503-ДБ08) // *Киев: НАУ, 2010.*
65. Williams J. Experimental Methods for Testing Hight-lift BLC and CC // *Лохман 1 том 1961. с. 409.*
66. Артоболевский И.И. Теория машин и механизмов // *М. Наука 1988. 640 с.*
67. PCI-1747U User Manual. Part No. 2003174701 2nd Edition. 2005. 66 с.
68. Integrated Silicon Pressure Sensor On-Chip Signal Conditioned, Temperature Compensated and Calibrated // *Freescale Semiconductor, Inc., 2007. 22 с.*
69. Норман Дрейпер, Гарри Смит Прикладной регрессионный анализ. Множественная регрессия // – М.: «Диалектика», 2007. – С. 912.
70. Мартынов А.К. Экспериментальная аэродинамика// *М.: Оборонная промышленность, 1950. – С.475.*

71. Назаров Н.Г. Метрология. Основные понятия и математические модели // - М.: Высшая школа, 2002. - 348 с.
72. Тихонов А. Н. Математический анализ // – М.: Проспект, 2006. – Т. 1. – 672 с.
73. Гребешев Э.П. Шакарвен Э.П. Нестационарные аэродинамические характеристики трех прямоугольных крыльев различного удлинения // Труды ЦАГИ, вып 2485. – М.: 1990. – С. 3–21.
74. Выскребенцев Л.И. Исследование влияния нестационарного обтекания на динамические характеристики переходных процессов по углу атаки при неустановившихся режимах полета // – В кн.: Современные задачи динамики полета и управление самолетом. – М.: МАИ. 1979. – С. 37-42
75. Курьянов А.Н., Столяров Г.Н., Жук А.Н. Некоторые особенности аэродинамики самолета в отрывных режимах обтекания //Труды ЦАГИ. Вып. 2195. – М.: 1983. – С. 3-13.
76. Шенг Дж. С. Обзор многочисленных методов решения уравнений Навье-Стокса для течения сжимаемого газа // Аэрокосмическая техника. 1986, № 2. – С. 65-92.
77. Мохаммед Асадуллах. Математическое моделирование обтекания крылового профиля нестационарным потоком вязкой несжимаемой жидкости //Диссертация на соискание учёной степени к.т.н. – Киевский госуниверситет им. Т.Г.Шевченко. 1989. – 141 с.
78. Руденко Л.А., Калион В.А., Шмаков Ю.И. К вопросу об эксплуатации колеблющегося крыла, используемого в качестве двигателя // Деп. В УкрНИИНТИ. 1990. №1316. Укр-90.
79. Довгий С.А., Каян В.В. К методике определения тяги, создаваемой колеблющимся крылом // Бионика, 1981, вып. 15 – С. 55-59.
80. Довгий С.А. Динамический гистерезис при колебаниях крыла-двигателя // С.н.т. Примерная аэродинамика. . – К.: КМУГА, 1997. – С. 28-32.



81. Smith M.S. Analysis of Wind Tunnel the X-31A Aircraft // NASA/CR-1999-208725. 1999. 126 с.
82. Murphy, P.C., Klein, V.: Estimation of Aircraft Unsteady Aerodynamic Parameters от 9 American Institute of Aeronautics and Astronautics Dynamic Wind Tunnel Testing // AIAA Paper 2001-4016, August 2001
83. Fisher L. Experimental determination of effects of frequency and amplitude on the lateral stability derivatives for a delta, swept, and an unswept wing oscillating in yaw // NACA report 1357. 1956 461-486
84. Cole S.R. Effects of Spoiler Surfaces on the Aeroelastic Behavior of a Low-Aspect-Ratio Rectangular Wing // NASA TM 102622 1990 12 с.
85. Краснов Н.Ф. Примерная аэродинамика//– М.: Высшая школа, 1974. – 724 с.
86. Роджерс Д., Адамс Дж. Математические основы машинной графики // - М.: Мир, 2001.
87. Белоцерковский С.М. Аэродинамические производные летательного аппарата и крыла при дозвуковых скоростях // М.: Наука, 1975. – 424 с.
88. Deboor, C., A Practical Guide to Splines // Springer-Verlag, 1978. – 392 с.
89. Бородич С.А. Эконометрика // – Минск: Новое знание, 2001. – 408 с.
90. Вучков И. Прикладной линейный регрессионный анализ // – М.: Финансы и статистика, 1987. – 238 с.
91. Шор. Я. Б. Статистические методы анализа и контроля качества и надежности // М.: Госэнергоиздат, 1962, с. 552.
92. Кобзарь А.И. Прикладная математическая статистика // – М.: Физматлит, 2006.- 816 с.
93. Ершов Э.Б. Распространение коэффициента детерминации на общий случай линейной регрессии, оцениваемой с помощью различных

версий способа наименьших квадратов. // ЦЕМИ РАН Экономика и математические методы. – Москва: ЦЕМИ РАН, 2002. – В. 3. – Т. 38. – С. 107-120.

94. Бахрушин В.Э. Методы оценивания характеристик нелинейных статистических связей // Системные технологии. – 2011. – № 2(73). – С. 9 – 14.

95. Магнус Я.Р., Катышев П.К., Пересецкий А.А. Эконометрика. Начальный курс // - Москва: Дело. - 576 с.

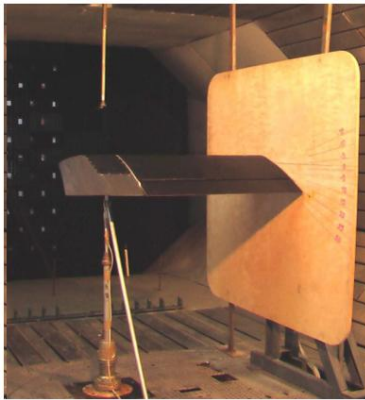
96. Айвазян С.А., Мхитарян В.С. Прикладная статистика. Основы эконометрики // Москва: Юнити-Дана (проект TESIS), 2001.- Т. "1,2". - 1088 с.

97. Розроблення стартап-проекту. Методичні рекомендації до виконання розділу магістерських дисертацій для студентів інженерних спеціальностей. Київ. НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського» 2016 р.

АК11МПО9

Разработка экспериментальной модели

Общий вид модели в рабочей части во время эксперимента



$S=0,5656 \text{ м}^2$   
 $l_e=0,795 \text{ м}$   
 $b_e=0,1655 \text{ м}$   
 $S_e=0,132 \text{ м}^2$

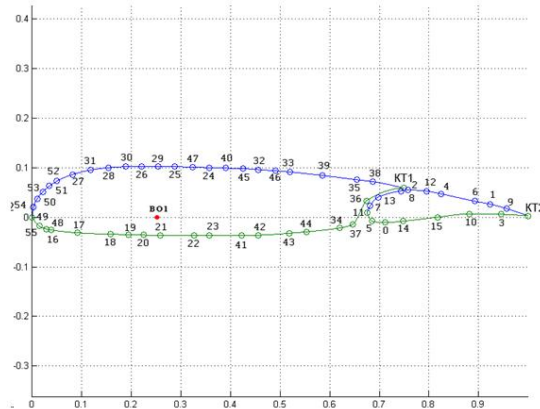
Модель в плане и центральный отсек с датчиками



Общий вид модели отсека крыла с установленными щелевыми закрылками



Расположение дренажных отверстий отсека крыла



Перв. примен.

Справ. №

Подп. и дата

Взам. инв. №

Инв. № дубл.

Подп. и дата

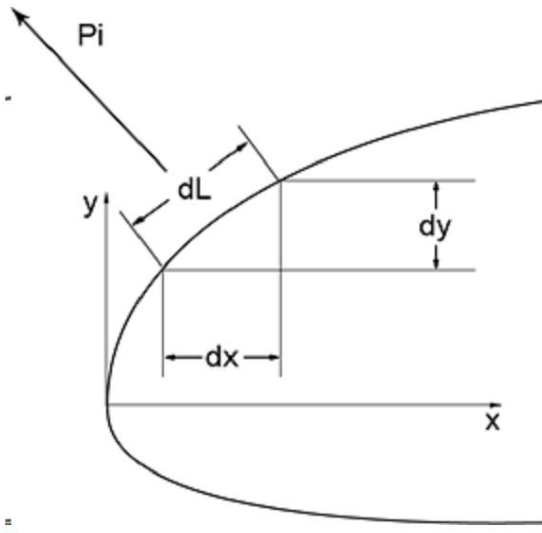
Инв. № подл.

|          |      |             |       |          |                    |        |         |
|----------|------|-------------|-------|----------|--------------------|--------|---------|
|          |      |             |       | АК11МПО9 |                    |        |         |
| Изм.     | Лист | № докум.    | Подп. | Дата     | Лит.               | Масса  | Масштаб |
| Разраб.  |      | Чень Чже    |       |          |                    |        | 1:1     |
| Проб.    |      | Зинченко ДМ |       |          |                    |        |         |
| Т.контр. |      |             |       |          | Лист               | Листов | 1       |
| Н.контр. |      |             |       |          | КПІ ім.Сікорського |        |         |
| Утв.     |      |             |       |          | Каф. КІ АК-11мп    |        |         |

60111109

Определение аэродинамических характеристик крыла при нестационарном движении

Определение проекций коэффициента давления



Суммарные значения аэродинамических коэффициентов

$$C_y = C_{yк} \cdot b_k/b_a + C_{yz} \cdot b_z/b_a,$$

$$C_x = C_{xк} \cdot b_k/b_a + C_{xz} \cdot b_z/b_a,$$

Суммарный момент

$$C_{mz} = C_{mzk} + C_{mzz} + C_{yz} \cdot L,$$

Коэффициенты подъемной силы  $C_{ya}$  и лобового сопротивления  $C_{xa}$  в скоростной системе координат

$$C_{ya} = C_y \cdot \cos(\alpha) - C_x \cdot \sin(\alpha),$$

$$C_{xa} = C_x \cdot \cos(\alpha) + C_y \cdot \sin(\alpha),$$

Аэродинамические коэффициенты

$$C_x = \sum (\overline{P_{iB}} dy_B + \overline{P_{iH}} (-dy_H)),$$

$$C_y = \sum (\overline{P_{iH}} - \overline{P_{iB}}) dx,$$

$$C_{mz} = \sum (\overline{P_{iH}} - \overline{P_{iB}}) x dx,$$

|          |      |          |       |          |   |                                       |        |         |
|----------|------|----------|-------|----------|---|---------------------------------------|--------|---------|
|          |      |          |       | AK11M109 |   |                                       |        |         |
| Изм.     | Лист | № докум. | Подп. | Дата     | Определение<br>аэродинамических коэффициентов | Лит.                                  | Масса  | Масштаб |
| Разраб.  | Чень | Чже      |       |          |   |                                       |        | 1:1     |
| Проб.    | Энч  | енко     | ДМ    |          |   | Лист                                  | Листов | 1       |
| Т.контр. |      |          |       |          |   | КПІ ім.Сікорського<br>Каф. КІ АК-11мп |        |         |
| Н.контр. |      |          |       |          | Копировал                                     |                                       |        |         |
| Утв.     |      |          |       |          | Формат А3                                     |                                       |        |         |

Перв. примен.

Справ. №

Подп. и дата

Инд. № дубл.

Взам. инв. №

Подп. и дата

Инд. № подл.

AK11MΠ09

Результаты исследований распределения коэффициентов давления по поверхности крыла с щелевыми закрывками

Перв. примен.

Справ. №

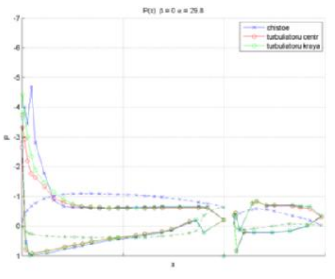
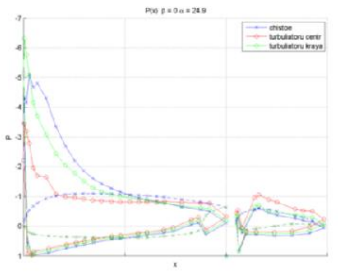
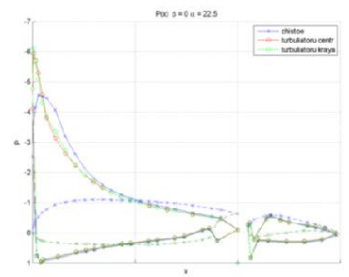
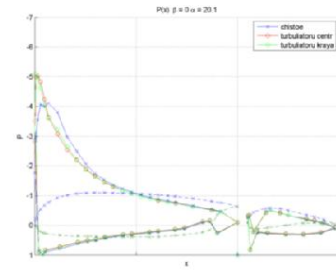
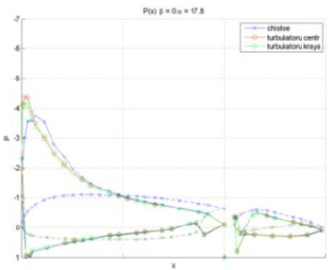
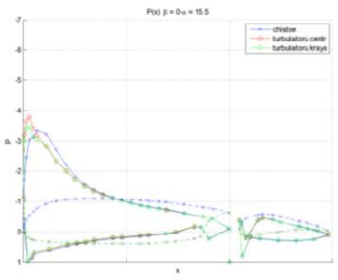
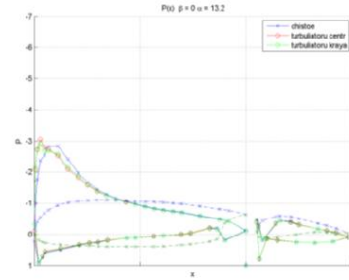
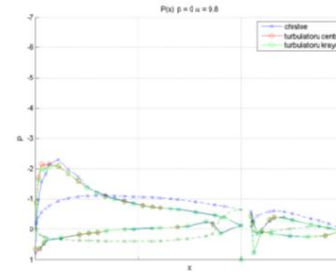
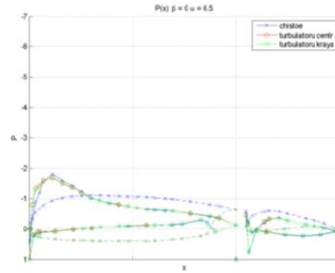
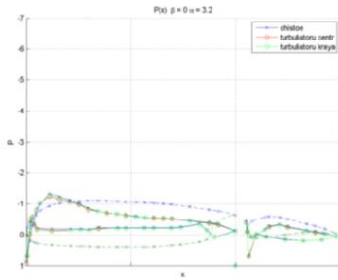
Подп. и дата

Инв. № дубл.

Взам. инв. №

Подп. и дата

Инв. № подл.



|          |         |          |       |          |                    |                                       |        |         |
|----------|---------|----------|-------|----------|--------------------|---------------------------------------|--------|---------|
|          |         |          |       | AK11MΠ09 |                    |                                       |        |         |
| Изм.     | Лист    | № докум. | Подп. | Дата     | Хордовая диаграмма | Лит.                                  | Масса  | Масштаб |
| Разраб.  | Чень    | Чже      |       |          |                    |                                       |        | 1:1     |
| Проб.    | Эйченко | ДМ       |       |          |                    | Лист                                  | Листов | 1       |
| Т.контр. |         |          |       |          |                    | КПИ ім.Сікорського<br>Каф. КІ АК-11мп |        |         |
| Н.контр. |         |          |       |          | Формат А3          |                                       |        |         |
| Утв.     |         |          |       |          | Копировал          |                                       |        |         |

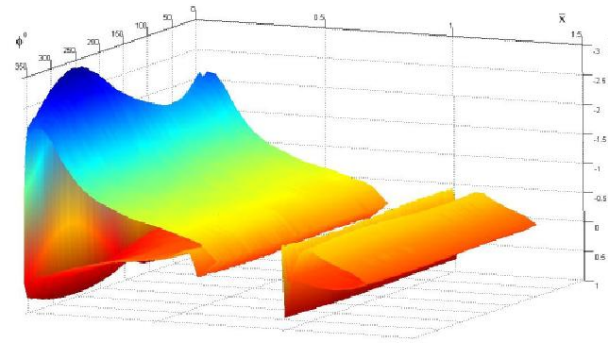
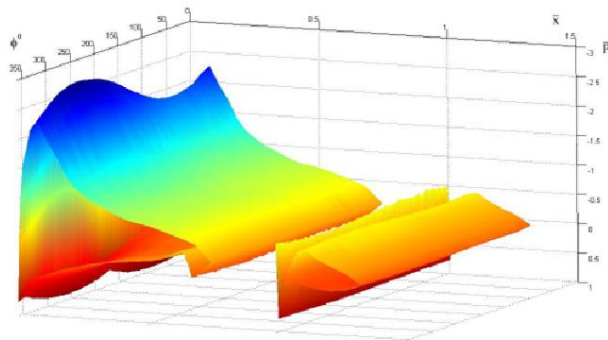


AK11MΠ09

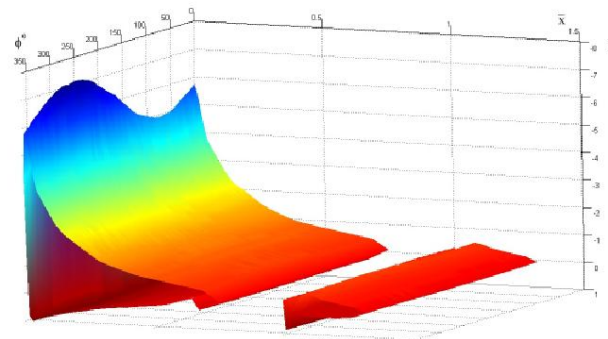
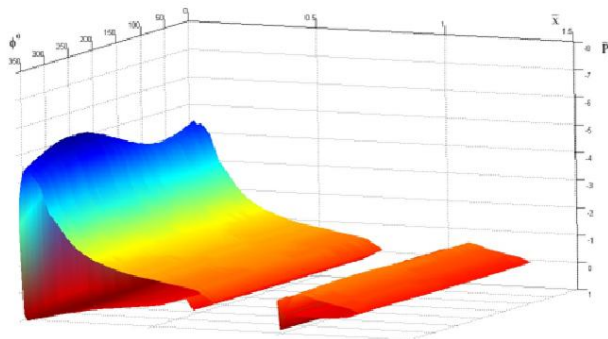
Перв. примен.

Справ. №

Распределение коэффициента давления при изменении угла атаки для гладкого крыла за один цикл колебания



Распределение коэффициента давления при изменении угла атаки для крыла с установленными щелевыми закрылками за один цикл колебания



Подп. и дата

Инв. № дубл.

Взам. инв. №

Подп. и дата

Инв. № подл.

|                    |            |          |       |          |                                       |        |         |
|--------------------|------------|----------|-------|----------|---------------------------------------|--------|---------|
|                    |            |          |       | AK11MΠ09 |                                       |        |         |
| Изм.               | Лист       | № докум. | Подп. | Дата     | Лит.                                  | Масса  | Масштаб |
|                    |            |          |       |          |                                       |        | 1:1     |
| Разраб.            | Чень Чже   |          |       |          |                                       |        |         |
| Проб.              | Эйченко ДМ |          |       |          |                                       |        |         |
| Т.контр.           |            |          |       |          |                                       |        |         |
| Н.контр.           |            |          |       |          |                                       |        |         |
| Утв.               |            |          |       |          |                                       |        |         |
| Хордовая диаграмма |            |          |       |          | Лист                                  | Листов | 1       |
|                    |            |          |       |          | КПІ ім.Сікорського<br>Каф. КІ АК-11мп |        |         |
| Копировав          |            |          |       |          | Формат А3                             |        |         |

60111109

Аэродинамические характеристики крыла с закрылком при различных параметрах движения

Перв. примен.

Справ. №

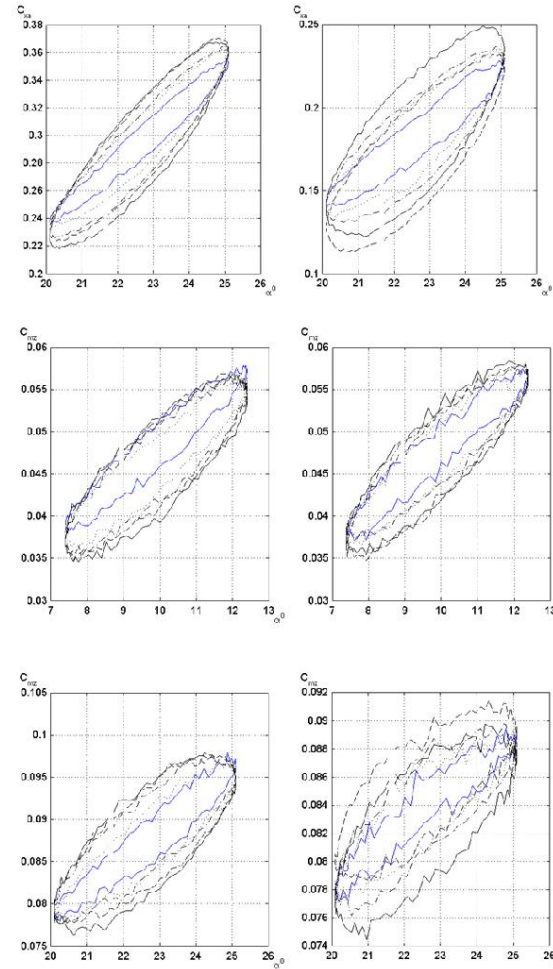
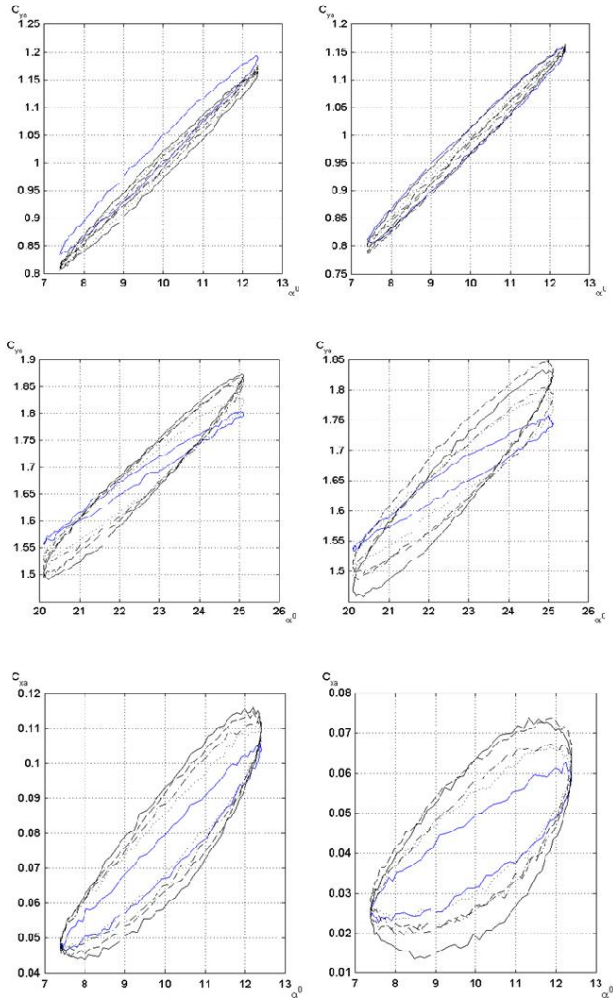
Подп. и дата

Инв. № дубл.

Взам. инв. №

Подп. и дата

Инв. № подл.



|      |      |             |       |                 |                    |        |         |
|------|------|-------------|-------|-----------------|--------------------|--------|---------|
|      |      |             |       | <b>AK11MΠ09</b> |                    |        |         |
| Изм. | Лист | № докум.    | Подп. | Дата            | Лит.               | Масса  | Масштаб |
|      |      | Чень Чже    |       |                 |                    |        | 1:1     |
|      |      | Зинченко ДМ |       |                 |                    |        |         |
|      |      |             |       |                 | Лист               | Листов | 1       |
|      |      |             |       |                 | КПІ ім.Сікорського |        |         |
|      |      |             |       |                 | Каф. КІ АК-11мп    |        |         |
|      |      |             |       |                 | Формат А3          |        |         |

Динамические петли

Копировал

AK11MΠ09

Перв. примен.

Справ. №

Подп. и дата

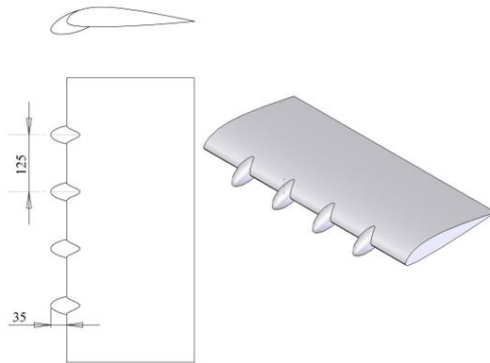
Инв. № дубл.

Взам. инв. №

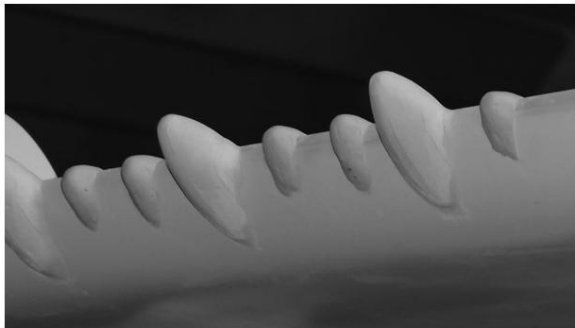
Подп. и дата

Инв. № подл.

Схема расположения щелевых закрылков на крыле модели



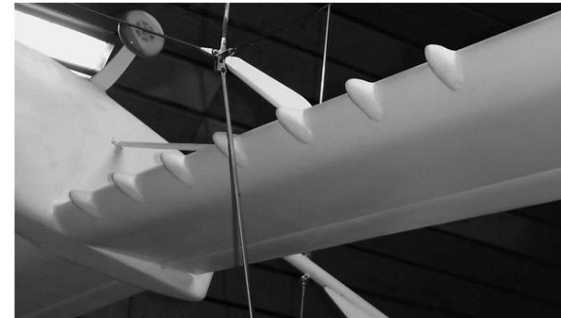
Крыло модели самолета с щелевыми закрылками и дополнительными щелевыми закрылками



Модель самолета в рабочей части аэродинамической трубы во время эксперимента



Крыло модели самолета с щелевыми закрылками



| AK11MΠ09 |              |          |       | Лит. | Масса                    | Масштаб  |
|----------|--------------|----------|-------|------|--------------------------|----------|
| Изм.     | Лист         | № докум. | Подп. | Дата | Экспериментальная модель |          |
| Разраб.  | Чень Чже     |          |       |      |                          |          |
| Проб.    | Эйченко Д.М. |          |       |      |                          |          |
| Т.контр. |              |          |       |      | Лист                     | Листов 1 |
| Н.контр. |              |          |       |      | КПИ ім.Сікорського       |          |
| Утв.     |              |          |       |      | Каф. КІ АК-11мп          |          |

Копировал

Формат А3



АК11МПО9

Аэрокосмические характеристики модели самолета с закрылком при различных параметрах нестационарного движения

Перв. примен.

Справ. №

Подп. и дата

Инв. № дубл.

Взам. инв. №

Подп. и дата

Инв. № подл.

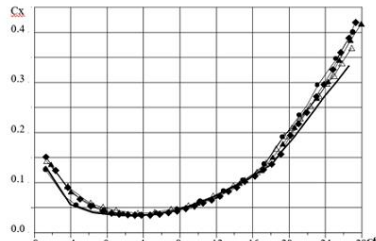


Рис. 4.28. Влияние ШЗ на коэффициент сопротивления самолета в крейсерской конфигурации: — без ШЗ; — ШЗ №60; — ШЗ №10; — ШЗ №20; — ШЗ №30.

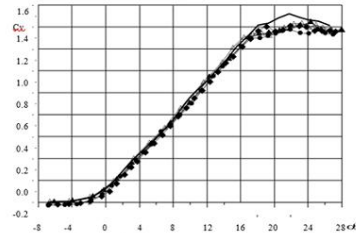


Рис. 4.29. Влияние ШЗ на коэффициент подъемной силы модели самолета в крейсерской конфигурации: — без ШЗ; — ШЗ №60; — ШЗ №10; — ШЗ №20; — ШЗ №30.

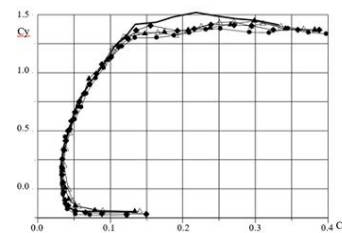


Рис. 4.30. Влияние ШЗ на полярную силу модели самолета в крейсерской конфигурации: — без ШЗ; — ШЗ №60; — ШЗ №10; — ШЗ №20; — ШЗ №30.

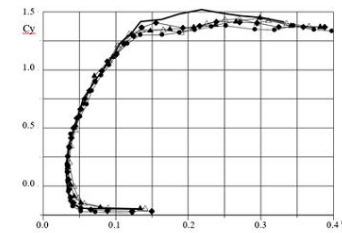


Рис. 4.30. Влияние ШЗ на полярную силу модели самолета в крейсерской конфигурации: — без ШЗ; — ШЗ №60; — ШЗ №10; — ШЗ №20; — ШЗ №30.

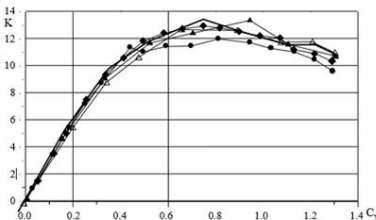


Рис. 4.32. Влияние ШЗ на аэродинамическое качество модели самолета в крейсерской конфигурации: — без ШЗ; — ШЗ №60; — ШЗ №10; — ШЗ №20; — ШЗ №30.

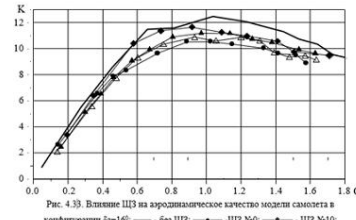


Рис. 4.33. Влияние ШЗ на аэродинамическое качество модели самолета в конфигурации alpha\_f=16 degrees: — без ШЗ; — ШЗ №60; — ШЗ №10; — ШЗ №20; — ШЗ №30.

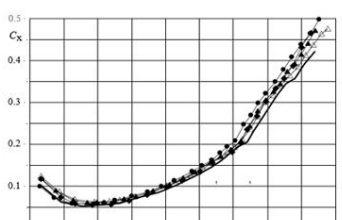


Рис. 4.34. Влияние ШЗ на коэффициент сопротивления модели самолета в конфигурации alpha\_f=16 degrees: — без ШЗ; — ШЗ №60; — ШЗ №10; — ШЗ №20; — ШЗ №30.

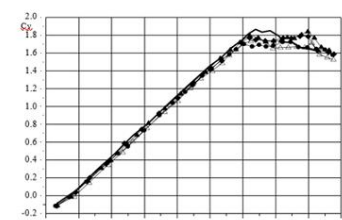


Рис. 4.35. Влияние ШЗ на коэффициент подъемной силы модели самолета в конфигурации alpha\_f=16 degrees: — без ШЗ; — ШЗ №60; — ШЗ №10; — ШЗ №20; — ШЗ №30.

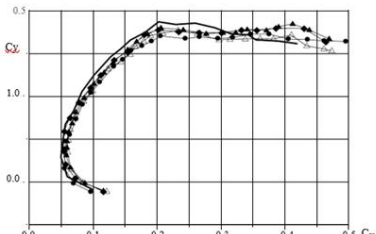


Рис. 4.36. Влияние ШЗ на полярную силу модели самолета в конфигурации alpha\_f=16 degrees: — без ШЗ; — ШЗ №60; — ШЗ №10; — ШЗ №20; — ШЗ №30.

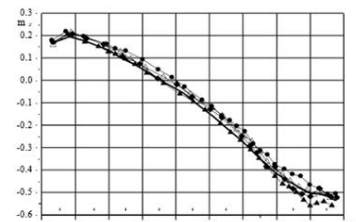


Рис. 4.37. Влияние ШЗ на коэффициент момента тангажа модели самолета в конфигурации alpha\_f=16 degrees: — без ШЗ; — ШЗ №60; — ШЗ №10; — ШЗ №20; — ШЗ №30.

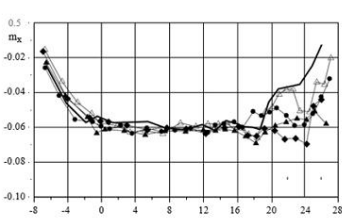


Рис. 4.38. Влияние ШЗ на эффективность закрылка. Полетная конфигурация: — без ШЗ; — ШЗ №60; — ШЗ №10; — ШЗ №20; — ШЗ №30.

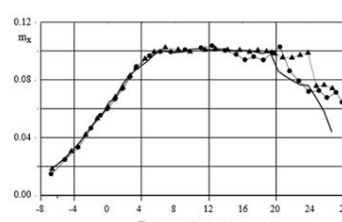


Рис. 4.38. Влияние ШЗ на эффективность закрылка. Полетная конфигурация: — без ШЗ; — ШЗ №10; промежуточные ШЗ; — ШЗ №20.

АК11МПО9

|          |         |          |       |      |
|----------|---------|----------|-------|------|
| Изм.     | Лист    | № докум. | Подп. | Дата |
| Разраб.  | Чень    | Чже      |       |      |
| Проб.    | Зиченко | ДМ       |       |      |
| Т.контр. |         |          |       |      |
| Н.контр. |         |          |       |      |
| Утв.     |         |          |       |      |

Аэродинамические характеристики

Лит. Масса Масштаб

1:1

Лист Листов 1

КПИ ім.Сікорського  
Каф. КІ АК-11мп

Копирвал

Формат А3