

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

**Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій
Кафедра авіа- та ракетобудування**

«На правах рукопису»
УДК 629.7.012

До захисту допущено:
В. о. завідувача кафедри
_____ Олександр БОНДАРЕНКО
«__» _____ 2022 р.

**Магістерська дисертація
на здобуття ступеня магістра
за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»
зі спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
на тему: «Жорсткість крила транспортного літака»**

Виконав:

студент II курсу другого (магістерського) рівня, групи АЛ-11мп
Пушкар Владислав Володимирович _____

Керівник:

Доцент кафедри, к.т.н.
Бондар Юрій Іванович _____

Рецензент:

Професор кафедри СКЛА, д.т.н., професор
Збруцький Олександр Васильович _____

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

Студент _____

Київ – 2022 року

**Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій
Кафедра авіа- та ракетобудування**

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)
Спеціальність – **134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»**
Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ
В. о. завідувача кафедри
_____ Олександр БОНДАРЕНКО
«___» _____ 2022 р.

**ЗАВДАННЯ
на магістерську дисертацію студенту
Пушкарю Владиславу Володимировичу**

1. Тема дисертації «Жорсткість крила транспортного літака», науковий керівник дисертації доцент кафедри Бондар Юрій Іванович, к.т.н, затверджені наказом по університету від «11» листопада 2022 р. № 4174-с
2. Термін подання студентом дисертації: 5 грудня 2022 р.
3. Об'єкт дослідження: Крило транспортного літака.
4. Вихідні дані:
Висота польоту – 6000 м.
Крейсерська швидкість 120 м/с;
5. Перелік завдань, які потрібно розробити:
 - 5.1. Огляд наукових досліджень статичної аеропружності та аналіз методів визначення деформацій літака під впливом зовнішніх навантажень; _____
 - 5.2. Вибір та обґрунтування методики визначення деформацій крила ; _____
 - 5.3. Розрахунок прямої задачі: визначення деформацій під дією зовнішніх навантажень; _____
 - 5.4. Розрахунок зворотної задачі: визначення жорсткості по заданим деформаціям; _____
 - 5.5. Оптимізація жорсткості крила та порівняння з реальними конструкціями; _____
 - 5.6. Розробка стартап-проекту. _____

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу:

6.1. Огляд літератури;

6.2. Методика визначення деформацій крила;

6.3. Визначення згинальної та крутної жорсткості по заданим деформаціям крила;

6.4. Розрахунок зворотної задачі;

6.5. Оптимізація жорсткості крила;

6.6. Розробка стартап-проекту.

7. Орієнтовний перелік публікацій:

7.1. Стаття у фаховому виданні;

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

8. Дата видачі завдання: 08.11. 2021 р.

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Огляд наукових досліджень статичної аеропружності та аналіз методів визначення деформацій літака під впливом зовнішніх навантажень	до 15.12.2021 р.	
2.	Вибір та обґрунтування методики визначення деформацій крила	до 20.03.2022 р.	
3.	Розрахунок прямої задачі: визначення деформацій під дією зовнішніх навантажень	до 01.05.2022 р.	
4.	Розрахунок зворотної задачі: визначення жорсткості по заданим деформаціям	до 15.09.2022 р.	
5.	Оптимізація жорсткості крила та порівняння з реальними конструкціями	до 01.11.2022 р.	
6.	Розробка стартап-проекту	до 05.12.2022 р.	
7.	Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу. Попередній захист	до 05.12.2022 р.	
8.	Доопрацювання матеріалів дисертації. Перевірка на плагіат	до 10.12.2022 р.	

Студент

Владислав ПУШКАР

Науковий керівник

Юрій БОНДАР

Реферат

Магістерська дисертація: «Жорсткість крила транспортного літака», 138 сторінок, 51 рисуноків, 30 таблиць, 24 посилань.

Актуальність: за останнє десятиліття авіаційна галузь розкинулася у різних напрямках, але покращення характеристик літальних апаратів залишається однією з найбільш актуальних наукових і прикладних проблем. Зі збільшенням швидкості і розмірів літака більший вплив на його аеродинамічні характеристики надає деформація конструкції самого літака. Цей взаємозв'язок деформації конструкції із зовнішніми навантаженнями визначається явищами статичної аеропружності, які можуть привести до зниження або збільшення аеродинамічних навантажень і їх перерозподілу уздовж розмаху стріловидного крила великого подовження. До теперішнього часу залишається невирішеною проблема створення математичних моделей пружних літальних апаратів з заданими характеристиками жорсткості, які в залежності від режиму, деформувалися під впливом зовнішніх навантажень подібно крилу реального літака.

Мета роботи: визначити жорсткість крила літака, що проектується в умовах проектної невизначеності та дослідження впливу деформацій крила літака на розподіл аеродинамічних сил по його розмаху.

Об'єкт дослідження: характеристики жорсткості крила великого подовження.

Предмет дослідження: математичні моделі жорсткого крила та зовнішні навантаження.

Методи дослідження: аналітичний огляд методології розрахунку характеристик крила літака; аналіз можливості застосування модифікованого методу Вейсингера; аналіз пружної моделі крила літака з відомими характеристиками; розробка методики визначення розподілу аеродинамічних

сил по розмаху крила з урахуванням статичної аеропружності; визначення жорсткісних та аеродинамічних характеристик пружної моделі крила літака.

Наукова новизна одержаних результатів: розроблено математичну модель жорсткості крила дозвукового літака транспортної категорії; досліджені фактори, негативного впливу на спів падіння результатів теоретичного розрахунку і аеродинамічного експерименту, синтезовано алгоритм налаштування математичних моделей і самозабезпечення теоретичних розрахунків вхідними даними на основі статичних даних; розроблено алгоритм визначення жорсткості крила дозвукового літака транспортної категорії; розроблено комплекс програм, який забезпечить адаптивне керування дослідженнями зовнішніх навантажень на крило.

Практичне значення отриманих результатів: дозволить визначати діючі навантаження з урахуванням ефектів статичної аеропружності в умовах проектної невизначеності, забезпечення вхідними даними для теоретичних розрахунків в умовах дефіциту інформації на основі статичних даних, отримання рекомендацій по вдосконаленню конструкції крила літака.

Ключові слова: аеропружність, жорсткість, крило, математична модель, навантаження.

Abstract

Master's thesis: "The stiffness of a transport aircraft wing", 138 pages, 51 figures, 30 tables, 24 references.

Relevance: Over the past decade, the aviation industry has expanded in different directions, but improving the characteristics of aircraft remains one of the most pressing scientific and applied problems. With increasing speed and size of the aircraft, the deformation of the aircraft structure itself has a greater impact on its aerodynamic characteristics. This relationship between the deformation of the structure and external loads is determined by the phenomena of static aeroelasticity, which can lead to a decrease or increase in aerodynamic loads and their redistribution along the span of a swept wing of high aspect ratio. To date, the problem of creating mathematical models of elastic aircraft with specified stiffness characteristics, which, depending on the mode, deformed under the influence of external loads like the wing of a real aircraft, remains unsolved.

Aim of the study: determine the stiffness of an aircraft wing designed under conditions of design uncertainty and study the influence of aircraft wing deformations on the distribution of aerodynamic forces along its span.

Object of the study: stiffness characteristics of a high aspect ratio wing.

Subject of the study: mathematical models of rigid wing and external loads.

Research methods: analytical review of the methodology for calculating aircraft wing characteristics; analysis of the possibility of applying the modified Weisinger method; analysis of an elastic model of an aircraft wing with known characteristics; development of a methodology for determining the distribution of aerodynamic forces along the wing span taking into account static aeroelasticity; determination of the stiffness and aerodynamic characteristics of an elastic model of an aircraft wing.

Scientific novelty of the results obtained: a mathematical model of the wing stiffness of a subsonic transport-category aircraft has been developed; factors that negatively affect the results of theoretical calculations and aerodynamic experiments have been investigated; an algorithm for setting up mathematical models and self-sufficiency of theoretical calculations with input data based on static data has been synthesized; an algorithm for determining the wing stiffness of a subsonic transport-category aircraft has been developed; a set of programs has

been developed that will provide adaptive control of studies of external loads on the wing.

Practical significance of the results obtained: will allow determining the acting loads taking into account the effects of static aeroelasticity in conditions of design uncertainty, providing input data for theoretical calculations in conditions of information deficit based on static data, obtaining recommendations for improving the design of the aircraft wing.

Keywords: aeroelasticity, stiffness, wing, mathematical model, load.

Оглавление

Перелік умовних позначень	9
ВСТУП.....	10
1. ОГЛЯД НАУКОВИХ ДОСЛІДЖЕНЬ СТАТИЧНОЇ АЕРОПРУЖНОСТІ ТА АНАЛІЗ МЕТОДІВ ВИЗНАЧЕННЯ ДЕФОРМАЦІЙ ЛІТАКА ПІД ВПЛИВОМ ЗОВНІШНІХ НАВАНТАЖЕНЬ.....	13
1.1. Збір і аналіз даних	13
1.2. Огляд проблеми	21
1.3. Вплив явищ аеропружності на конструкцію літака	23
Висновки по розділу.....	26
2. ВИБІР ТА ОБГРУНТУВАННЯ МЕТОДИКИ ВИЗНАЧЕННЯ ДЕФОРМАЦІЙ КРИЛА.....	27
2.1. Пружна модель	27
2.2. Визначення деформацій за допомогою коефіцієнтів пружного впливу.....	28
2.3. Енергетичний метод визначення деформацій	33
2.4. Визначення пружно-деформованого стану крила за допомогою методу кінцевих елементів.....	35
2.5. Принципи побудови кінцево-елементних моделей.	39
2.6. Методи визначення розподілених аеродинамічних навантажень	47
2.7. Статичні випробування	59
Висновки по розділу.....	63
3. ВИРІШЕННЯ ПРЯМОЇ ЗАДАЧІ ВИЗНАЧЕННЯ ДЕФОРМАЦІЇ ПІД ДІЄЮ ЗОВНІШНІХ НАВАНТАЖЕНЬ.	64
3.1. Визначення параметрів навантаження жорсткості крила	64
3.2 Розрахункова схема крила літака.....	65
3.3. Виведення основних рівнянь математичної моделі пружного крила	68
3.4. Експериментальне визначення деформацій крила.	75
3.5. Обробка статистичних показань індикатора.....	79
Висновки по розділу.....	85
4. ВИРІШЕННЯ ЗВОРОТНОЇ ЗАДАЧІ ВИЗНАЧЕННЯ ЖОРСТКОСТІ ПО ЗАДАНИМ ДЕФОРМАЦІЯМ	86

4.1. Порядок вирішення зворотної задачі визначення жорсткості по заданим деформаціям	86
4.2. Розрахункова схема крила літака.....	87
4.3 Масова модель крила літака.	89
4.4. Розробка інформаційного забезпечення	90
Висновки по розділу.....	92
5. Оптимізація жорсткості крила та порівняння з реальними конструкціями	93
Висновки по розділу.....	95
6. РОЗРОБКА СТАРТАП ПРОЕКТУ	96
6.1 Опис ідеї проекту.....	96
6.2. Технологічний аудит ідеї проекту.....	97
6.3. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту.....	98
6.4 Розроблення ринкової стратегії стартап-проекту	112
6.5. Розроблення маркетингової програми стартап-проекту	115
Висновки до розділу.....	118
ВИСНОВКИ.....	119
Список використаної літератури.....	120
Додаток	124

Перелік умовних позначень

ЛА – літальний апарат;

СА – статична аеропружність;

ЛТХ – льотно-технічні характеристики;

АСУ – автоматична система управління;

a – швидкість звуку, м/с

a_H – швидкість звуку на висоті H

M – число Маха

b - ширина, хорда, м;

Co - відносна товщина профілю крила;

G - маса, Н;

l - розмах, м;

S - площа, м²;

Q – перерізуючи сила;

M_x . – згинальний момент ;

M_z . – момент кручення;

ВСТУП

Актуальність теми та її практичне значення

Протягом останніх десятиліть авіаційна галузь розвинулась у різних напрямках, але покращення характеристик літальних апаратів (ЛА) залишається однією з найбільш актуальних наукових і прикладних проблем.

До 40-х років XX століття аспектам аеропружності не приділяли такої істотної уваги, як в сьогодення. Так як швидкість тодішньої авіації була відчутно меншою, тому що галузь будівництва силових установок не встигала розробляти водночас легкі та потужні двигуни. А нормами льотної придатності не вдавалось розробити створення такої конструкції, яка могла б задовольнити умови по жорсткості для подолання багатьох явищ аеропружності. Отже, відсутність потрібного критерію жорсткості конструкції дозволила прояв негативних наслідків явищ аеропружності.

Задачі статичної аеропружності характеризуються деякими спрощуючими рисами. Час не входить в ці задачі в якості незалежної змінної, і тому сили інерції виключаються з рівняння рівноваги. Аеродинамічні сили визначаються на основі добре відомих результатів для встановленого потоку, а не на основі більш складних теорій.

Більшість задач статичної аеропружності поділяється на два основних класи. Перший клас включає задачі про розподіл навантаження і дивергенції. Ці задачі представляють основний інтерес для конструктора літака. Другий клас включає задачі про ефективність органів керування, реверс і вплив аеропружності на стійкість літака. Останні задачі відносяться головним чином до конструкторів систем керування і досліджень питань стійкості, але важливі також і для проектувальника, який займається питаннями конструкції для визначення потрібної жорсткості.

Для стрілоподібних крил велике значення має жорсткість крила на згин, так як при наявності певного кута стрілоподібності деформації згину та закручування крила відносно пружної осі доповнюють один одного.

Під значенням міцності конструкції ЛА в цілому та окремих його агрегатів розуміють їхню здатність витримувати прикладені певні навантаження, без залишкових деформацій та руйнування. Під жорсткістю – розуміють здатність в заданих межах змінювати під навантаженням початкову геометричну форму.

Головних завдань конструктора ЛА стоїть створити водночас міцну та досить жорстку конструкцію з мінімально можливою масою, оскільки в інших галузях вага не відіграє такої важливої та великої ролі, як у авіаційній, так як має істотний вплив на ЛТХ та ефективність ЛА. Тому комплекс завдань, які доводиться вирішувати для забезпечення міцності та жорсткості ЛА, і, методи їх вирішення відрізняються від завдань забезпечення міцності інших машин.

Постановка проблеми. Зі збільшенням швидкості і розмірів літака більший вплив на його аеродинамічні характеристики надає деформація конструкції самого літака. Цей взаємозв'язок деформації конструкції із зовнішніми навантаженнями визначається явищами статичної аеропружності (СА), які можуть привести до зниження або збільшення аеродинамічних навантажень і їх перерозподілу уздовж розмаху стріловидного крила великого подовження.

До теперішнього часу залишається невирішеною проблема створення математичних моделей пружних ЛА з заданими характеристиками жорсткості, які в залежності від режиму, деформувалися під впливом зовнішніх навантажень подібно крилу реального літака. Свого часу проводилися окремі спроби виготовлення гнучких відсіків для вирішення окремих експериментальних завдань. Для інженерних розрахунків, облік ефектів статичної аеропружності ведеться чисельними методами.

Метою даної магістерської дисертації є визначення жорсткості крила літака, що проектується в умовах проектної невизначеності та дослідження впливу деформацій крила літака на розподіл аеродинамічних сил по його розмаху.

Об'єктом дослідження є характеристики жорсткості крила та зовнішні навантаження, що діють на крило великого подовження дозвукового літака транспортної категорії.

Предметом дослідження є математичні моделі жорсткого крила та зовнішні навантажень, які дозволяють визначити діючі навантаження з урахуванням ефектів статичної аеропружності в умовах проектної невизначеності.

Реалізація поставленої мети виконана шляхом виконання таких завдань:

- аналітичний огляд методик розрахунку характеристик крила літака;
- аналіз можливості застосування модифікованого методу Вейсінгера;
- аналіз пружної моделі крила літака з відомими характеристиками;
- розробка методики визначення розподілу аеродинамічних сил по розмаху крила з урахуванням статичної аеропружності;
- визначення жорсткісних та аеродинамічних характеристик пружної моделі крила літака;
- розробка рекомендацій що до вдосконалення конструкції крила літака.

Поставлені задачі:

1. Розробити математичну модель жорсткості крила дозвукового літака транспортної категорії.
2. Виявити і дослідити фактори, негативного впливу на співпадання результатів теоретичного розрахунку і аеродинамічного експерименту з ціллю мінімізації розбіжності, синтезувати алгоритм налаштування математичних моделей і самозабезпечення теоретичних розрахунків вхідними даними в умовах дефіциту інформації на основі статичних даних.
3. Розробити алгоритм визначення жорсткості крила дозвукового літака транспортної категорії в умовах проектної невизначеності .
4. Довести метод інженерного використання і розробити комплекс програм, який забезпечить адаптивне керування дослідженнями зовнішніх навантажень на крило великого подовження з врахування статичної аеропружності.

1. ОГЛЯД НАУКОВИХ ДОСЛІДЖЕНЬ СТАТИЧНОЇ АЕРОПРУЖНОСТІ ТА АНАЛІЗ МЕТОДІВ ВИЗНАЧЕННЯ ДЕФОРМАЦІЙ ЛІТАКА ПІД ВПЛИВОМ ЗОВНІШНІХ НАВАНТАЖЕНЬ.

1.1. Збір і аналіз даних

Аеропружність – це такий розділ прикладної механіки, що вивчає взаємодію між інерційними, пружними та аеродинамічними силами, які виникають, коли пружне тіло піддається впливу потоку газу чи рідини та вплив такої взаємодії на конструкції літаків та інші. Як би всі конструкції літальних апаратів (ЛА) були абсолютно жорсткими, тоді б не існувало проблематики аеропружності. Сучасна авіація має доволі сильні гнучкі властивості конструкції, що є головним джерелом причин різних явищ аеропружності.

Явища, що розглядаються в аеропружності, поділяються на дві області: статичні та динамічні. Статична аеропружність, пов'язана зі статичною або реакцією, що встановилася, пружного тіла на потік рідини. Іншими словами можна описати, що це явища, які включають взаємодію між пружними та аеродинамічними силами. Динамічна аеропружність, пов'язана з динамічною (зазвичай вібраційною) реакцією тіла. Іншими словами можна описати, що це явища, які включають взаємодію між силами інерції, аеродинамічними та пружними силами.

Літаки схильні до аеропружних ефектів, тому що одними з головних критеріїв для проектування є те, що вони повинні бути легкими і витримувати великі аеродинамічні навантаження. Літаки спроектовані таким чином, щоб уникнути таких проблем з аеропружністю як:

- дивергенція;
- реверс системи керування;
- флаттер.

Проблеми з аеропружністю можна запобігти шляхом регулювання маси, жорсткості або аеродинаміки конструкцій, які можуть бути визначені та перевірені за допомогою розрахунків, випробувань на вібрацію та випробувань на флаттер. Флаттер рулів зазвичай усувається шляхом ретельного розміщення

балансу маси. Синтез аеропружності з термодинамікою відомий як аеротермопружність, а його синтез з теорією управління відомий як аероеластичність.

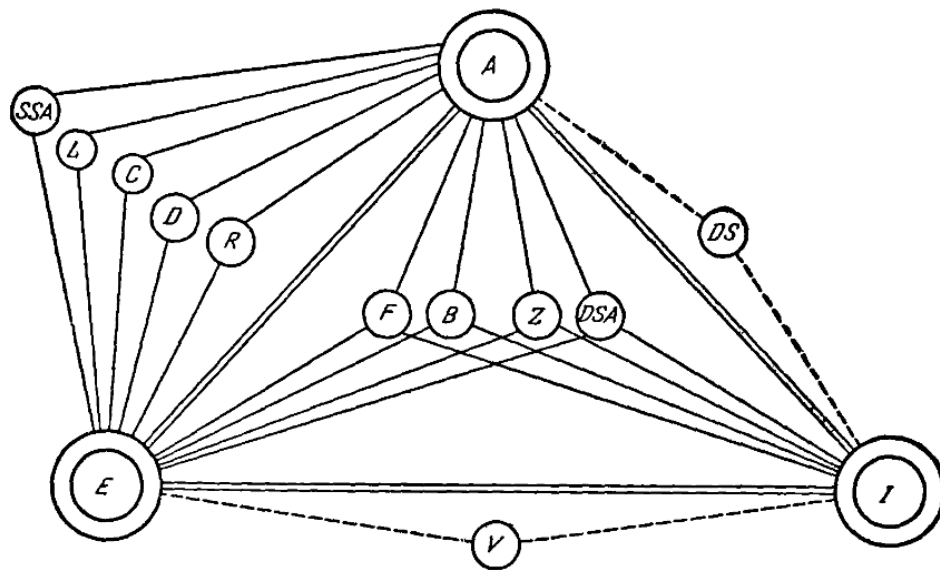


Рис. 1.1. Трикутник аеропружних сил.

A - Аеродинамічні сили, E - Сили пружності, I - Сили інерції, F - Флаттер, B- Баффтинг, Z- Динамічна реакція, L- Розподіл навантаження, D- Дивергенція, C- Ефективність керування, R- Реверс системи органів керування, DCA- Вплив аеропружності на динамічну стійкість, SSA- вплив аеропружності на статичну стійкість, V- Механічні коливання, DS- Динамічна стійкість.

Головні три типи сил розміщені у вершинах трикутника. Явища аеропружності розміщені на діаграмі відповідно до зв'язків з силами (вершинами трикутника). Далі сформовано визначення задач аеропружності:

Флаттер. Динамічна нестабільність конструкції під час польоту, а однією з головних причин є пружність конструкції.

Баффтинг. Коливання пружних елементів конструкції літака, які обумовлені аеродинамічними імпульсами під впливом нестационарного оптікання.

Динамічна реакція. Така реакція елементів конструкції літака, яка створюється за допомогою різких навантажень, обумовлених посадкою, поривом вітру, різкими рухами поверхонь керування.

Розподіл навантаження. Вплив пружних деформацій конструкції на її розподіл аеродинамічних навантажень.

Дивергенція. Статична нестійкість несучих поверхонь ЛА в польоті, а їх виникнення обумовлене пружністю несучих поверхонь.

Ефективність керування. Вплив пружних деформацій конструкції на керованість літака.

Реверс системи органів керування. Явище, яке зустрічається під час польоту при якому ефект від відхилення даного елемента керування майже нівелюється за рахунок пружних деформацій конструкції.

Для покращення та підвищення аеродинамічних характеристик в сучасних та перспективних літальних апаратах (таких категорій як пасажирські, транспортні та безпілотні літальні апарати (БЛА)) використовується заходи по підвищенню відносного подовження крила. Після таких змін в крилі з'являються нові особливості навантаження конструкції, її міцність та аеропружність. Найцікавіші з проблем аеропружності становлять дві важливі особливості характеристики літаків.

1) Збільшення відносного подовження крила зазвичай викликає підвищення його гнучкості, що тягне за собою зміни впливу польотних деформацій конструкції на характеристики аеропружності, що загалом потребує розробку нових моделей та методів дослідження.

2) Конструкції типу крило з підкосом, застосування яких, дозволя значно підвищити відносне подовження крила літаків, а також зберегти вагову ефективність при збільшенні аеродинамічної якості.

Для перспективних проектів літаків з крилом великого відносного подовження є актуальним розвиток методів та алгоритмів проектувальних досліджень характеристик аеропружності та вагової ефективності.

Виконання комплексу теоретичних і експериментальних досліджень конструкції на міцність є основним процесом створення сучасного літального апарату.

До літальних апаратів висуваються дуже жорсткі вимоги щодо зниження ваги до мінімальних значень, що забезпечують необхідну міцність та жорсткість конструкції. Це призводить до того, що планер має мінімальні запаси міцності, значно менші за інші види конструкцій. Оскільки на підставі тільки розрахунків не можна отримати надійну оцінку міцності літального апарату, необхідно проводити великі експериментальні дослідження авіаційних конструкцій.

У процесі створення літального апарату, експериментальним методом, проводяться статичні випробування на зразках та елементах конструкцій (вузлах, панелях, з'єднаннях) з метою отримання вихідних даних, необхідних для теоретичних розрахунків і результатом є дослідження напружено-деформованого стану та статичної міцності конструкцій, яка випробовується. Навантаження, що діють на об'єкт під час польоту, при зміні траєкторії, при зльоті та посадці, відтворюються під час статичного випробування. Також проводиться оцінка та доцільність правильності вибору схем та методик для розрахунку на міцність, правильність вибору та технології виготовлення матеріалів, визначення фактичної міцності шляхом навантаження конструкції до руйнування та здатності конструкції витримувати без руйнування та появи неприпустимих деформацій.

При статичних випробуваннях розподілені сили, що діють на конструкцію в реальних умовах, замінюються та відтворюються системами елементарних зосереджених сил.

Дослідження та вимірювання міцності конструкції під час статичних випробувань зазвичай використовуються методами тензометрії, вимірювання переміщення певної кількості точок конструкції та переміщень одних частин конструкції відносно інших.

Остаточне вирішення питань про міцність літального апарату складається після проведення експериментальних досліджень натурної конструкції планера за широкою програмою, яка передбачає перевірку основних агрегатів за різних навантажень і режимів.

Випробування окремих частин та агрегатів, а також експериментальні дослідження конструкції планера отримали загальну назву статичних випробувань літального апарату.

Статичні випробування конструкцій та її елементів, що проводяться з метою отримання даних про деформований і напружений стан та фактичну міцність, є необхідною ланкою в комплексі робіт зі створення літального апарату. Тому разом з розвитком авіації безперервно вдосконалюється методика і техніка експерименту і до цього часу статичні випробування є складним технологічним процесом.

Вимоги до міцності регламентуються різними нормативними документами – АП-23, АП-25. Всі ці документи визначають статичні випробування як основний спосіб підтвердження міцності конструкції.

Під час досліджень, в експериментальних умовах, конструкцій різного роду на статичну міцність використовується таке типове силове обладнання: вимірювально-інформаційні системи та системи автоматизованого управління. Результатом процесу статичних випробувань є перевірка розрахунку на міцність.

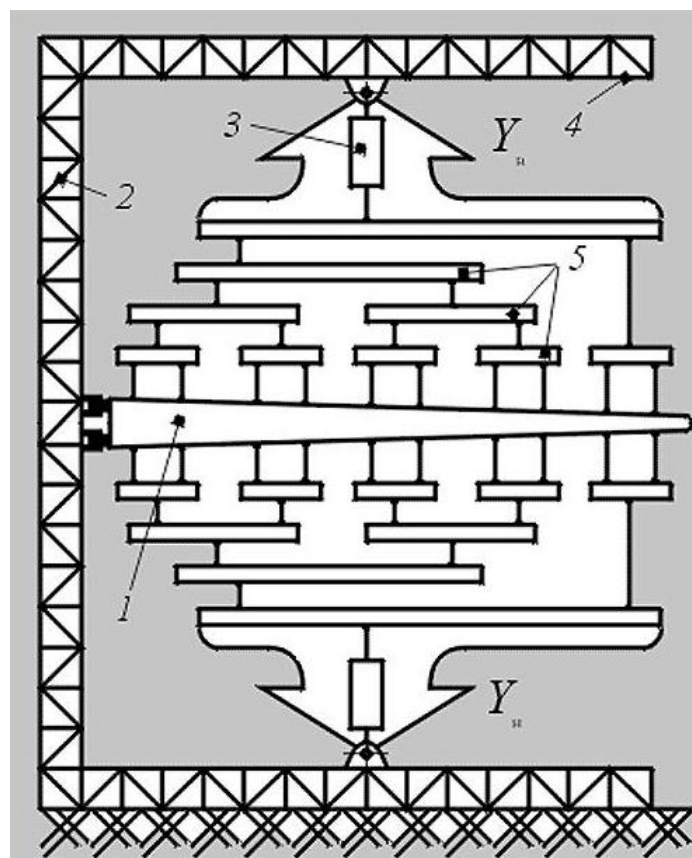


Рис. 1.2. Стенд статичних випробувань

1 - консоль крила, 2 - вертикальна колона, 3 - гідропривід, 4 - горизонтальна балка (силова стеля), 5 - система важелів і тяг.

У залах, які мають спеціальне обладнання, статичних випробувань конструкція (в даному випадку консоль крила 1) закріплена на вертикальній колоні стенду 2 на вузлах, в яких консоль має кріпитися до фюзеляжу. Прикладаються навантаження переважно еквівалентні тим, які були прийняті під час розрахунків. В ході процесу виконання випробувань в залежності від способу прикладання навантаження можлива неповна відповідність розподілу навантаження по конструкції з умовами навантаження в польоті.

Навантаження, що імітує аеродинамічне підйомне навантаження позначається Y_R . За допомогою системи важелів і тяг 5, які закріплюються на верхню поверхню крила через приклеєні до неї парусинові лямки або гумові прокладки, та гідравлічного приводу 3, який в свою чергу закріплений до горизонтальної балки 4 (на стелі залу для випробувань) стенду, прикладається відповідно розраховане навантаження до верхньої обшивки крила. Також у такому самому порядку за допомогою вище вказаного обладнання закріпленого до силовій підлозі, нижня поверхня крила навантажується відповідним навантаженням Y_H .

Під час наземних випробувань піддається як планер літака, так і його окремі системи на спеціальних стендах. Всі випробування на міцність планера можна умовно розділити на дві основні групи: статичні, в ході яких визначається рівень статичної міцності конструкції літака, і повторно-статичні (ресурсні), які спрямовані на визначення втомної міцності та експлуатаційної живучості конструкції літака.

Також можна сказати, що статичні випробування визначають здатність конструкції витримувати високі одноразові навантаження, які можуть виникнути в критичних ситуаціях в ході експлуатації літака: при різких маневрах, поривах вітру, турбулентності, відмовах систем та ін.

Ресурсні випробування визначають втомну міцність – це означає здатність конструкції витримувати багаторазово повторювані навантаження без утворення тріщин, а також експлуатаційну живучість – здатність конструкції чинити опір розвитку тріщин та різного роду інших дефектів, які можуть призвести до руйнування.



Рис. 1.3. Наземні випробування

В ході статичних випробувань літак повинен бути підвішеним між стелею та підлогою за допомогою спеціальної системи важелів і тяг, через які в свою чергу на літак передаються такі навантаження, що дозволяються з імітувати сили, а також перевіряти на міцність консоль літака для випадків що зустрічаються під час всіх польотних випробувань (діапазон польотних перевантажень).

Зіставляючи напруги, які були отримані теоретично в результаті досліджень з розрахунковими моделями, з напругами, що можуть виникати в процесі статичних випробувань на реальній конструкції, так зазвичай оцінюється та перевіряється правильність розрахунків на міцність.

За допомогою різного роду тензометричних датчиків, які можуть наклеюватись на певні ділянки поверхні та елементи конструкції, яка досліджується, в ході вимірювань напружень.

Під час статичних випробувань завжди одну дослідну одиницю ЛА навантажують до виявлення граничних навантажень (до повного її руйнування). Тобто ціль таких випробувань є визначення навантажень, які дана конструкція здатна витримати при польоті в надзвичайних умовах.



Рис. 1.4. Статичні випробування

Для оцінки якісних властивостей і кількісних значень параметрів виробів на стадіях розробки, виробництва і експлуатації широко використовуються різні види випробувань на вплив механічних, кліматичних, біологічних, радіаційних та інших зовнішніх факторів в лабораторних умовах [1].

При виробництві літального апарату для визначення ресурсу літальних апаратів необхідно проведення статичних і повторно-статичних випробувань окремих вузлів і агрегатів планера. В умовах серійного виробництва обсяг випробувань досить значний і трудомісткий, що викликає необхідність розробки автоматизованого випробувального устаткування (стенду) та методики проведення випробувань, що забезпечують достовірні результати [2].

Випробуванням піддаються крило, фюзеляж, шасі, лижне шасі, тримач авіаційних підвішуються виробів, деталі силового каркаса, з'єднувальні вузли і т.п.

Для забезпечення виконання точних завдань зусиль на об'єкт випробувань для створення вертикальних, бічних, осьових, що крутять моментів було розглянуто застосування електромеханічних силосбудників, замість гідравлічних [3].



Рис. 1.5. Випробування консолі крила.

Застосування електроциліндрів дозволяє полегшити моменти управління зусиллям та просторове позиціонування (спрощується програмування діапазону навантажень). Забезпечення електроенергією для управління гідравлічних циліндрів є вищими, ніж для електромеханічних. ККД електроциліндрів більше 85%, також споживання струму змінюється пропорційно збільшенню навантаження. При відсутності можливості зміни навантаження, споживання можна звести до мінімуму за рахунок використання електромагнітного гальма, який утримує задане зусилля в потрібному положенні.

1.2. Огляд проблеми

У 40-х роках 20 сторіччя питання аеропружності не мали важливого значення. Норми льотної придатності забезпечували створення конструкції достатньої жорсткості для подолання більшості явищ аеропружності[2].

Відсутність раціонального критерію жорсткості конструкції призвела до проявів низки явищ аеропружності.

Фюзеляж і хвостове оперення мали дві основні форми коливань низької частоти. Перша форма коливань являла собою коливання лівого та правого рулів висоти із зсувом фаз на 180° . Такі коливання були можливими оскільки рулі висоти не були зафіксовані на спільній осі обертання і поєднувалися за допомогою пружини. Друга форма коливань являла собою крутильні коливання хвостової частини фюзеляжу.

Ці дві форми коливань вважалися основною причиною сильних вібрацій. Проблему флатеру вирішили шляхом поєднання частин розрізаного руля висоти спільною віссю. Інший випадок флаттера хвостового оперення було зафіксовано на літаку DH-9 у 1917р (рис. 1.6) [2].

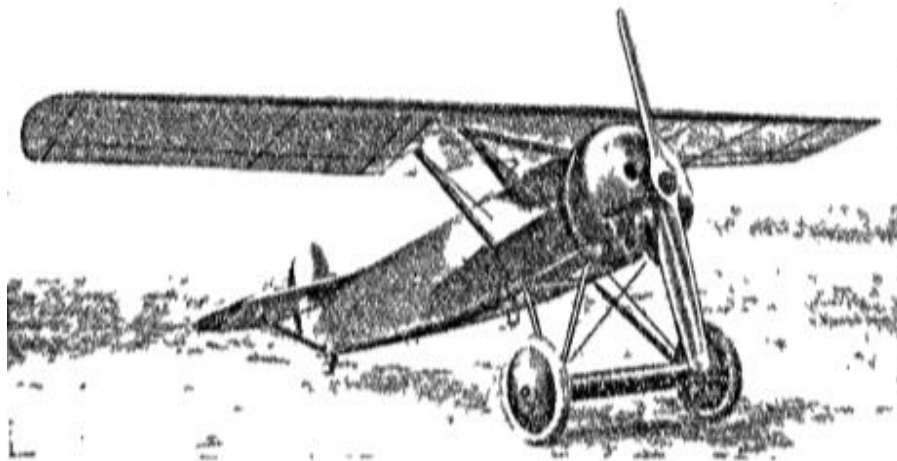


Рис. 1.6 Літак Фоккер D-8.

З тих пір поєднання рулів висоти стало однією із конструктивних рис літаків. Із переходом до схеми – моноплан, яка порівняно із біпланом має значно меншу жорсткість на кручення виникла проблема аеропружного крила. Перші літаки побудовані по схемі через що під час пікірування на великій швидкості крило ламалося [2]. Після низки катастроф було вирішено провести статичні випробування конструкції крила. Міцність крила була достатньою для того, щоб виітримати максимальне експлуатаційне перевантаження $6g$. Були виміряні прогини кінців крила при прикладанні навантаження та помічено, що кінці консолей крила закручуються догори, що викликає перерозподіл

навантаження у сторону кінців крила та збільшує згинальні моменти . Ці деформації кручення крила були визнані причиною аварії моноплану не мали достатньої жорсткості крила на кручення , що призводило до появи флаттера, втрати ефективності рульових поверхонь та значному перерозподілу аеродинамічних навантажень через великі деформації. Літак Фоккер D-8 першим продемонстрував недоліки схеми моноплану з точки зору ефектів аеропружності. Крило мало недостатню жорсткість на кручення.

Теорія розподілу навантаження по крилу та теорія дивергенції крила були вперше створені Гансом Рейсснером в 1926 р. Теорія втрати керованості у каналі крену і реверсу елеронів були опублікована через 6 років Роксбі Коксом та Пагслі в 1932 р. [2]

1.3. Вплив явищ аеропружності на конструкцію літака

Явища аеропружності мають вплив на розподіл мас, форму несучих поверхонь та конструкцію органів керування. Флатер має найбільший вплив на конструкцію високошвидкісних літаків із крилом великого подовження. Сучасний літак схильний до багатьох форм флатера. Основним методом боротьби з флатером є збільшення жорсткості конструкції. Найбільш критичним параметром жорсткості конструкції літака є жорсткість крила на кручення, оскільки величина навантаження залежить від кутів установки несучих поверхонь крила. Для стрілоподібних крил також має значення жорсткість крила на згин, так як при наявності стрілоподібності деформації згину та закручування крила відносно пружної осі доповнюють один одного.

Жорсткість крила на кручення залежить від товщини обшивки. Конструктивна схема крила може визначатися по критеріям міцності та жорсткості. Спроектоване по критерію жорсткості крило буде мати мінімальну кількість елементів повздовжнього набору - стрингерів та нервюр, що підтримують обшивку. Оскільки критична сила місцевої втрати стійкості пропорційна квадрату товщини стінок то така конструкція дає вигравш у масі.

Найбільшу вагову ефективність матиме конструкція крила при якій відношення площі обшивки до площі повздовжнього силового набору буде мінімальним.

На режимах польоту, що характеризуються виходом на критичні кути атаки проявляється явище бафтинга через потрапляння елементів конструкції фюзеляжу та хвостового оперення у зону спутного струменя позаду крила, гондולי двигуна та іншого підвісного обладнання, що має не обтічну форму.

При пориві вітру та посадці велике значення на величину навантажень діючих на конструкцію мають інерційні сили, оскільки літак рухається з прискоренням, а от зовнішні навантаження можуть викликати не тільки поступальне та кутове переміщення літака, а також і коливання його конструкції. Коливання конструкції у свою чергу ще більше посилюють інерційні навантаження.

Вплив пружності конструкції має великий вплив на розподіл інерційного навантаження по конструкції агрегатів. На рис. 1.7 проілюстрована різниця між прискореннями центроплану та кінцями крила по вертикальному пориві вітру на висоті 11 000 футів і швидкості 460 миль/год. Пунктирною лінією показані прискорення центроплану при вході у порив. Як видно із графіку напрямок перевантаження залишається незмінним в той час, як кінці крила починають коливатися [2].

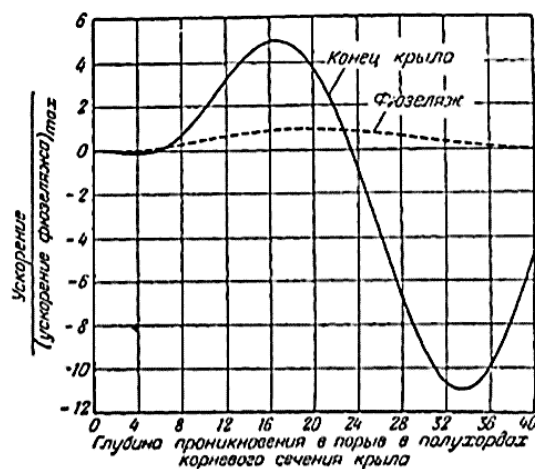


Рис. 1.7. Порівняння прискорень фюзеляжу та кінця стрілоподібного крила при пориві вітру [2].

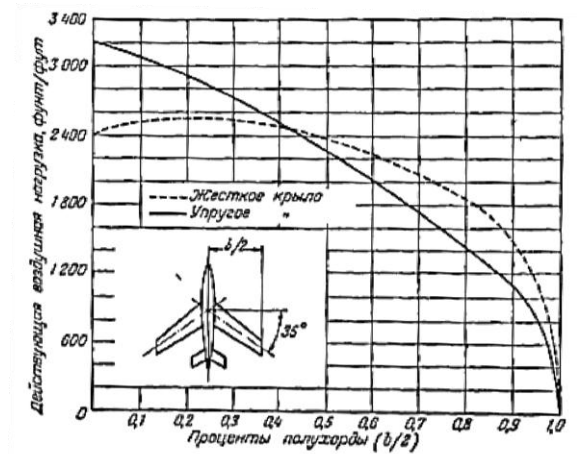


Рис. 1.8. Перерозподіл навантаження через деформації крила.

Типовий перерозподіл навантаження по стійкому крилу наведено на рис.1.8. Залежність критичної швидкості від форми крила в плані показана на рис. 1.9 [2].

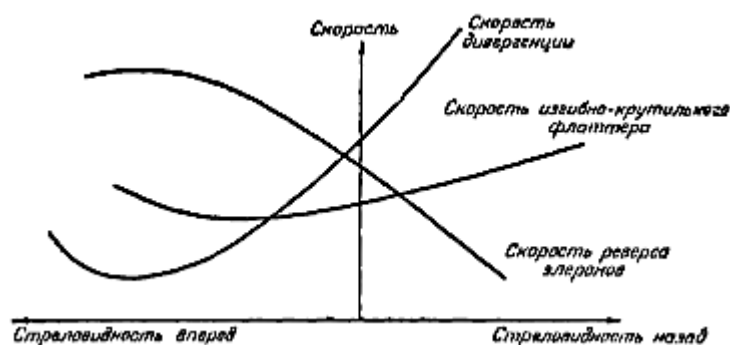


Рис. 1.9. Критичні швидкості в залежності від стріловидності крила

Значний вплив на розподіл навантаження по елементам планера літака має жорсткість на кручення. Прикладом є пряме крило у якого вісь жорсткості знаходиться позаду осі тиску. За таких умов при деформації крила місцеві кути атаки збільшуються від центроплану до кінців крила, що викликає перебалансування літака на менший кут атаки та перерозподіл навантаження при якому центри тисків на консолях крила зміщуються ближче до його кінців, що призводить до збільшення згинальних моментів.

Висновки по розділу

В розділі розглянуті основні явища аеропружності та їх вплив на конструкцію літака. Розглянуто особливості проектуванням та дослідження статичної аеропружності. Проаналізовані основні проблеми аеропружності, розглянуто механізми та обладнання для дослідження задач статичної аеропружності.

2. ВИБІР ТА ОБГРУНТУВАННЯ МЕТОДИКИ ВИЗНАЧЕННЯ ДЕФОРМАЦІЙ КРИЛА

2.1. Пружна модель

Для визначення деформацій конструкції під час статичного навантаження, вводиться наступне твердження, що вибрана конструкція нерухомо закріплена у центрі мас. Інерційні навантаження не враховуються, оскільки розглядається статична задача [2].

Під час визначення деформацій, конструкція вважається абсолютно пружною, тобто такою що елементи конструкції працюють у зоні пропорційності, тобто після розвантаження не виникає залишкових деформацій. Якщо враховувати дане твердження тоді прогин від зосередженої сили Q (рис. 2.1.) буде визначатися за наступною формулою:

$$q = QC \quad (2.1)$$

де C - лінійний коефіцієнт пропорційності величини деформацій від прикладеного навантаження. Отже, навантажену конструкцію можна розглядати, як лінійну систему.

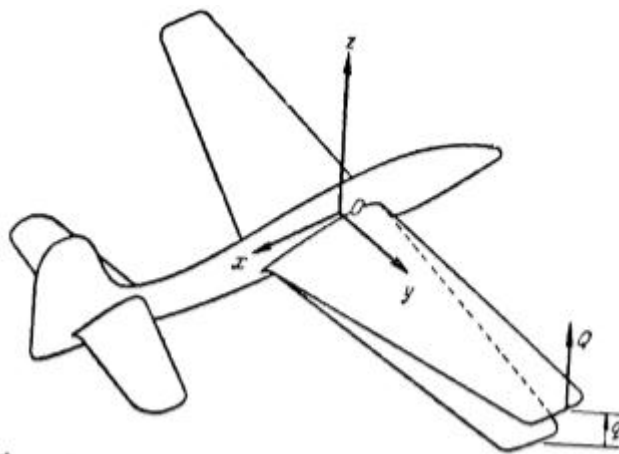


Рис. 2.1. Схема прикладення навантаження до пружної моделі літака.

При виявленні проявів слідів місцевої втрати стійкості на деталях каркасу або обшивці, означає що залежність між зусиллями та деформаціями має нелінійний характер. Отже, виходить що при втраті місцевої стійкості обов'язково виникає перерозподіл навантаження між іншими елементами конструкції, а жорсткість елемента, який втратив стійкість прямує до нуля. Так як напруження у статично невизначених системах розподіляються рівномірно та

пропорційно до жорсткості елементів, отже, виходить що навантаження розподіляється на інші елементи каркасу, що призводить до збільшення навантаження на кожен елемент і зменшується жорсткість конструкції. Місцева втрата стійкості характерна для тонкостінних елементів, оскільки величина критичного напруження пропорційна до квадрату товщини обшивки.

$$\sigma_{\text{кр}} = \frac{\pi^2 k E}{12(1 - \mu^2) \left(\frac{b}{h}\right)^2} \quad (2.2)$$

де μ – коефіцієнт Пуассона, k – коефіцієнт защемлення, конструктивні параметри b – ширина непідкріпленої ділянки, h – товщина стінки (обшивки).

Робота, яка виконується під час прикладання зовнішнього навантаження переходить у потенціальну енергію деформації знаходиться за наступним виразом:

$$U = \frac{1}{2} Q q \quad (2.3)$$

Отже, можна сформулювати наступні припущення при визначенні деформацій конструкції крила:

1. Літак повністю урівноважений, інерційні навантаження викликані балансуванням через перерозподіл навантаження внаслідок деформацій не враховуються.
2. Напруження у елементах конструкції знаходиться в зоні пропорційності.
3. Вплив місцевої втрати стійкості на жорсткість конструкції не враховується.
4. Крило заміняється балкою, яка проходить вздовж пружної осі крила і має еквівалентну жорсткість на згин та кручення.
5. Деформації крила у площині хорд не враховуються

2.2. Визначення деформацій за допомогою коефіцієнтів пружного впливу

Узагальнений випадок навантаження виглядає наступним чином, це коли на конструкцію діють кілька сил та моментів у різних точках (рис. 2.2). Далі можна виразити повне лінійне та кутове переміщення в деякій точці, як суму переміщень в цій точці від окремих сил та моментів. Таке твердження називають, як принцип накладання. За допомогою цього принципу досліджуються лінійні системи. Символом Q позначаються усі силові фактори, а узагальнені переміщення позначаються символом q .

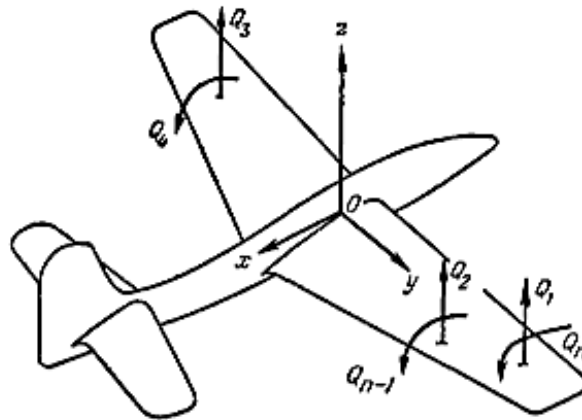


Рис. 2.2. Навантаження конструкції силами та моментами.

Користуючись принципом, який наведений вище, накладення можна представити переміщення в i -й точці від дії n узагальнених сил у вигляді наступного виразу:

$$q_i = \sum_{j=1}^n C_{ij} Q_j \quad (i = 1, 2, \dots, n) \quad (2.4)$$

де C_{ij} - коефіцієнт впливу пружності.

Так само можна представити і силові фактори, що відповідають заданим переміщенням у вигляді наступного виразу:

$$Q_i = \sum_{j=1}^n k_{ij} q_j \quad (i = 1, 2, \dots, n) \quad (2.5)$$

де k_{ij} – коефіцієнт впливу жорсткості.

Якщо на конструкцію діє лише одна сила, то константа k_{ij} являє собою звичайний коефіцієнт жорсткості пружини. Наступні рівняння (2.4), (2.5) для кращого розуміння представляємо у вигляді матриць:

$$\{q\} = [C]\{Q\} \quad (2.6)$$

$$\{Q\} = [k]\{q\} \quad (2.7)$$

$$\begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ \dots \\ q_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & \dots & C_{1n} \\ C_{21} & C_{22} & \dots & C_{2n} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ C_{n1} & C_{n2} & \dots & C_{nn} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Q_1 \\ Q_2 \\ \dots \\ Q_n \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

$$\begin{bmatrix} Q_1 \\ Q_2 \\ \dots \\ Q_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} & \dots & k_{1n} \\ k_{21} & k_{22} & \dots & k_{2n} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ k_{n1} & k_{n2} & \dots & k_{nn} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ \dots \\ q_n \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

де $[C]$ - квадратна матриця піддатливості, $[k]$ - квадратна матриця жорсткості. Із наведених вище матричних рівнянь випливає наступне:

$$[k] = [C]^{-1} \quad (2.10)$$

Для кращого сприйняття такого методу визначення переміщень можна розглянути на прикладі однорідної консольно защемленої балки довжиною l (рис.2.3).

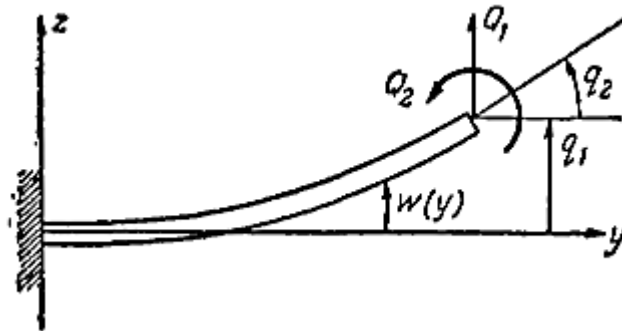


Рис. 2.3. Розрахункова схема балки

Для початку потрібно визначити елементи матриць жорсткості та піддатливості. Наступним кроком потрібно визначити коефіцієнти матриці піддатливості, під час навантаження конструкції одиничними силами і моментами результуючі переміщень будуть чисельно дорівнювати коефіцієнтам матриці піддатливості (рис. 2.4).

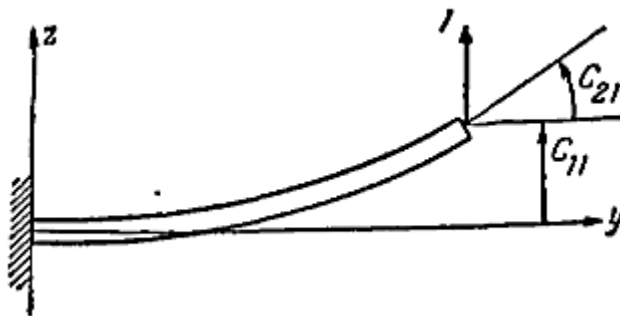


Рис. 2.4. Переміщення балки від прикладання одиничного навантаження.

Деформація згину балки описується рівнянням Бернуллі-Єйлера:

$$M(y) = EI * w''(y) \quad (2.11)$$

де $M(y)$ - згинальний момент (має додатне значення при стиску), EI - жорсткість балки на згин, $w''(y)$ - прогин точок нейтральної лінії балки. Якщо на кінці балки прикладена одинична перерізуюча сила, то рівняння (2.11) матиме такий вигляд:

$$l - y = EI * w''(y) \quad (2.12)$$

Проінтегрувавши попереднє рівняння по y отримаємо кут повороту перерізу в кінці балки та його лінійне переміщення вздовж вертикальної осі і відповідно отримаємо наступне:

$$C_{21}=w'(y) = \frac{l^2}{2EI} \quad (2.13)$$

$$C_{11}=w(y) = \frac{l^3}{3EI} \quad (2.14)$$

Аналогічно, прикладаючи одиничний момент в кінці балки можна визначити коефіцієнти C_{12} та C_{22} . Рівняння (2.11) матиме наступний вигляд

$$1 = EI * w''(y) \quad (2.15)$$

Проінтегрувавши дане рівняння отримаємо наступне:

$$C_{22}=w'(y) = \frac{l}{EI} \quad (2.16)$$

$$C_{12}=w(y) = \frac{l^2}{2EI} \quad (2.17)$$

Тоді матриця піддатливості матиме наступний вигляд:

$$[C_{ij}] = \begin{bmatrix} \frac{l^3}{3EI} & \frac{l^2}{2EI} \\ \frac{l^2}{2EI} & \frac{l}{EI} \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

Переміщення кінця балки визначаються із наступного матричного рівняння:

$$\begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{l^3}{3EI} & \frac{l^2}{2EI} \\ \frac{l^2}{2EI} & \frac{l}{EI} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 \\ l \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{5l^3}{6EI} \\ \frac{3l^2}{2EI} \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

Далі детальніше можна розглянути властивості матриці піддатливості. Дана матриця може складатися з 4-х квадратних матриць:

$$[C] = \begin{bmatrix} \begin{bmatrix} C_{11}^{\delta\delta} & C_{12}^{\delta\delta} \\ C_{21}^{\delta\delta} & C_{22}^{\delta\delta} \end{bmatrix} & \begin{bmatrix} C_{11}^{\delta\alpha} & C_{12}^{\delta\alpha} \\ C_{21}^{\delta\alpha} & C_{22}^{\delta\alpha} \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} C_{11}^{\alpha\delta} & C_{12}^{\alpha\delta} \\ C_{21}^{\alpha\delta} & C_{22}^{\alpha\delta} \end{bmatrix} & \begin{bmatrix} C_{11}^{\alpha\alpha} & C_{12}^{\alpha\alpha} \\ C_{21}^{\alpha\alpha} & C_{22}^{\alpha\alpha} \end{bmatrix} \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

де $C_{ij}^{\delta\delta}$ – прогин у і-й точці від дії одиничної сили прикладеної в j-й точці;

$C_{ij}^{\alpha\alpha}$ – кут повороту у і-й точці від одиничного моменту в j-й точці;

$C_{ij}^{\delta\alpha}$ – прогин в і-й точці від одиничного моменту в j-й точці;

$C_{ij}^{\alpha\delta}$ – кут повороту в і-й точці від одиничної сили в j-й точці.

Можна зробити висновок, що виконуються наступні рівності:

$$C_{ij}^{\delta\delta} = C_{ji}^{\delta\delta} \quad (2.20)$$

$$C_{ij}^{\alpha\alpha} = C_{ji}^{\alpha\alpha} \quad (2.21)$$

$$C_{ij}^{\alpha\delta} = C_{ji}^{\delta\alpha} \quad (2.22)$$

Отже, з цього виходить, що матриця піддатливості симетрична.

Якщо взяти до уваги, що на конструкцію діє розподілене навантаження $Z(y)$ та відомий закон розподілу (рис. 2.5), тоді якщо деякий прогин $dw(y)$ в точці з певною координатою y , був визваний елементарним навантаженням

$Z(\mu)d\mu$ у точці із певною координатою μ , тоді можна визначити за наступною формулою:

$$dw(y) = C(y, \mu)Z(\mu)d\mu \quad (2.23)$$

де $C(y, \mu)$ – функція, яка дозволяє виразити прогин у точці з координатою y від дії одиничної зосередженої сили у точці із координатою μ . Прогин у точці y можна визначити проінтегрувавши вираз (2.23) вздовж усієї довжини балки.

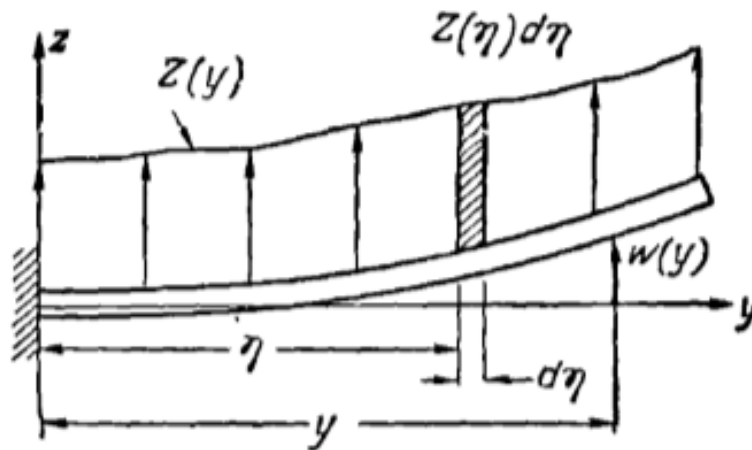


Рис. 2.5. Однорідна консольна балка навантажена розподіленим навантаженням.

Отже, коефіцієнти пружного впливу і функція $C(i, j)$ є симетричними:

$$C(y, \mu) = C(\mu, y) \quad (2.24)$$

2.3. Енергетичний метод визначення деформацій

За допомогою теореми Кастильяно можна визначити прогини. Дана теорема заснована на енергії деформації, яка виражена через функції прикладених навантажень:

$$\frac{\partial U}{\partial Q_i} = \frac{\partial (\frac{1}{2} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n C_{ij} * Q_i * Q_j)}{\partial Q_i} = \sum_{j=1}^n C_{ij} Q_j \quad (2.25)$$

Теорему Кастильяно можна записати в іншому вигляді:

$$q_i = \frac{\partial U}{\partial Q_i} \quad (2.26)$$

Теорему Кастильяно можна описати наступним чином, часткова похідна від енергії деформації виражену через прикладене навантаження дорівнює переміщенню конструкції в точці прикладання цього навантаження у напрямку його дії.

Наприклад, розглянемо задачу визначення прогину балки до якої прикладено розподілене навантаження $M(y)$ у деякій точці a (рис. 2.6.). Також в точці a прикладена фіктивна перерізуюча сила P . Тоді від прикладання розподіленого навантаження $M(y)$ у точці a , згинальний момент позначається деякою величиною m , тоді від дії навантаження P , згинальний момент позначається величиною mP , згідно з принципом накладання.

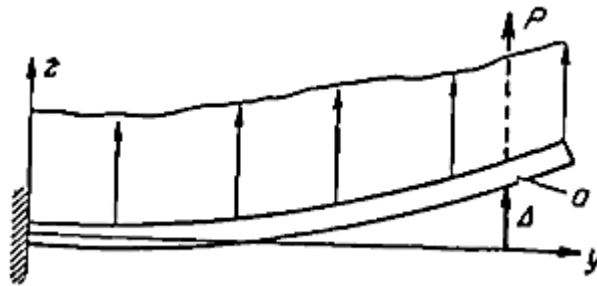


Рис. 2.6. Балка навантажена розподіленим навантаженням $M(y)$ та фіктивною силою P .

Енергію деформації балки можна визначити через згинальний момент $\bar{M}$ за наступним виразом:

$$U = \int_0^l \frac{\bar{M}^2}{2EI} dy \quad (2.27)$$

Величина $\bar{M}$ визначається за прикладеним навантаженням $M(y)$ та фіктивною силою P за наступним виразом:

$$\bar{M} = M(y) + mP \quad (2.28)$$

Отже, результатом є наступний вираз для визначення потенціальної енергії деформації:

$$U = \int_0^l \frac{(M(y) + mP)^2}{2EI} dy \quad (2.29)$$

Прогин в точці a по теоремі Кастильяно визначається за наступним виразом:

$$\Delta = \frac{\partial U}{\partial P} = \int_0^l \frac{(M + mP)m}{2EI} dy \quad (2.30)$$

Прогин у точці a від початкового навантаження $M(y)$ можна визначити, якщо додати у формулі (2.30) фіктивну силу P , яку вважаємо рівною нулю, і отримаємо наступне рівняння:

$$\Delta = \frac{\partial U}{\partial P} = \int_0^l \frac{Mm}{EI} dy \quad (2.31)$$

Також за допомогою попередньої формули (2.31) можна знаходити коефіцієнти матриці піддатливості:

$$C_{ij} = \int_0^l \frac{m_i m_j}{EI} dy \quad (2.32)$$

де m_i – розподіл згинального моменту від дії одиничного навантаження, прикладеного у i -й точці;

m_j – розподіл згинального моменту від дії одиничного навантаження, прикладеного у j -й точці.

2.4. Визначення пружно-деформованого стану крила за допомогою методу кінцевих елементів

З розвитком електроніки та комп'ютерної галузі метод кінцевих елементів знайшов дуже широке застосування для вирішення різного роду складних задач пружно-деформованого стану тіла та динаміки рідини або газу та інших задач. Даний метод є досить універсальним і одним з перспективних. До перевагами даного методу можна віднести наступне:

- Розрахунок може вестися для об'єктів, суміжні елементи котрих можуть мати різні властивості. Це дозволяє застосовувати метод до тіл, які мають різні матеріали.
- Форми скінченних елементів є доволі простими це прямі лінії, трикутники, прямокутники, піраміди. Тому цей метод дозволяє апроксимувати об'єкти, які мають досить складну форму.

- Варіативність розмірів елементів, тобто збільшувати або зменшувати кількість елементів сітки.
- Зручність визначення граничних умови з розривним поверхневим навантаженням і змішаних граничних умов.
- На основі алгоритму даного методу створюються загальні програми для розв'язку завдань різного роду та класу.
- Розв'язок системи рівнянь з великою розмірністю. Це дозволяє отримувати доволі точні розв'язки для систем рівнянь розмірністю 5-10 мільйонів і більше.

Головний недолік цього методу полягає у потребах великого обсягу пам'яті ЕОМ і високої швидкості розрахунку. В наш час розвиток ЕОМ практично усунув цей недолік.

Основна ідея методу кінцевих елементів полягає в тому, що будь-яку безперервну величину можна апроксимувати дискретною моделлю, яка будується на безлічі кусково-неперервних функцій, визначених на кінцевому числі підобластей. Наприклад, як температура, тиск і переміщення.

Кусково-неперервні функції визначаються за допомогою значень неперервної величини в кінцевому числі точок даної області.

У загальному випадку безперервна величина заздалегідь невідома і потрібно визначити значення цієї величини в деяких внутрішніх точках області.

Дискретну модель легко побудувати, якщо спочатку припустити, що числові значення цієї величини в кожній внутрішній точці області відомі. Після цього можна перейти до загального випадку.

Порядок побудови дискретної моделі безперервної величини:

1. У області фіксується кінцеве число точок. Ці точки називаються вузловими точками або просто вузлами.
2. Значення безперервної величини в кожній вузловій точці вважається змінною, яка повинна бути визначена.

3. Область визначення безперервної величини розбивається на кінцеве число підобластей, які називаються елементами. Ці елементи мають загальні вузлові точки і в сукупності апроксимують форму області.
4. Безперервна величина апроксимується на кожному елементі поліномом, який визначається за допомогою вузлових значень цієї величини. Для кожного елемента визначається свій поліном, але поліноми підбираються таким чином, щоб зберігалася безперервність величини уздовж меж елемента.

Концепція методу скінченних елементів проілюстрована на одновимірному прикладі заданого розподілу температури в стержні рис. 2.7.

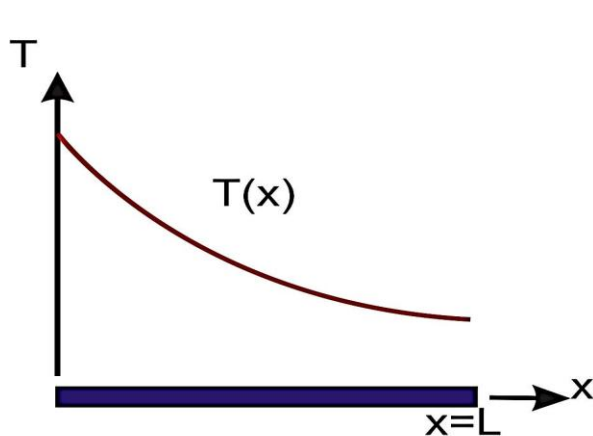


Рис. 2.7. Розподіл температури в одновимірному стрижні.

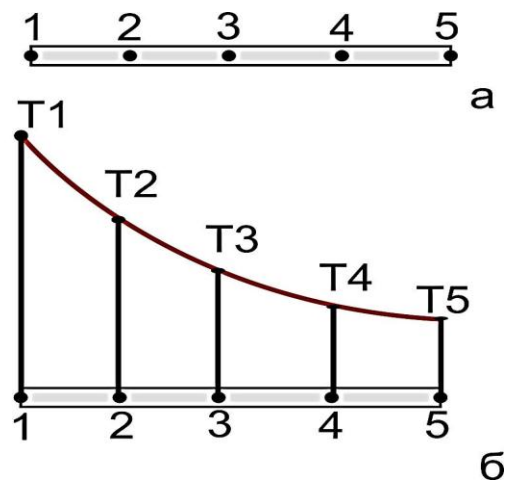


Рис. 2.8. Вузлові точки і передбачувані значення $T(x)$.

Розглядається безперервна величина $T(x)$ (рис. 2.8, а), область визначення - відрізок OL уздовж осі X . Фіксовані і пронумеровані п'ять точок на осі x . Це вузлові точки. Значення $T(x)$ в даному випадку відомі в кожній вузловій точці. Ці фіксовані значення представлені графічною на рис.2.8, б і позначені відповідно до номерів вузлових точок через $T_1, T_2, \dots, T_5$. Не обов'язково розташовувати їх на рівній відстані один від одного. Можна ввести в розгляд і більше п'яти точок, але цих п'яти цілком достатньо, щоб проілюструвати основну ідею методу.

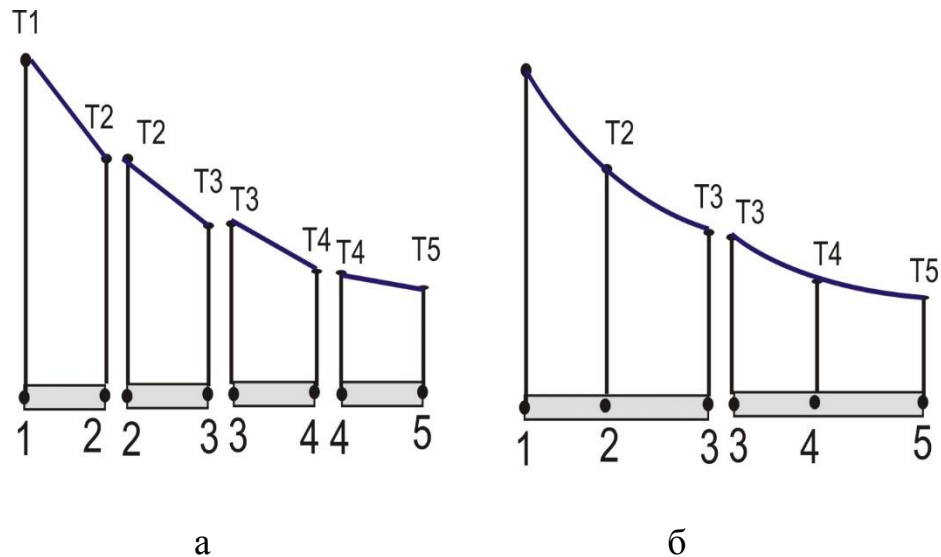


Рис. 2.9. Розподіл області на елемент

Розбиття області на елементи може бути проведено двома різними способами.

1. Можна обмежити кожен елемент двома сусідніми вузловими точками, утворивши чотири елементи (рис. 2.9, а)
2. Чи розбити область на два елементи, кожен з яких містить три вузли (рис.2.9, б).

Відповідний елементу поліном визначається за значеннями $T(x)$ в вузлових точках елемента. У разі розбиття області на чотири елементи, коли на кожен елемент припадає по два вузла, функція елемента буде лінійна по x (дві точки однозначно визначають пряму лінію).

Остаточна апроксимація $T(x)$ буде складатися з чотирьох кусочно-лінійних функцій, кожна з яких визначена на окремому елементі (рис. 2.9, а).

Мистецтво розбиття області залежить від наявних інженерних навичок. Навички в дискретизації області приходять з досвідом. Погане або недосконале розбиття буде приводити до помилкових результатів, якщо навіть інші етапи методу здійснюються з достатньою точністю. Найпростіший одновимірний елемент має два вузли, по одному на кожному кінці.

Схематично він зображується у вигляді відрізка, хоча має поперечний переріз. Площа поперечного перерізу може змінюватися по довжині, але в багатьох зустрічаються завдання вона вважається постійною.

Найчастіше такий елемент використовується в одновимірних задачах поширення тепла і в задачах будівельної механіки при розрахунку стрижневих елементів конструкцій (типу ферм). Одновимірний елемент може бути криволінійним за умови, що довжина дуги входить в рівняння, що визначають елементи.

Для побудови дискретної моделі двовимірної області використовуються два основних сімейства елементів: трикутники, і чотирикутники.

2.5. Принципи побудови кінцево-елементних моделей.

Метод кінцевих елементів заснований на ідеї апроксимації безперервної функції дискретною моделлю, визначеної на кінцевому числі підобластей, які називаються елементами.

В якості опції елемента найчастіше застосовується поліном. Порядок полінома залежить від числа використаних в кожному вузловому елементі даних про неперервності функції.

Класифікація кінцевих елементів може бути проведена відповідно до порядку поліноміальних функцій цих елементів. При цьому розглядаються три наступні групи елементів: симплекс-, комплекс- і мультиплекс-елементи.

Симплекс-елементам відповідають поліноми, що містять константу і лінійні члени. Число коефіцієнтів в такому поліномі на одиницю більше розмірності координатного простору. Поліном є симплексною функцією для двовимірного трикутного елемента.

$$\varphi = a_1 + a_2x + a_3y \quad (2.33)$$

Цей поліном лінійний по X і Y координатам і містить три коефіцієнта, тому що трикутник має три вузли.

Комплекс-елементам відповідають поліноміальні функції, що містять константу, лінійні члени, а також члени другого, третього і більш високого порядку, якщо це необхідно.

Форма комплекс-елементів може бути такою ж, як і у симплекс-елементів, але комплекс-елементи мають додаткові граничні вузли і можуть мати внутрішні вузли.

Головна відмінність між симплекс- і комплекс-елементами полягає в тому, що число вузлів в комплекс-елементі більше значення розмірності координатного простору на «плюс одиниця». Інтерполяційний поліном для двовимірної трикутного комплекс-елемента має наступний вигляд:

$$\varphi = a_1 + a_2x + a_3y + a_4x^2 + a_5xy + a_6y^2 \quad (2.34)$$

Це співвідношення включає шість коефіцієнтів, тому розглянутий елемент повинен мати шість вузлів.

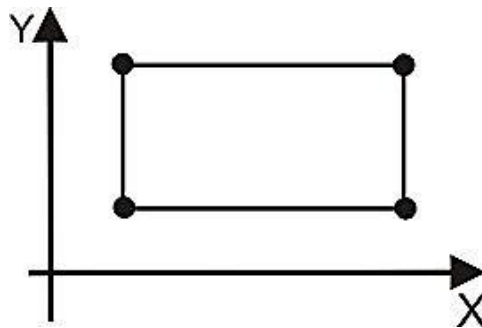


Рис. 2.10. Прямокутник, двовимірний мультиплекс-елемент.

Для мультиплекс-елементів використовуються поліноми, що містять члени вищого порядку, але межі елементів повинні бути паралельні координатним осям, що необхідно для досягнення безперервності при переході від одного елемента до іншого (рис. 2.10).

Межі симплекс- і комплекс-елементів не піддаються такому обмеженню. Одновимірний симплекс-елемент являє собою прямолінійний відрізок довжини L з двома вузлами, по одному на кожному кінці відрізка (рис. 2.11). Вузли позначаються індексами i та j , вузлові значення - через Φ_i і Φ_j - відповідно.

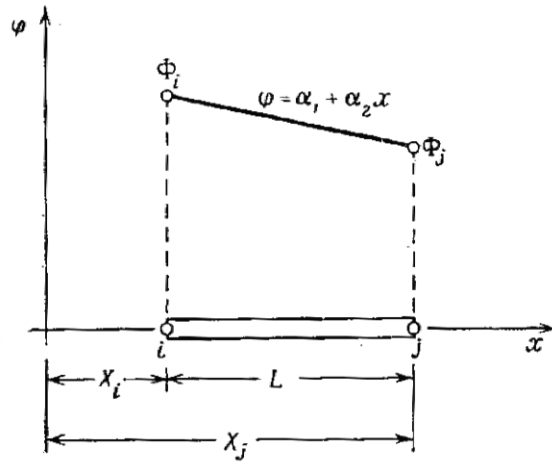


Рис. 2.11. Одновимірний симплекс-елемент.

Початок системи координат розташовується поза елементом. Поліноміальна функція φ для скалярної величини має вигляд:

$$\varphi = a_1 + a_2 x \quad (2.35)$$

Коефіцієнти a_1 і a_2 можуть бути визначені за допомогою умов у вузлових точках:

$$\varphi = \Phi_i \text{ при } x = X_i, \quad \varphi = \Phi_j \text{ при } x = X_j$$

Ці вузлові умови призводять до системи двох рівнянь:

$$\Phi_i = a_1 + a_2 X_i \quad (2.36)$$

$$\Phi_j = a_1 + a_2 X_j \quad (2.37)$$

рішення якої дає:

$$a_1 = \frac{\Phi_i X_j - \Phi_j X_i}{L} \quad (2.38)$$

$$a_2 = \frac{\Phi_j - \Phi_i}{L} \quad (2.39)$$

Підставляючи знайдені значення a_1 і a_2 в формулу (2.35), отримуємо для φ наступний вираз:

$$\varphi = \left(\frac{\Phi_i X_j - \Phi_j X_i}{L} \right) + \left(\frac{\Phi_j - \Phi_i}{L} \right) x \quad (2.40)$$

яке може бути переписано у вигляді:

$$\varphi = \left(\frac{X_j - x}{L} \right) \Phi_i + \left(\frac{x - X_i}{L} \right) \Phi_j \quad (2.41)$$

Лінійні функції від x у формулі називаються функціями форми або інтерполяційними функціями. Ці функції скрізь позначаються через N .

Кожна функція форми повинна бути забезпечена нижнім індексом для позначення вузла, до якого вона відноситься.

Довільну функцію форми будемо позначати через N_β . В співвідношення (2.41) входять наступні функції форми:

$$N_i = \frac{X_j - x}{L} \quad (2.42)$$

$$N_j = \frac{x - X_i}{L} \quad (2.43)$$

Співвідношення (2.41) може бути записано в матричному вигляді:

$$\varphi = N_i \Phi_i + N_j \Phi_j = [N] \{\Phi\} \quad (2.44)$$

де $[N] = [N_i N_j]$ - матричний рядок

$\{\Phi\} = \begin{Bmatrix} \Phi_i \\ \Phi_j \end{Bmatrix}$ - вектор – стовбець .

Двовірний симплекс-елемент показано на рис. 2.12.

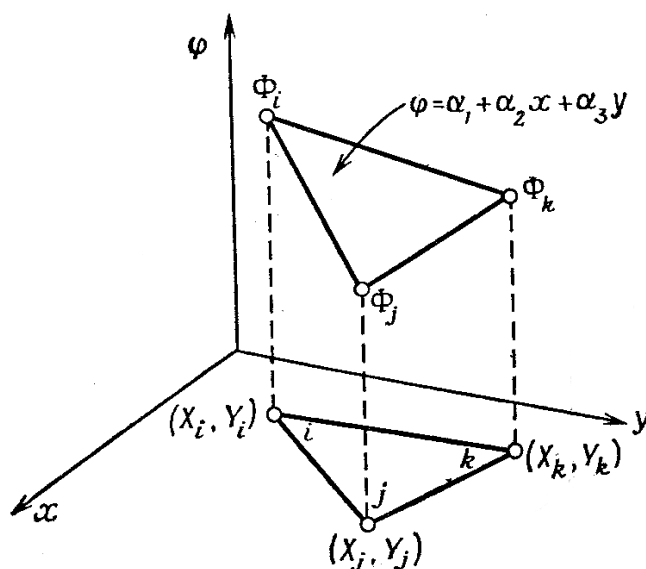


Рис. 2.12. Двовірний симплекс-елемент.

Це трикутник с прямолінійними сторонами и трьома вузлами, по одному в кожній вершині.

Необхідна логічна, послідовна нумерацію вузлів проти годинникової стрілки, починаючи від деякого 1-го вузла, який вибирається довільно.

Вузлові значення скалярної величини φ позначаються через Φ_i , Φ_j та Φ_k . Координатні пари трьох вузлів позначимо через (X_i, Y_i) , (X_j, Y_j) , (X_k, Y_k) . Інтерполяційний поліном має вигляд:

$$\varphi = a_1 + a_2x + a_3y \quad (2.45)$$

Нумерація вузлів була б звичайною операцією, якби номери вузлів не впливали на ефективність обчислень.

Використовування методу скінченних елементів призводить до системи лінійних алгебраїчних рівнянь, велике число коефіцієнтів якої дорівнює нулю.

Всі коефіцієнти поза цією смугою дорівнюють нулю, і вони не повинні зберігатися в машинній пам'яті. Правильна обчислювальна програма використовує тільки ті коефіцієнти матриці, які знаходяться всередині зазначеної смуги. У матриці коефіцієнтів системи - всі ненульові коефіцієнти і деякі нульові знаходяться між двома лініями, паралельними головній діагоналі.

Відстань між головною діагоналлю і цими лініями називається шириною смуги матриці.

Зменшення ширини смуги призводить до скорочення розмірів необхідної машинної пам'яті, а також до скорочення часу обчислень. Ширина смуги B обчислюється за формулою:

$$B = (R + 1)Q \quad (2.46)$$

де R - максимальна за елементами величина найбільшої різниці між номерами вузлів в окремому елементі,

Q - кількість невідомих (число ступенів свободи) в кожному вузлі.

Мінімізація величини B пов'язана з мінімізацією R , що може бути здійснено послідовною нумерацією вузлів при русі в напрямку найменшого розміру тіла.

Найбільші різниці між номерами вузлів для перших елементів на мал. а і б рівні 7 і 21. Значення R для повних наборів елементів рівні 9 і 21.

Для ширини смуги виходять значення 10 і 22. Правильна нумерація ВУЗЛІВ в цьому прикладі скорочує машинну пам'ять більш ніж на 50%.

Структура МКЕ – моделі. Кесон крила складається з прямокутного в плані центроплану і двох стрілоподібних консолей.

Розрахункова МКЕ модель включає в себе моделі кесона правої консолі крила, правої половини центроплану, включаючи нульову нервюру, і правої половини центрального відсіку фюзеляжу з 13-го по 28-й шпангоут.

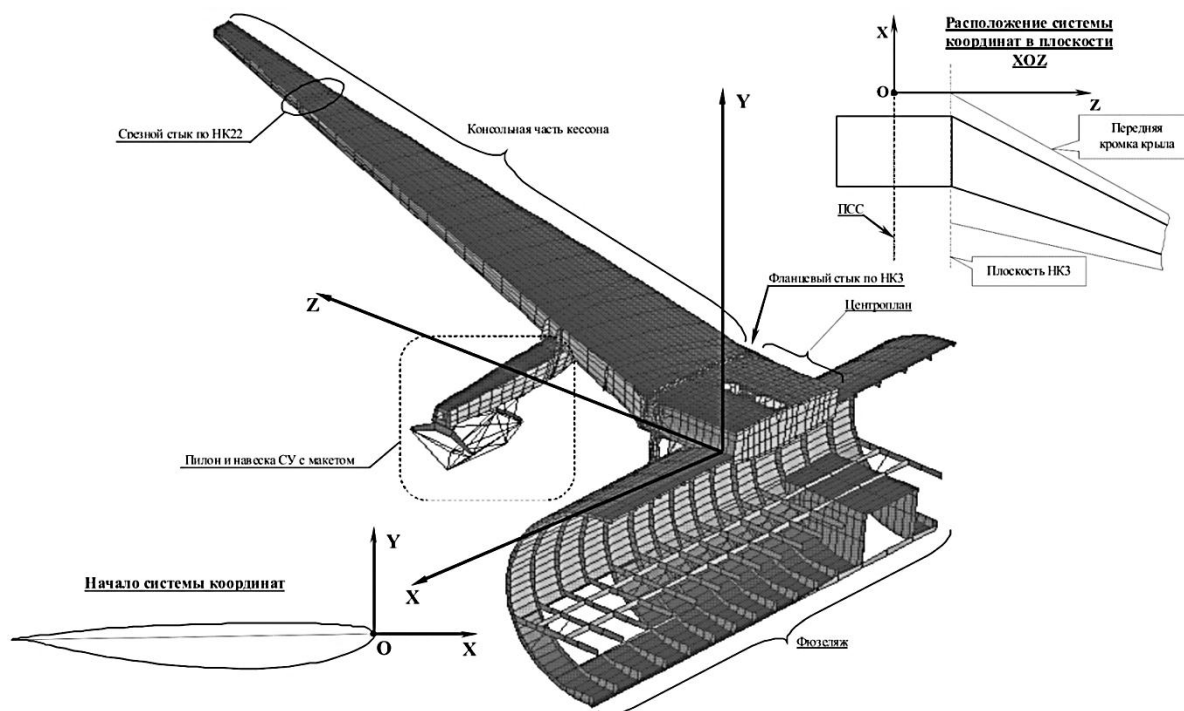


Рис 2.13. Розрахункова МКЕ

Крім зазначених агрегатів докладно промодельовані стик центроплану з консольною частиною кесона крила і центроплану з фюзеляжем, зрізний стик по 22-й нервюрі, а також правий пілон рухової установки з елементами навішування двигуна і умовної моделлю двигуна.

При формуванні структури розрахункової МКЕ моделі використовують наступні типи кінцевих елементів:

- простий стрижень (тип 1) 2-х вузловий елемент, що сприймає тільки розтягуючі і стискаючі навантаження, прикладені уздовж його осі; параметри жорсткості елемента задаються у вигляді площі поперечного перерізу і коду матеріалу;
- круглий стрижень (тип 6) 2-х вузловий елемент, що сприймає розтягуючі і стискаючі навантаження, прикладені уздовж його осі, а також кручення і згин; жорсткісні параметри елемента задаються у вигляді площі

поперечного перерізу і коду матеріалу; задавати орієнтацію осей поперечного перерізу не потрібно;

- трикутна пластина (тип 3) 3-х вузловий плоский елемент, що сприймає лише зсувні зусилля, що діють в його площині; жорсткісні параметри елемента задаються у вигляді товщини пластини і коду матеріалу;
- трикутна панель (тип 2) 3-х вузловий плоский елемент, що сприймає зсувні зусилля, а також стискаючі і розтягуючі навантаження, що діють в його площині; жорсткісні параметри елемента задаються у вигляді товщини панелі і коду матеріалу;
- чотирикутна пластина (тип 5) 4-х вузловий плоский елемент, що сприймає лише зсувні зусилля, що діють в його площині; жорсткісні параметри елемента задаються у вигляді товщини пластини і коду матеріалу;
- чотирикутна панель (тип 4) 4-х вузловий плоский елемент, що сприймає зсувні зусилля, а також стискаючі і розтягуючі навантаження, що діють в його площині; жорсткісні параметри елемента задаються у вигляді товщини панелі і коду матеріалу.

Координати вузлових точок задані в системі крила, початок якої збігається з проекцією крайньої передньої точки профілю крила в площині нервюри №3 на ПСС. Вісь ОХ спрямована уздовж хорди зазначеного профілю крила вперед по польоту. Вісь ОУ розташована в ПСС і спрямована вгору, перпендикулярно осі ОХ. Вісь ОZ перпендикулярно ПСС і спрямована уздовж правого консолю.

Моделі монолітних нервюр включають в себе наступні основні елементи:

- ДВЕ (типб), що моделюють пояса нервюр;
- ДВЕ (тип 6), що моделюють книці;
- ДВЕ (тип 6), що з'єднують вузли, розташовані на теоретичному контурі крила, і забезпечують окантовку чотирикутних елементів, що моделюють листи обшивки.

- умовні ДВЕ (тип 6), призначені для окантовки чотирикутних елементів, що моделюють стінки стрингерів, з метою передачі навантажень з книць на стінки стрингерів;
- ДВЕ (тип 6), що забезпечують передачу навантажень з книць на стінки нервюр;
- ДВЕ (тип 6), що моделюють ребра цільнофрезерованих стінок нервюр;
- чотирикутні елементи (тип 5), що моделюють компенсатори;
- чотирикутні і трикутні елементи (тип 3 і тип 5), що моделюють стінки нервюри.

Кількість і розташування ДВЕ, що моделюють ребра цільнофрезерованих стінок в моделях монолітних нервюр, в основному, відповідають кількості і розташуванню ребер в стінках реальних нервюр.

Кількість і розташування чотирикутних елементів, що моделюють компенсатори відповідають їх кількості і розташуванню на реальних нервюрах.

До складу моделей нервюр входять моделі кронштейнів навішування пілона силової установки і елементів посилення конструкції в місцях їх кріплення.

Модель правої половини відсіку фюзеляжу включає в себе моделі наступних елементів конструкції:

- обшивок зі стрингерним набором;
- типових шпангоутів №№ 13-17, 19-22 і 24-28;
- силових шпангоутів №18 та №23, які забезпечують сприйняття вертикального навантаження P_y від крила;
- вертикальних стійок, що забезпечують передачу вертикального навантаження P_y з лонжеронів крила на силові шпангоути №18 і №23;
- підцентропланної балки, що забезпечує сприйняття поздовжнього навантаження P_x від крила;
- підлоги вантажної кабіни з поздовжнім набором;
- верхньої і нижньої обкантовок вантажного люка і нижньої окантовки отвору відсіку шасі.

Структура моделі фюзеляжу містить вирізи, що моделюють вантажний люк і прорізи в районі відсіку шасі.

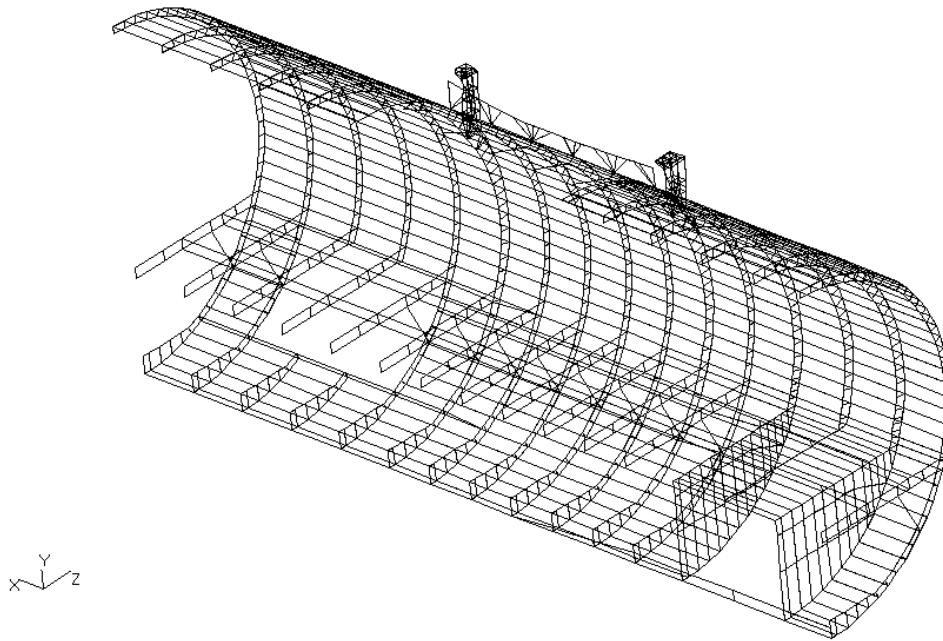


Рис. 2.12. Модель правої половини відсіку фюзеляжу

2.6. Методи визначення розподілених аеродинамічних навантажень

Рішення проблем визначення зовнішніх навантажень на крило літака пов'язано з вирішенням завдань підвищення ефективності проектних досліджень шляхом розвитку чисельних методів розрахунків і проведення експериментальних досліджень в режимі реального часу на основі проблемно-орієнтованих інформаційних технологій.

Основними видами проектних досліджень ЛА є розрахункові та експериментальні дослідження.

Методи досліджень включають чисельне і експериментальне рішення поставлених завдань, обробку емпіричного матеріалу з метою його осмислення, аналізу, синтезу та узагальнення для цілеспрямованого відбору факторів, їх диференціювання, виключення всього випадкового і несуттєвого для розв'язуваної проектної задачі і моделювання фізичних процесів що проходять при експериментальних дослідженнях.

За фізичною природою навантаження, що діють на ЛА, можна розділити на кілька типів:

- поверхневі сили це аеродинамічні сили, що виникають на поверхні літального апарату, тяга двигунів і сили реакції на опорах при русі по землі;
- масові сили це сили ваги і інерції конструкції і устаткування ЛА.

Для дозвукових літаків процес отримання зовнішнього навантаження на крило визначається завданнями пошуку навантаження аеродинамічних і масових сил.

Вихідними даними для вирішення цих завдань є форма крила в плані, аеродинамічна компоновка, маси палива, конструкції і устаткування при заданих тактико-технічних вимогах.

При розрахунках аеродинамічного навантаження на літак існують вимоги аеродинамічного проектування, згідно з якими необхідно забезпечити наступне:

- мінімальну величину індуктивного опору при максимально можливому наближенні до еліптичному закону розподілу аеродинамічного навантаження уздовж розмаху крила;
- мінімальну величину хвильового опору на режимі крейсерського польоту (M , C_y);
- безвідривне обтікання перетинів крила при $C_{y \text{ крейс.}}$ і по можливості відрив невеликої інтенсивності при $C_{y \text{ доп.}} \approx 1,5 \div 1,6 C_{y \text{ крейс.}}$;
- забезпечення достовірних характеристик поздовжньої стійкості на великих кутах атаки, які співрозмірні зриву та режиму глибокого звалювання.

Статистичний методи визначення навантаження на крило

Суть методу полягає в тому, що за отриманими в ході фізичного експерименту результатами, за допомогою функцій, впливу визначається очікуваний результат:

$$X_n = f_1 * \dots * f_n * X_e \quad (2.47)$$

де X_n , X_e - відповідно очікувана і базова величина;

$f_1 \dots f_n$ - функції, що враховують вплив різних параметрів

Статистичні методи засновані на аналізі результатів експериментальних досліджень, які є основою методів описані в Інструкції для конструкторів (рис 2.13).

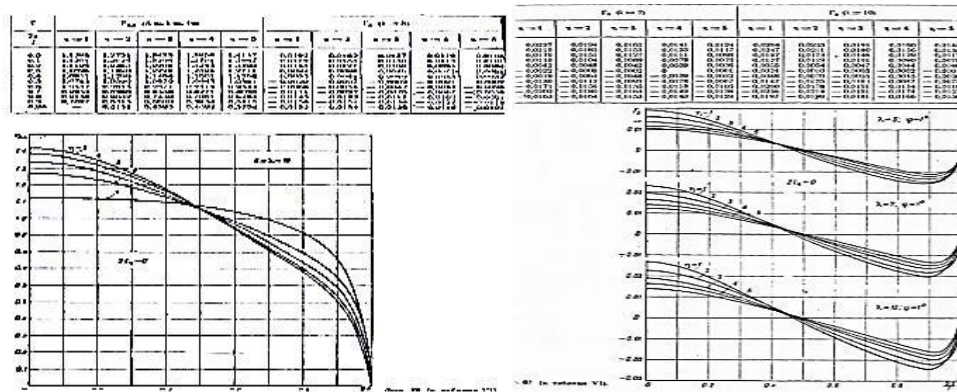


Рис. 2.13. Розподіл підйомної сили за розмахом несучої поверхні, параметричні таблиці Керівництва для конструкторів.

При визначенні характеристик навантаження такі методи дозволяють з достатньою точністю визначити основні параметри такі, як:

- похідні підйомної сили по куту атаки:

$$c_{yi}^{\alpha} = \Gamma_{\text{пл}i} \pi \mu_{\text{к}} \lambda \frac{b_{\text{ср}}}{b_i} \quad (2.48)$$

- значення коефіцієнта сили опору:

$$c_{xi} = \frac{1 + \delta}{\pi \lambda} (c_{yi}^{\alpha} \alpha)^2 \quad (2.49)$$

- коефіцієнти моменту

$$c_{mi \text{ кр}} = \frac{dc_{m \text{ кр}}}{dc_{y \text{ кр}}} c_{yi \text{ кр}} \quad (2.50)$$

До переваг такого підходу треба віднести:

- застосовність на етапі ескізного проектування;
- є можливість врахування впливу механізації крила;
- піддається програмуванню.

До недоліків відносяться:

- низька точність для етапу робочого проектування;
- неможливий облік ефектів аеропружності;
- необхідний дуже великий статистичний матеріал;

- статистичні методи передбачають навантаження крила тільки силою Q_y і моментами M_x і M_z .

Треба відзначити недоліки статистичного методу які можна визначити з аналізу даних наведених на рис. 2.14

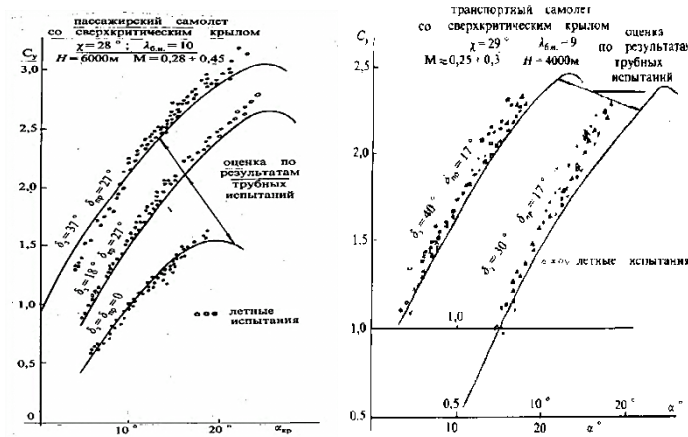


Рис. 2.14. Порівняння залежностей $C_y = f(\alpha)$ транспортних літаків з крилами суперкритичного профілювання.

Експериментальні методи

Типовими видами експериментальних досліджень (ЕД) в аеродинамічній трубі (АДТ) є:

- дренажні;
- вагові;
- флаттерні;
- тензометричні;
- стендові дослідження.

Їх відмінність визначається метою ЕД, методикою і алгоритмами обробки ЕД, апаратурою АДТ та технологією випробувань.

Під кожне випробування для конкретної АДТ проектується і виготовляється модель літального апарату (МЛА). Основним методом визначення розподілу тиску по поверхні МЛА або її елементів є дренажні випробування в аеродинамічній трубі.

В основі аеродинамічних ЕД лежить процес продувок МЛА в АДТ різних типів (рис. 2.15), серед яких можна виділити АДТ дозвукові ($0 < M < 0.8$), мало

не звуковою ($0,8 < M < 1,2$), надзвукові ($1,2 < M < 5$), гіперзвукові ($M > 5$). Тут M - значення числа Маха в робочій частині АДТ.



Рис. 2.15. Дренажна модель в аеродинамічній трубі.

Для того, щоб результати аеродинамічних ЕД МЛА можна було переносити на модельовані явища, необхідно реалізувати умови подібності. Такими умовами є виконання геометричної подоби МЛА з ЛА і рівності критеріїв по:

- числам Рейнольдса

$$Re = \frac{VL}{\nu} \quad (2.51)$$

- Маха

$$M = \frac{V}{a} \quad (2.52)$$

- Струхаля

$$Sh = \frac{L}{VT} \quad (2.53)$$

- Ейлера

$$Eu = \frac{P}{\rho V^2} \quad (2.54)$$

- Фруда

$$Fr = \frac{V^2}{Lg} \quad (2.55)$$

- Прандтля

$$Pr = \frac{\vartheta C_p}{k} \quad (2.56)$$

Прийняті наступні позначення:

V - швидкість потоку в робочій частині АДТ;

L - характерний розмір МЛА;

ϑ, ρ - кінематична та динамічна в'язкість;

α - швидкість звука;

T - температура, оК;

g - прискорення вільного падіння;

C_p - питома теплоємність при постійному тиску;

k - коефіцієнт теплопровідності.

Значення відносного тиску $\overline{P}_{ij}$ в дренажних точках на МЛА визначається за умови врахування величини швидкісного напору q_i в АДТ, що обумовлено технологією експерименту:

$$\overline{P}_{ij} = Z_0 \left(\frac{P_{ij}}{\mu q_i} \right) \quad (2.57)$$

де μ - коефіцієнт поля потоку в робочій частині АДТ.

Завдання зводиться до чисельного інтегрування розподілу тиску $\overline{P}_{\eta\lambda}$ по складному (замкнутому) контуру отриманого для заданого перетину МЛА і обчисленню в зв'язаній системі координат значень коефіцієнтів нормальної C_n і тангенціальною C_τ складових аеродинамічної сили, коефіцієнтів поздовжнього моменту m_z , відносного положення центру тиску $\overline{X}_d, \overline{Y}_d$ для заданих поверхонь МЛА. Для цього використовують наступні співвідношення:

$$c_{Y_a} = \int \overline{P}(\bar{x}) d\bar{x} \quad (2.58)$$

$$c_{X_a} = \int \overline{P}(\bar{y}) d\bar{y} \quad (2.59)$$

$$m_{z_p} = \frac{1}{2} \int \overline{P}(\bar{x}) d\bar{x} - \frac{1}{2} \int \overline{P}(\bar{y}) d\bar{y} \quad (2.60)$$

де $d\bar{x}$, $d\bar{y}$ - безрозмірні проекції елементарних відрізків на хорду крила і на лінію, перпендикулярну до хорди крила (рис. 2.16).

Отже, вдосконалення дренажних ЕД є важливим напрямком підвищення ефективності проектних досліджень з метою отримання більш якісних аеродинамічних характеристик проєктованих ЛА (рис. 2.16).

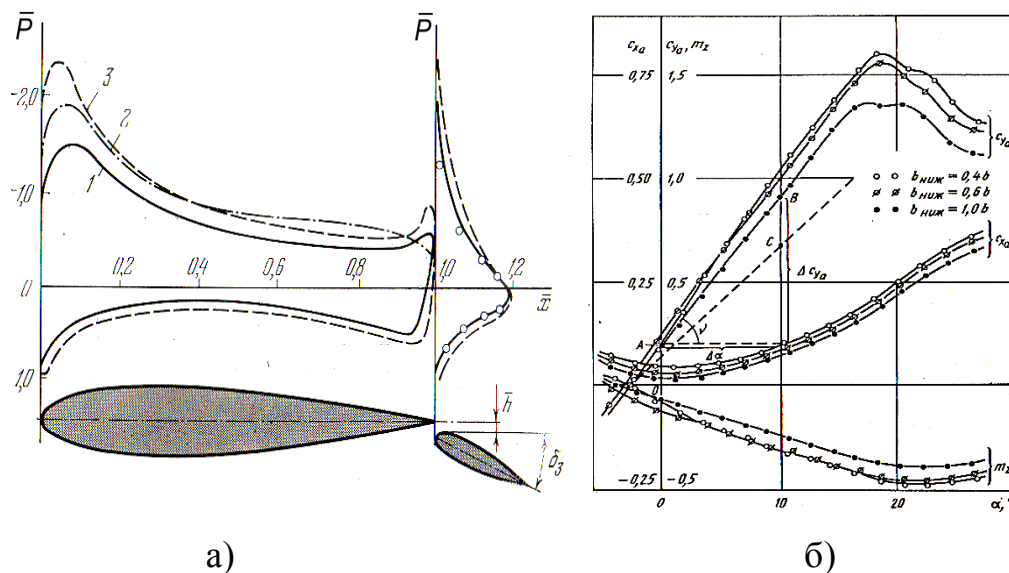


Рис. 2.16. Приклад: а) розподіл відносного тиску по хорді профілю при різних умовах; б) результати обробки вторинних даних дренажного експерименту.

Чисельні методи визначення аеродинамічного навантаження на крило

Використовувані в даний час в авіабудуванні програмні продукти CATIA, CADD5, Solidworks, NASTRAN, ANSYS, Fluint, Flow3D, StarCD, LSDyna включають в себе розрахункові модулі, що дозволяють вирішувати завдання термогазодинаміки при обтіканні літального апарату.

Багато програмних продуктів, при вирішенні задач обтікання літального апарату, використовують кінцево-елементний метод розв'язання системи рівнянь Нав'є-Стокса. Метод кінцевих елементів в початковій стадії своєї розробки розглядався як спеціалізована інженерна процедура для побудови матричних рішень при розрахунках напружень і зсувів в аналізі конструкцій.

Найглибше опрацьованими зараз є чисельні алгоритми, реалізовані на основі методу дискретних вихорів, обуреного потенціалу, які дозволяють вирішувати завдання обтікання літального апарату.

Застосування принципів збереження маси, імпульсу і енергії дозволяє отримати систему диференціальних рівнянь в приватних похідних для швидкості і термодинамічних змінних, як функцій часу і координат.

Математична модель сітки являє собою прямокутну матрицю $M \times N$ елементів. Якщо геометрія ЛА складна і загальна сітка не може бути представлена прямокутною матрицею, то формується «масив» матриць у вигляді матриці третього порядку $M \times N \times K$, де M і N є максимальними числом поперечних і поздовжніх панелей і K кількість елементів, які формують геометрію ЛА.

Положення одиничних векторів в площині панелі- поздовжнього u , поперечного p і вектора q , перпендикулярного одиничним векторам u і p , показано на рис.2.16. Контрольна точка знаходиться в середині вихоровий панелі і визначається координатами:

$$x_c = \frac{(x_1+x_2+x_3+x_4)}{4}; \quad y_c = \frac{(y_1+y_2+y_3+y_4)}{4}; \quad z_c = \frac{(z_1+z_2+z_3+z_4)}{4} \quad (2.61)$$

де x_c, y_c, z_c - координати контрольної точки;

x, y, z - координати вершин панелі з індексом від 1 до 4.

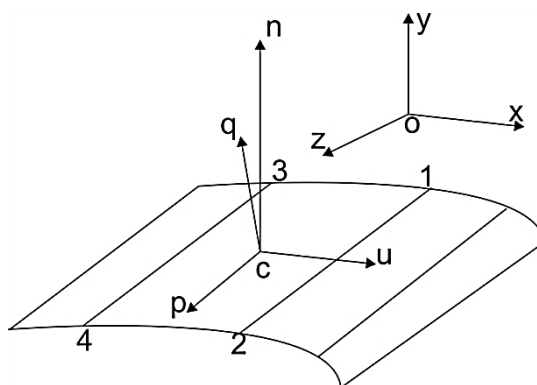


Рис. 2.17. Положення контрольної точки і одиничних векторів панелі.

Розрахунок одиничних векторів в повздовжньому и поперечному напрямі:

$$x_u = \frac{(x_1+x_2-x_3-x_4)}{2}; \quad y_u = \frac{(y_1+y_2-y_3-y_4)}{2}; \quad z_u = \frac{(-z_1+z_2-z_3+z_4)}{2} \quad (2.62)$$

$$x_p = \frac{(x_1+x_2-x_3-x_4)}{2}; \quad y_p = \frac{(y_1-y_2+y_3-y_4)}{2}; \quad z_p = \frac{(-z_1+z_2-z_3+z_4)}{2} \quad (2.63)$$

Одиничний вектор q визначається, як : $q = p * u$

Для розрахунку коефіцієнтів впливу необхідно перетворити координати вершин вихрової панелі і контрольної точки в місцеву систему координат.

Координати вершин вихрової панелі і контрольної точки визначаються як:

$$\begin{bmatrix} x \\ 0 \\ z \end{bmatrix}_{\text{місц}} = \begin{bmatrix} u_1 & u_2 & u_3 \\ 0 & 0 & 0 \\ p_1 & p_2 & p_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{з'язана}} \quad (2.64)$$

де $\begin{bmatrix} x \\ 0 \\ z \end{bmatrix}_{\text{місц}}$ – координати вершини і панелі в місцевій системі координат,

де y – координата рівна нулю,

$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{з'язана}}$ – координати вершин і-панелі у зв'язаній системі координат,

$u_1 \ u_2 \ u_3$ і $p_1 \ p_2 \ p_3$ одиничні вектори і- панелі.

Експериментальна аеродинамічна модель

Експериментальні дані представляють собою показники датчиків вимірювальної апаратури, отримані в процесі проведення досліджень.

Кожному експерименту передуює тривалий процес підготовки МЛА і апаратури до випробувань, який супроводжується великою кількістю помилок і неточностей.

Загальну структуру запропонованого технологічного циклу експериментальних досліджень МЛА в АДТ можна представити наступною логічною схемою на рис.2.18, де:

- $H(i)$ - робоча гіпотеза або те, що чекає дослідник від експерименту;
- $M(i)$ - варіант МЛА, що задовольняє необхідним критеріям подібності;
- $P(i)$ - програма експерименту;
- $L(i)$ - алгоритм обчислень;
- $D(i)$ - процес формування експериментальних даних;
- $I(i)$ - інтерпретація отриманих результатів;

- $R(i)$ - критерій досягнення мети, де i - порядковий номер технологічного циклу.

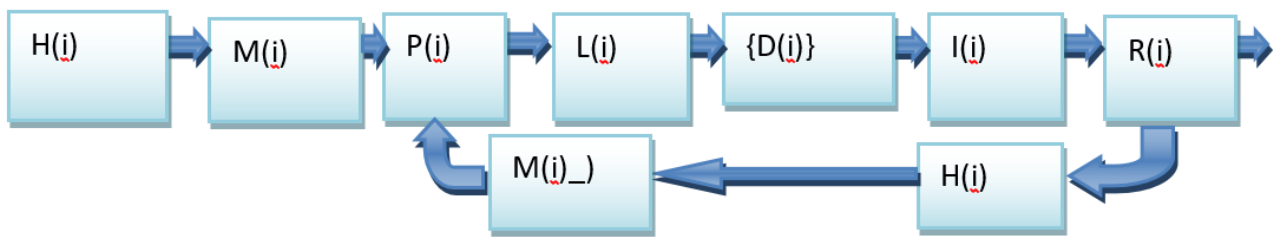


Рис. 2.18. Структурна схема технологічного циклу експериментальних досліджень.

Сутність наведеного алгоритму:

- дослідник формує мету експериментальних досліджень (робоча гіпотеза - $H(i)$) або передбачуваний результат. Для цього він використовує існуючу апріорну інформацію (звіти про дослідження МЛА; наукові статті тощо).
- для досягнення мети експериментальних досліджень проектується і виготовляється початковий варіант МЛА - $M(i)$.
- Готуються тематична і робоча програми експерименту - $P(i)$, а також обумовлюється або розробляється методика обробки експериментальних даних.
- для стандартних (промислових) експериментальних досліджень визначається методика обробки даних - $L(i)$.
- проводиться експеримент, результатом якого є сформовані дані в стандартній формі $\{D_i\}$. Традиційний спосіб представлення експериментальних даних - це таблиці, графіки.
- таблиці і графіки використовуються дослідником для інтерпретації $I(i)$ і аналізу даних, а також перевірки критерію досягнення мети $R(i)$. Якщо він досягнутий, тоді експериментальні дослідження припиняються, а якщо немає, тоді уточнюється робоча гіпотеза, допрацьовується МЛА - $M(i+1)$ і технологічний цикл експериментальних досліджень повторюється.

При розрахунку розподілу аеродинамічного навантаження по хорді слід врахувати такі особливості обтікання :

- наявність активного гідродинамічного контуру в нішах передкрилка і основний консолі крила;
- наявність ділянок ламінарного і турбулентного течії на поверхні елементів механізації;
- взаємовплив вихровий пелени, що сходять з задніх крайок елементів механізації;
- наявність зон місцевих відривів на поверхні крила;
- піковий характер епюри розподіленого тиску на елементах механізації.

Для дозвукових літаків, що мають крейсерський $C_y = 0.45 \div 0.6$ величина індуктивного опору C_{xi} складає значну частку опору крила, тому першою умовою проектування крила є забезпечення максимально близького до еліптичного розподіл аеродинамічного навантаження по розмаху крила, тобто відносної циркуляції, яка визначається як:

$$\bar{\Gamma}(\bar{z}) = \frac{C_y(\bar{z})b(\bar{z})}{C_y b_{cp}} \quad (2.65)$$

де

- $\bar{z}$ - відносна координата перетину крила,
- $C_y(\bar{z})$ - значення коефіцієнта підйомної сили в $\bar{z}$ - перетині і крила,
- $b(\bar{z})$ - хорда крила в $\bar{z}$ - перетині за розмахом крила,
- $b_{cp} = S/L$ - середня хорда крила,
- C_y - коефіцієнт підйомної сили.

Застосування необхідного закону розподілення кута геометричній крутки за розмахом крила дозволяє змінити циркуляцію, наблизити її до еліптичному закону розподілу (рис.2.19) і, отже, зменшити індуктивний опір крила до значень, що відповідають крила мінімального опору.

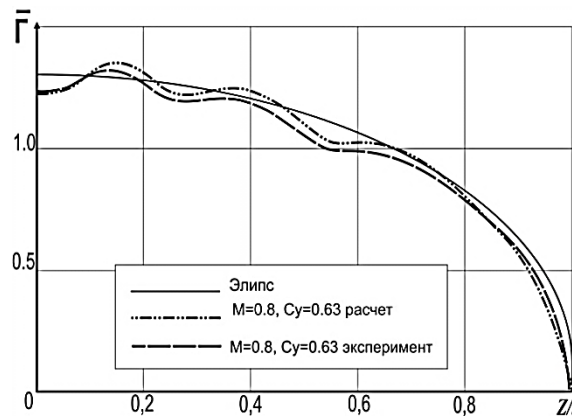


Рис. 2.19. Розподіл циркуляції $\bar{\Gamma}_{\text{эллипс}} = f(\bar{z})$ і $\bar{\Gamma}_{\text{сеч}} = f(\bar{z})$ для геометрично закрученого надкритического крила $\chi = 35^\circ$, $\lambda = 8.5$ при $M = 0,8$ і $C_y = 0,63$, отримані розрахунковим і експериментальним шляхом.

Крила з мало несущім центропланом, що характеризуються розташуванням початкової зони зриву в зоні центроплану, забезпечують поздовжню статичну стійкість в широкому діапазоні кутів атаки.

Крила з несучим центропланом і з консольною областю початкового зриву потоку характеризуються більш значною не лінійністю залежності $m_z(\alpha)$ (рис. 2.20).

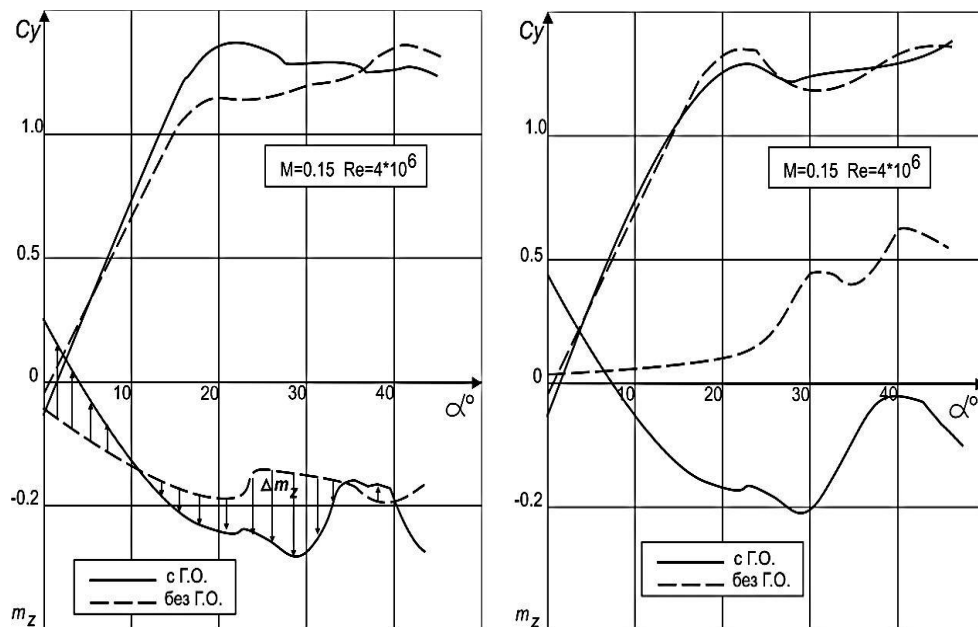


Рис. 2.20. Залежність $C_y = f(\alpha)$, $m_z = f(\alpha)$ при $M = 0.15$, $Re = 4 \times 10^6$ для ЛА с мало несущім центропланом с горизонтальним оперением и без.

Вибір форми розподілу аеродинамічного навантаження по розмаху крила (форми профілів, розподілу відносної товщини і кутів крутки за розмахом)

мають на меті забезпечення необхідного значення $C_{удоп}$, що відповідає розрахунковим режимам польоту.

2.7. Статичні випробування

Система навантаження стенду статичних випробувань має складну та розгалужену структуру, яка складається з системи програми випробувань для конструкції об'єкта випробувань, системи контролю і управління процесом навантаження, системи контролю параметрів навантаження, системи передачі значень в систему вимірювань.

Відповідно до системи програми випробувань для конструкції система навантаження забезпечує силовий вплив на об'єкт, а саме такі зусилля: розтягуючі, стискаючі, згинальні, крутні, а також, відтворюються вагові, аеродинамічні, інерційні навантаження.

Структурна схема системи навантаження зображена на рис. 2.21.

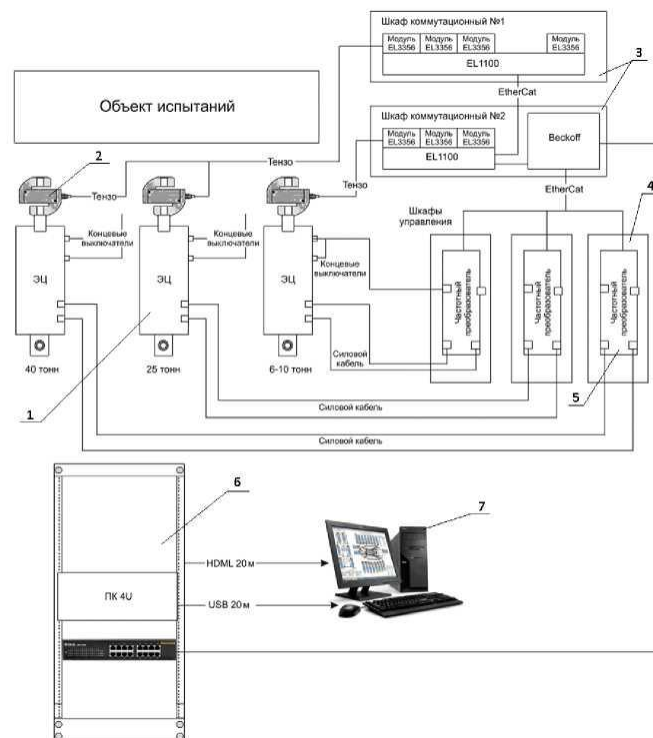


Рис. 2.21. Структурна схема системи навантаження

1 – електроприводи; 2 – тензодатчики; 3 – комутаційні шкафи; 4 – шкафи керування; 5 – частотний перетворювач; 6 – стійка для збору, обробки та перетворення інформації; 7 – робоче місце оператора.

Структурна будова системи навантаження розділяється на два елементи: це система навантаження об'єкта випробувань та система управління навантаженням. Елементи системи навантаження складаються з різного роду електроприводів різного номіналу. Система управління навантаженням використовує такі елементи:

- частотні перетворювачі;
- процесорний і вимірювальні модулі на базі мережі реального часу EtherCAT;
- тензорезисторні S-подібні датчики стиснення-розтягування;
- комп'ютер та мережеве обладнання;
- ПО налаштування режимів і контролю управління навантаженням.

Програма випробувань передбачає вибір параметрів навантаження, які вводяться до програмного забезпечення, встановленого на керуючому комп'ютері. Значення величини зусиль, які має створити кожен електроциліндр, передаються по технології EtherCAT в процесорний модуль. В свою чергу процесорний модуль передає команди управління електроциліндрам та на частотні перетворювачі. Головне завдання частотного перетворювача це формування певної напруги живлення для підключеного до нього відповідного електроциліндра.

Між штоком електроциліндра і об'єктом випробувань в системі навантаження знаходяться тензорезисторні S-подібні датчики стиснення-розтягування. Коли виникає на них напруга, пропорційна прикладеному зусиллю, яка надходить на входи модуля введення/виводу, де сигнал обробляється і передається в процесорний модуль і далі надходить до частотних перетворювачів. Висока точність навантаження забезпечується за рахунок передачі значень про реальні величини зусиль на штоках електроциліндрів .

Вимикачі кінцеві розміщені на корпусі електроциліндрів, головною метою їх є визначення меж переміщення штоків. До схеми управління сервомоторами підключені кінцеві вимикачі, останні відключають в електро схемі джерело

живлення від електроциліндра при досягненні певних граничних положень штоків.

Панелі для ручного управління висотою підйому або опускання штоків електроциліндрів розміщені на лицьовій стороні шаф управління. Вони потрібні для установки початкових умов роботи по навантаженню (різні положення штоків під час монтажу дослідної конструкції).

Шафи управління включають в себе такі складові:

- частотні перетворювачі;
- силові дроти живлення, електричну обв'язку (дроселі, реле, автомати, моторні приводи, роз'єднувачі з запобіжниками);
- блок автоматичних вимикачів для комутації та захисту ланцюгів системи навантаження;
- панелі для ручного вводу інформації та індикації;
- вентилятори охолодження.

Система вимірювання, збору і обробки інформації

Система вимірювань стенду статичних випробувань призначена для вимірювання великої кількості різних параметрів та ведення реєстру цих даних в процесі проведення дослідження, а саме таких як:

- параметри статичного навантаження об'єкту випробувань (також навантаження, яке прикладається);
- переміщення та деформації певних вузлів, деталей;
- механічну напругу елементів конструкції та деталей дослідного зразка.

В системі вимірювань випробувального стенду здійснюється автоматичний збір, реєстрація, обробка та візуалізація отриманих дослідних даних. Система вимірювання відносної напруги в S-подібних тензорезисторів має здійснюватися виключно з границями основної зведеної похибки в діапазоні $\pm 0,05\%$. А от похибка вимірювання переміщень штока електроциліндра не повинна перевищувати $\pm 0,3\%$ від вимірюваної величини. Такий діапазон вимірювань переміщень штока електроциліндра вказується і підбирається в

залежності від переміщень передбачених в ході дослідження конструкції, яка випробовується і варіюється від 1 мм до 500 мм. Під час проведення дослідних вимірювань є можливість спостереження за змінами значень конкретних параметрів в реальному часі на робочому місці оператора.

Під час проведення математичної обробки даних є можливість розрахунку нормальних і дотичних напружень за показаннями як одиночно розміщених тензорезисторів, так і груповим розташуванням датчиків, так званих тензорозеток, в яких від двох до трьох елементів. Дані надсилаються та групуються у формі таблиць або графіків. Також можливе використання лінійного згладжування і апроксимації отриманих даних для вибраного вимірювального каналу.

Система вимірювань стенду складається з таких підсистем:

- вимірювання тиску і деформацій;
- вимірювання зусиль, які прикладають до об'єкта випробувань.

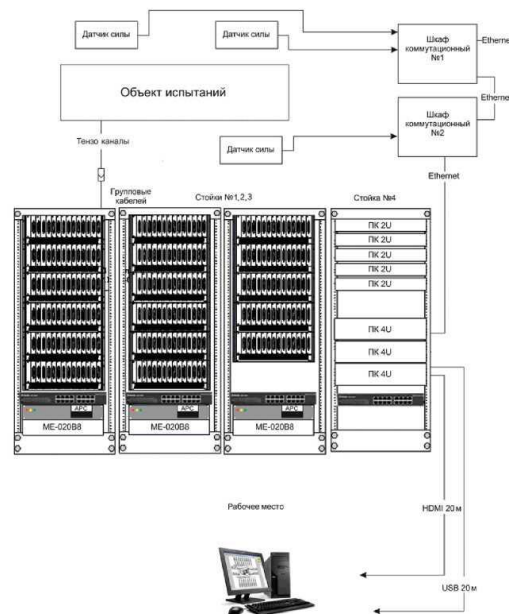


Рис. 2.22. Структурна схема системи вимірювань

Напруження тензодатчиків через групові дроти надходять на входи вимірювальних модулів типу MR-212, що входять до складу 16-ти багатоканальних вимірювальних комплексів MIC-236. Частина кабельних каналів і слотів комплексів MIC-236 задіяна під модулі MR-114, MR-114C1, MR-

405 і MR-406, які використовуються фахівцями в цілях налаштування і експлуатації системи вимірювань.

В приладових стійках розміщені комплекси MIC-236, а також розміщені модулі синхронізації ME-020B8, які повинні забезпечувати синхронізацію роботи всіх вимірювальних модулів і комплексів, розміщених в стійках. В приладових стійках встановлені комп'ютерні станції, які використовуються для керування процесу навантаження стенду, а також для обробки та відображення отриманої інформації в ході роботи на робочих місцях операторів. Також в стійках вмонтовані мережеві комутатори, головне завдання яких є об'єднання пристроїв з системи управління навантаженням та системи виміру в єдину локальну мережу, та забезпечення передачі інформації до головної локальної мережі підприємства.

Робоче місце оператора системи вимірювань розміщене в спеціально обладнаному приміщенні, автоматизоване та знаходиться на відстані порядку 20 м від основного вимірювального обладнання. Також з робочого місця оператора за допомогою шини USB та HDMI здійснюється управління станціями збору даних.

Висновки по розділу

Розглянуто методики визначення деформацій крила та по кожній обґрунтовано переваги та недоліки.

3. ВИРІШЕННЯ ПРЯМОЇ ЗАДАЧІ ВИЗНАЧЕННЯ ДЕФОРМАЦІЇ ПІД ДІЄЮ ЗОВНІШНІХ НАВАНТАЖЕНЬ.

3.1. Визначення параметрів навантаження жорсткості крила

Визначення навантажень, побудова епюр поперечних сил і згинальних моментів та розрахунок крила на міцність проводиться в такому порядку:

- будуються епюри поперечної сили і згинального моменту від масових сил крила;
- будуються епюри поперечної сили і згинального моменту від аеродинамічних сил при максимальній перевантаженні літака з урахуванням коефіцієнта безпеки;
- будується результуюча епюра поперечних сил і згинальних моментів як алгебраїчна сума двох попередніх епюр;
- проводиться розрахунок елементів крила (полиць і лонжеронів, товщини обшивки) для контрольних перерізів за розмахом крила.

Зазначена вище послідовність розрахунку досить трудомістка і її можна значно спростити, якщо вважати, що аеродинамічне навантаження і маса крила вздовж його розмаху розподіляються пропорційно хорді. Таке припущення не є грубим і на кінцевий результат розрахунку істотного впливу не зробить.

З урахуванням викладеного вище розрахунок крила ЛА на міцність слід робити в наступній послідовності:

1. Визначається злітна маса ЛА без крила

$$m_{\text{б.к.}} = m_0 - m_{\text{кр.}} \quad (3.1)$$

де $m_{\text{кр.}}$ - маса крила в другому наближенні.

2. Визначається сила впливу крила на фюзеляж (з урахуванням коефіцієнта безпеки) при максимальному експлуатаційному перевантаженні

$$P_B = 1,5 * n_{y\text{max}} * g * m_{\text{б.к.}} \quad (3.2)$$

де $n_{y\text{max}}$ - максимальне експлуатаційне перевантаження;

$g = 9,8 \frac{\text{м}}{\text{с}^2}$ - прискорення вільного падіння;

$m_{б.к.}$ - злітна маса ЛА, без крила, кг.

Сила, яка отримана за формулою, виражена в ньютонках, але для наступних розрахунків її потрібно перевести в кілограми-сили (розділивши на 9,8), так як моменти інерції і моменти опору перерізів балок практично у всіх довідниках наводяться в см^4 і см^3 відповідно.

3. За результатами аеродинамічного розрахунку викреслюється в масштабі консоль крила побачивши в плані і вигляді спереду. Після чого консоль розбивається на кілька (5 ... 10) ділянок.

Силу, що діє на будь-який із зазначених ділянок, можна визначити за наступною формулою:

$$P_i = \frac{P_B}{S} * S_i \quad (3.3)$$

де P_B - сила, отримана за попередньою формулою;

S - площ крила в плані;

S_i - площа вибраної ділянки.

Сила P_i - це рівнодійна аеродинамічних сил, що діє на вибраній ділянці, і повинна бути прикладена в центрі площі цієї ділянки вздовж розмаху консолі і по лінії 25% від хорди крила.

4. Будується епюра поперечної сили Q . Побудова починається з вільного кінця консолі, виконується шляхом сумування кожного перетину сил P_i .

5. Будується епюра згинальних моментів M крила.

3.2 Розрахункова схема крила літака

Прогин $w(y)$ та кут закручування крила $Q(y)$ у будь-якій точці можна визначити із наступних рівностей [2]:

$$w(y) = \int_0^l C^{zz}(y, \mu) Z(\mu) d\mu + \int_0^l C^{zQ}(y, \mu) t(\mu) d\mu \quad (3.4)$$

$$Q(y) = \int_0^l C^{QQ}(y, \mu) t(\mu) d\mu + \int_0^l C^{Qz}(y, \mu) Z(\mu) d\mu \quad (3.5)$$

Дані вирази справедливі для крил будь-якої форми в плані. Із збільшенням кута стрілоподібності припущення про жорсткість крила у площині хорд дає все більшу похибку. Дане твердження можна використовувати для крил із стрілоподібністю по лінії чверті хорд до 45° .

При розрахунку тонких стрілоподібних крил можна ввести ефективну кореневу хорду. Та уявну пружну вісь, яка проходить через центри жорсткостей перерізів крила. Розрахункова схема крила наведена на рис. 3.1.

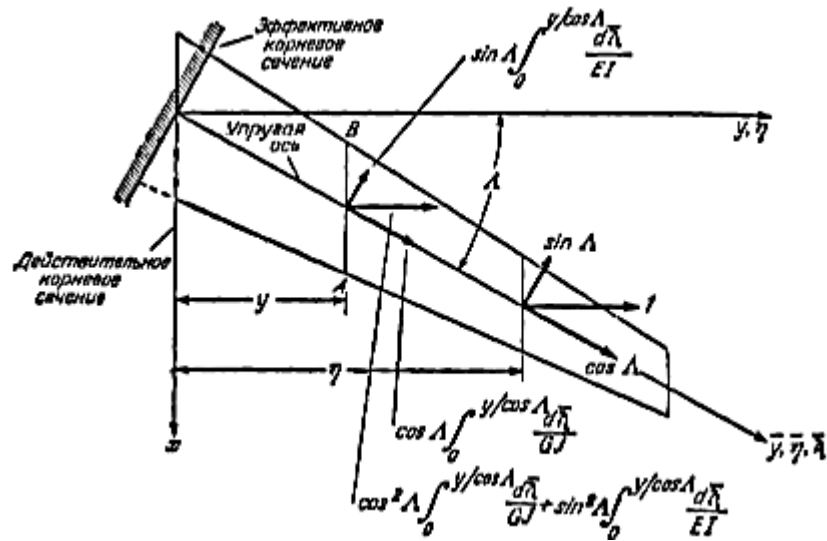


Рис. 3.1. Розрахункова схема крила

Функція $C^{zz}(y, \mu)$ являє собою прогин пружної осі у точці із координатою y від дії від дії одиничної сили прикладеної у точці із координатою μ

$$C^{zz}(y, \mu) = \int_0^{y/\cos \Lambda} \frac{(\frac{\mu}{\cos \Lambda} + \bar{z}) * (\frac{y}{\cos \Lambda} - \bar{z})}{EI} d\bar{z} + \int_0^{y/\cos \Lambda} \frac{d\bar{z}}{GK}, (\mu \geq y) \quad (3.6)$$

$$C^{zz}(y, \mu) = \int_0^{\mu/\cos \Lambda} \frac{(\frac{\mu}{\cos \Lambda} + \bar{z}) * (\frac{y}{\cos \Lambda} - \bar{z})}{EI} d\bar{z} + \int_0^{\mu/\cos \Lambda} \frac{d\bar{z}}{GK}, (y > \mu) \quad (3.7)$$

де EI та GIp – жорсткості перетинів балки (крила) нормальних до пружної осі на згин та зсув. Функція $C^{qq}(y, \mu)$ являє собою кут повороту перерізу АВ навколо осі z від дії від дії одиничного моменту прикладеного у точці із координатою μ , вектор якого направлений по дотичній до пружної осі.

$$C^{qq}(y, \mu) = \int_0^{y/\cos \Lambda} (\frac{\cos \Lambda \bar{z}^2}{GIp} + \frac{\sin \Lambda \bar{z}}{EI}) d\bar{z}, (\mu \geq y) \quad (3.8)$$

$$C^{QQ}(y, \mu) = \int_0^{\mu/\cos Xi} \left(\frac{\cos Xi^2}{GIp} + \frac{\sin Xi^2}{EI} \right) d\bar{z}, (y > \mu) \quad (3.9)$$

Функція $C^{QQ}(y, \mu)$ являє собою кут повороту перерізу АВ навколо осі z від дії від дії одиничного моменту прикладеного у точці із координатою μ , вектор якого направлений по дотичній до пружної осі.

$$C^{QZ}(y, \mu) = \sin Xi \int_0^{y/\cos Xi} \left(\frac{\mu}{\cos Xi} - \bar{z} \right) \frac{d\bar{z}}{EI}, (\mu \geq y) \quad (3.10)$$

$$C^{QZ}(y, \mu) = \sin Xi \int_0^{\mu/\cos Xi} \left(\frac{\mu}{\cos Xi} - \bar{z} \right) \frac{d\bar{z}}{EI}, (\mu \geq y) \quad (3.11)$$

Використовуючи попередні рівності

$$C^{QZ}(y, \mu) = C^{QZ}(\mu, y) \quad (3.12)$$

Оскільки розподіл згинної та крутильної жорсткостей по крилу здається дискретно у деякій кількості точок, то доцільно використовувати замість функцій коефіцієнти пружного впливу, тобто матрицю піддатливості крила. Коефіцієнти матриці піддатливості визначаються аналогічно до функцій пружного впливу, але замість інтегралу вздовж розмаху береться скінчена сума. Коефіцієнти матриці піддатливості визначаються за аналогічними формулами, тільки замість безперервної суми нескінченно малих частин, береться скінчена кількість сум.

Рівняння можна представити у вигляді матричного рівняння:

$$\begin{bmatrix} \{w\} \\ \{Q\} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C^{ZZ} & C^{Z\theta} \\ C^{QZ} & C^{Q\theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} [W] & [0] \\ [0] & [W] \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \{Z\} \\ \{t\} \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

де $[W]$ — квадратна діагональна матриця вагових чисел, має розмірність аналогічну до C^{ZZ} . Вигляд матриці вагових чисел залежить від методу інтерполяції функції. У випадку лінійної інтерполяції функції матриця вагових чисел має наступний вигляд

$$W = \begin{bmatrix} \frac{\lambda_1}{2} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \lambda_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \dots & \dots \\ 0 & 0 & \dots & \frac{\lambda_n}{2} \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

де λ_i — довжина i -ї ділянки інтегрування.

3.3. Виведення основних рівнянь математичної моделі пружного крила

Математична модель пружного крила ґрунтується на рівняннях рівноваги у перерізах крила. Сили, що діють на одиничну ділянку крила показані на рис. 3.3. Рівняння рівноваги виводяться з урахуванням припущень математичної моделі.

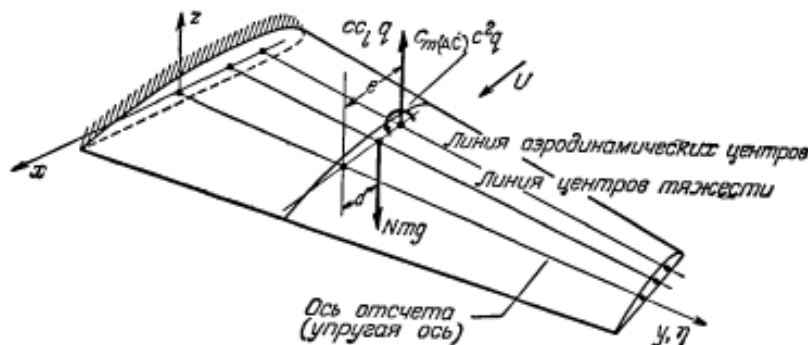


Рис. 3.2. Сили, що діють на елемент крила

Диференціальне рівняння рівноваги при крученні крила навколо пружної осі можна записати у наступному вигляді:

$$\frac{d}{dy} \left(GIp \frac{d\theta}{dy} \right) = -t(y) \quad (3.15)$$

де $\theta(y)$ — розподіл кута пружного закручування, $t(y)$ — погоний крутний момент

$$t(y) = (ecc_l + c^2 C_m)q - Nmgd \quad (3.16)$$

де c_l — місцевий коефіцієнт підйомної сили;

C_m — коефіцієнт продольного моменту для перерізу крила відносно аеродинамічного фокуса, $C_m > 0$, якщо закручує крило на збільшення кута атаки;

N — коефіцієнт перевантаження, нормальний до поверхні крила, $N > 0$, якщо абсолютне прискорення спрямоване вздовж вертикальної осі зв'язаної системи координат;

mg — погонє масове навантаження, Н/м, $mg > 0$, якщо спрямоване вздовж вертикальної осі зв'язаної системи координат;

e – відстань від центру жорсткості перерізу до аеродинамічного фокусу, $e > 0$, якщо фокус знаходиться попереду центра жорсткості, м;

d – відстань від центру жорсткості перерізу до центра мас, $d > 0$, якщо центр мас знаходиться попереду центра жорсткості, м;

c – хорда крила у напрямку потоку, м;

q – швидкісний напір, Н/м².

Підставивши рівняння вираз для крутного моменту у системі ЗКЦ (29) у рівняння рівноваги отримаємо

$$\frac{d}{dy} \left(Glp \frac{d\theta}{dy} \right) + qecc_l = -qc^2C_m + Nmgd \quad (3.17)$$

Граничні умови мають наступний вигляд

$$\theta(0) = \theta'(l) = 0 \quad (3.18)$$

У інтегральній формі рівняння рівноваги виражене через кут закручування має наступний вигляд

$$\begin{aligned} \theta(y) = & \int_0^l C^{\theta z}(y, \mu)(qcc_l - Nm g) dz \\ & + \int_0^l C^{\theta \theta}(y, \mu)((ecc_l + c^2C_m)q - Nm g d) dz \end{aligned} \quad (3.19)$$

У випадку прямого крила, де немає взаємного впливу згину та кручення, тобто $C^{\theta z}(y, \mu) = 0$, інтегральне рівняння рівноваги можна представити у вигляді

$$\theta(y) = \int_0^l C^{\theta \theta}(y, \mu)((ecc_l + c^2C_m)q - Nm g d) dz \quad (3.20)$$

Кут атаки деякого перерізу $\alpha(y)$ крила можна розглядати, як суму кута атаки жорсткого крила $\alpha^r(y)$ і кута пружнього закручування $\theta(y)$

$$\alpha(y) = \alpha^r(y) + \theta(y) \quad (3.21)$$

Місцевий коефіцієнт підйомної сили крила можна представити у вигляді

$$c_l(y) = c_l^r(y) + c_l^e(y) = C_y^\alpha(y)(\alpha^r(y) + \theta(y)) \quad (3.22)$$

де $C_y^\alpha(y)$ – похідна коефіцієнта підйомної сили по куту атаки;

$c_l^r(y)$ – коефіцієнт підйомної сили жорсткого крила;

$c_l^e(y)$ – приріст коефіцієнта підйомної сили від закручування крила.

Рівняння (1), враховуючи рівності (2) та (3) можна переписати у вигляді

$$\theta(y) = \int_0^l C^{\theta z}(y, \mu) q c c_l dz + \int_0^l C^{\theta \theta}(y, \mu) q e c c_l dz + f(y) \quad (3.23)$$

$$\begin{aligned} f(y) = & \int_0^l C^{\theta z}(y, \mu) (q c c_r - N m g) dz \\ & + \int_0^l C^{\theta \theta}(y, \mu) ((e c c_r + c^2 C_m) q - N m g d) dz \end{aligned} \quad (3.24)$$

Функція $f(y)$ – кут закручування перерізу крила без урахування зміни аеродинамічного навантаження.

Оскільки при вирішенні реальних задач розподіли жорсткості та навантаження задаються дискретно у скінченій кількості точок, то з практичної точки зору доцільніше інтегральну форму рівняння рівноваги (3.23) записати у матричному вигляді

$$\{\theta\} = q[E][c][C_y^\alpha]\{\theta\} + \{f\} \quad (3.25)$$

$$\{f\} = q[E][c]\{c_l^r\} + q[F]\{C_m\} - N[G]\{mg\} \quad (3.26)$$

$$[E] = ([C^{\theta z}] + [C^{\theta \theta}][e])[W]$$

$$[F] = [C^{\theta \theta}][c^2][W]$$

$$[G] = ([C^{\theta z}] + [C^{\theta \theta}][d])[W]$$

Для прямого крила рівності (3.25) та (3.26) також будуть справедливими, відрізнятися будуть вирази для обчислення матриць $[E]$, $[F]$, $[G]$

$$[E] = [C^{\theta \theta}][e][W]$$

$$[F] = [C^{\theta \theta}][c^2][W]$$

$$[G] = [C^{\theta \theta}][d][W]$$

З урахуванням двигуна та іншого зосередженого навантаження, рівняння (3.26) прийме наступний вигляд:

$$\{f\} = q[E][c]\{c_l^r\} + q[F]\{C_m\} - N[G]\{mg\} + [C^{\theta \theta}]\{T\} + [C^{\theta z}]\{P\} \quad (3.27)$$

де $\{T\}$ – матриця зосереджених моментів, $\{P\}$ – матриця зосереджених сил

При розв'язанні задачі визначення кутів закручування крила і знаходження розподілу навантаження по крилу на заданому режимі польоту із заданою

швидкістю та перевантаженням потрібно враховувати зміну балансувального кута атаки. При закручуванні крила змінюється не тільки розподіл навантаження, а і повний коефіцієнт підйомної сили. Для того, щоб повний коефіцієнт підйомної сили залишався незмінним потрібно змінювати балансувальний кут атаки. Отже, повна зміна кута атаки перерізу пружного крила буде виражатися наступною рівністю

$$\theta = q[E][c][C_y^\alpha]\{\theta\} + \{f\} + \alpha^e(0) \quad (3.28)$$

де $\alpha^e(0)$ – кут перебалансування літака.

Умову рівності перевантаження і швидкості можна також трактувати, як рівність нулю підйомної сили спричиненої закручуванням крила

$$[1][W][c][C_y^\alpha]\{\theta\} = 0 \quad (3.29)$$

Рівняння (9) та (10) утворюють систему матричних рівнянь

$$\begin{bmatrix} 1 - q[E][c][C_y^\alpha] & \{-1\} \\ [1][W] & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \{\theta\} \\ \alpha^e(0) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \{f\} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.30)$$

Введемо матрицю $[B]$

$$[B] = \begin{bmatrix} 1 - q[E][c][C_y^\alpha] & \{-1\} \\ [1][W] & 0 \end{bmatrix} \quad (3.31)$$

Таким чином зміну кутів атаки у перерізах крила та кут перебалансування можна визначити розв'язавши систему матричних рівнянь (11).

$$\begin{bmatrix} \{\theta\} \\ \alpha^e(0) \end{bmatrix} = [B]^{-1} \begin{bmatrix} \{f\} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.32)$$

В реальному житті існує дуже багато конструкції, які схильні до одночасної взаємодії з крутними та згинальними моментами, наприклад стрижень круглого або некруглого перетину. Також до одночасної взаємодії схильні вали машин, деталі механізмів (зубчасті та пасові передачі), елементи авіаційних конструкцій і багато інших конструкцій і т. д.

Перш за все для початку розрахунку потрібно встановити тип і місце небезпечного перетину дослідного об'єкту. Головною метою є побудова правильних епюр згинальних і крутних моментів.

Для прикладу розглянемо стержень круглого поперечного перерізу, який так навантажений зовнішніми згинальними моментами і крутним моментом, як зображено на рис. 3.3.

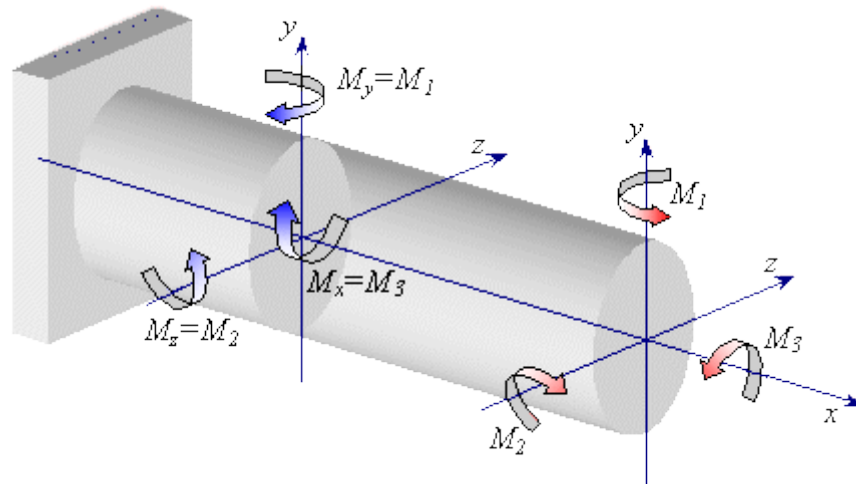


Рис. 3.3. Стержень круглого поперечного перерізу.

Далі визначаємо потрібний поперечний переріз стержня, який представлено на рис. 3.4.

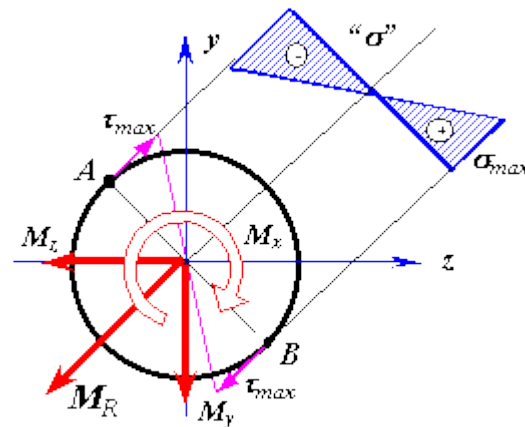


Рис. 3.4. Поперечний переріз стержня.

Наступним кроком потрібно зобразити вектори згинальних моментів M_y і M_z , і знайти результуючий вектор моменту за наступною формулою:

$$M_R = \sqrt{M_y^2 + M_z^2} \quad (3.33)$$

Положення силової лінії визначається перпендикуляром до напрямку результуючого вектору. Точки АВ є результатом перетину контуру стержня із силовою лінією, в яких одночасно знаходяться нормальні напруги від згину та

дотичні напруження від кручення і мають найбільші значення, і знаходяться за наступними формулами:

$$\tau_{max} = \frac{M_x}{W_p} = \frac{M_x}{\pi * d^3 / 16} \quad (3.34)$$

$$\sigma_{max} = \frac{M_R}{W_{oc}} = \frac{\sqrt{M_y^2 + M_z^2}}{\pi * d^4 / 32} \quad (3.35)$$

Враховуючи положення силової лінії АВ на рис. 3.6 побудована епюра на якій показано розподіл нормальних напружень та розподіл дотичних напружень.

Якщо виділити в околиці точки А чи В нескінченно малий елемент кубічної форми, то по чотирьох гранях виділеного елемента будуть діяти дотичні напруження, а до двох з цих граней будуть прикладені нормальні напруги (рис. 3.7), а інші дві грані будуть вільні від напружень. Таким чином, на відміну від косого згину, при вигині з крутінням елементу в небезпечній точці знаходиться в плоскому напруженому стані. Головні напруження визначаються за наступною формулою:

$$s_{1,3} = \frac{\sigma}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{\sigma}{2}\right)^2 + \tau^2} \quad (3.36)$$

$$s_2 = 0.$$

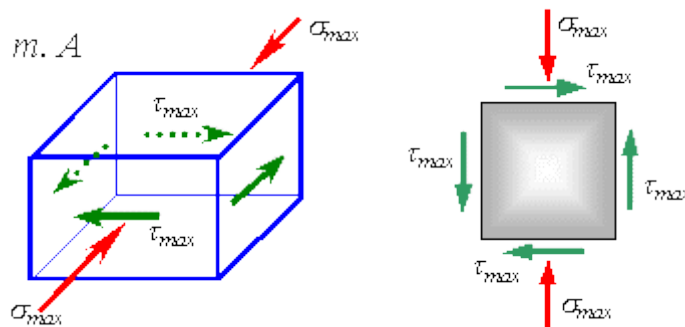


Рис. 3.5. Нескінченно малий елемент кубічної форми.

Вибравши відповідну теорію міцності для перевірки міцності нескінченно малого елемента, який знаходиться на нескінченно малій відстані від точки А чи В. Згідно з теорією найбільших дотичних напружень:

$$\sigma_{екв} = s_1 - s_3 = \sqrt{\sigma_{max}^2 + 4 * \tau_{max}^2} \quad (3.37)$$

Для круглого перерізу $W_p = 2W_{oc}$:

$$\sigma_{\text{екв}} = \frac{M_{\text{екв}}}{W_{\text{oc}}} = \frac{\sqrt{M_x^2 + M_y^2 + M_z^2}}{\pi * d^3 / 32} \quad (3.38)$$

За IV теорії міцності:

$$\sigma_{\text{екв}} = \sqrt{\sigma_{\text{max}}^2 + 3 * \tau_{\text{max}}^2} \quad (3.39)$$

або

$$\sigma_{\text{екв}} = \frac{M_{\text{еквIV}}}{W_{\text{oc}}} = \frac{\sqrt{\frac{3}{4} M_x^2 + M_y^2 + M_z^2}}{\pi * d^3 / 32} \quad (3.40)$$

Згідно теорії міцності за Мором:

$$\sigma_{\text{екв}} = \frac{1-k}{2} \sigma_{\text{max}} + \frac{1-k}{2} \sqrt{\sigma_{\text{max}}^2 + 4 * \tau_{\text{max}}^2} \quad (3.41)$$

де коефіцієнт k визначається за наступними формулам:

$$k = \frac{\sigma_{\text{Tp}}}{\sigma_{\text{Тсж}}} \approx \frac{[\sigma]_{\text{p}}}{[\sigma]_{\text{сж}}} - \text{для пластичних матеріалів,}$$

$$k = \frac{\sigma_{\text{Вр}}}{\sigma_{\text{Всж}}} \approx \frac{[\sigma]_{\text{p}}}{[\sigma]_{\text{сж}}} - \text{для крихких матеріалів.}$$

Наведені вище формули застосовуються і для розрахунку об'єктів кільцевого перетину.

Визначення згинальної жорсткості крила

Визначення згинальної жорсткості EJ_x засноване на залежності кривизни балки від згінного моменту при чистому вигині:

$$\frac{1}{\rho(z)} = \frac{M_x(z)}{EJ_x(z)} \quad (3.42)$$

де $\rho(z)$ - радіус кривизни в перетині z , $M_x(z)$ - згинальний момент в перерізі z , E - модуль пружності матеріалу, $J_x(z)$ - момент інерції перерізу відносно повздовжньої центральної осі X , яка перпендикулярна до площини дії згинального моменту. Для визначення згинальної жорсткості необхідно при заданому згинальному момені $M(z)$ знайти радіус кривизни конструкції $\rho(z)$ в перерізі z .

Модуль пружності матеріалу або модуль Юнга:

$$E = \frac{Fl}{S\Delta l} \quad (3.43)$$

де F - нормальна складова сили,

S - площа поверхні на яку прикладено силу або навантаження,

l – довжина стержня, що деформується,

Δl - модуль зміни довжини стержня в результаті пружної деформації.

Модуль Юнга (модуль пружності) - фізична величина, за допомогою якої можна дізнатися властивості того чи іншого матеріалу чинити опір на розтяг-стиск під час пружної деформації тіла. У Міжнародній системі одиниць (СІ) вимірюється в ньютонах на квадратний метр або в паскалях.

Момент інерції - скалярна фізична величина, яка є мірою інертності в обертальному русі навколо осі, як маса тіла є мірою його інертності в поступальному русі. Характеризується розподілом мас у тілі: момент інерції дорівнює сумі елементарних мас помножених на квадрат їх відстаней до базової системи координат. Щоб знайти момент інерції тіла, треба підсумувати момент інерції всіх матеріальних точок, що складають дане тіло:

$$J = \sum_{i=1}^n J_i = \sum_{i=1}^n m_i r_i^2 \quad (3.44)$$

У загальному випадку, якщо тіло суцільне, воно являє собою сукупність безлічі точок з нескінченно малими масами, і моменти інерції тіла визначається інтегралом:

$$J = \int_0^m r^2 dm \quad (3.45)$$

де r відстань від елемента dm до осі обертання.

3.4. Експериментальне визначення деформацій крила.

Для визначення згинальних деформацій приймається наближене диференціальне рівняння вигнутої осі пружного крила:

$$\frac{d^2 \omega}{dz^2} = \frac{M_x(z)}{EJ_x(z)} \quad (3.46)$$

Двічі інтегруючи рівняння (3.46) отримаємо рівняння кутів повороту і рівняння прогинів перетинів крила:

$$\theta(z) = \frac{d\omega}{dz} = \int_0^z \frac{M_x(z)}{EJ_x(z)} dz + C_1 \quad (3.47)$$

$$\omega(z) = \int_0^z dz \int_0^z \frac{M_x(z)}{EJ_x(z)} dz + C_1 z + C_2 \quad (3.48)$$

де C_1, C_2 - постійні інтегрування, які визначають граничні умовами. Отже, для консольно-затисненої балки при $z = 0$ маємо $\theta(0) = 0$ і $\omega(0) = 0$, тоді, $C_1 = C_2 = 0$. За інших умов закріплення постійні інтегрування не рівні нулю. У деяких випадках замість формули (3.14) зручно користуватися наступним співвідношенням:

$$\omega(z) = \int_0^z \theta(z) dz + C_2 \quad (3.49)$$

На рис. 3.6 зображена схема навантаження моделі консолі крила літака в точці, що лежить на осі жорсткості.

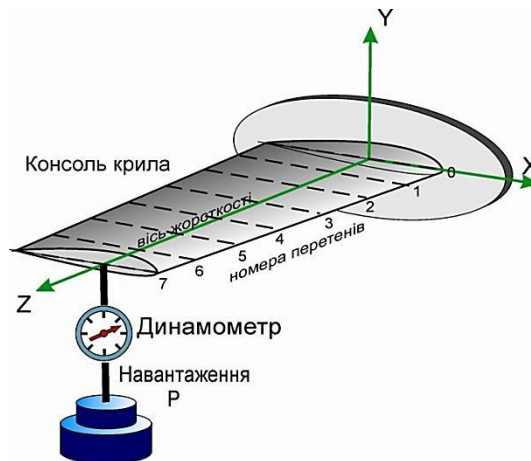


Рис. 3.6. Схема навантаження консолі крила.

На схемі реалізовані граничні умови: при $z = 0$ опора абсолютно жорстка по прогину $\omega(0) = 0$, але має деяку рухливість по куту повороту, але $\theta(0) = \theta_0$. При цьому константи дорівнюють: $C_1 = \theta_0$, $C_2 = 0$.

Визначення згинальної жорсткості проводиться шляхом навантаження консолі крила в точці, яка лежить на осі жорсткості консолі, через механізм навантаження з певною силою. Значення величини навантаження фіксується

динамометром, а значення радіуса кривизни визначається за допомогою механізму кривомір. Це є триопорна рамою з годинниковим типом індикатору переміщень, яка зображена на рис. 3.9. Радіус кривизни визначається наступним рівнянням:

$$\rho = \frac{324}{\lambda} \quad (3.50)$$

де λ - різниця показань індикатора переміщень при зміні навантаження від 0 до максимуму сили Р.

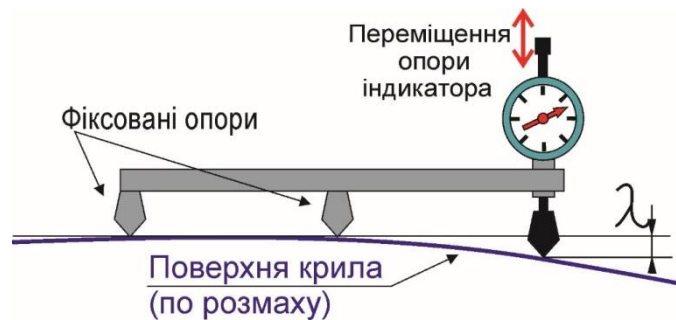


Рис. 3.7. Схема роботи кривоміру.

Формулу (3.50) отримана геометричним шляхом і показано на рис. 3.8. Вводимо позначення: $|CD| = \Delta\lambda$ $|BF| = h$ $|AD| = b$

З прямокутного трикутника ΔAOF , маємо

$$\rho^2 = \left(\frac{b}{2}\right)^2 + (\rho - h)^2 \quad (3.51)$$

звідки

$$\rho = \frac{b^2 + 4h^2}{8h} \quad (3.52)$$

де $b = |AD|$ - Гіпотенуза ΔACD : $b = \sqrt{a^2 + \lambda^2}$

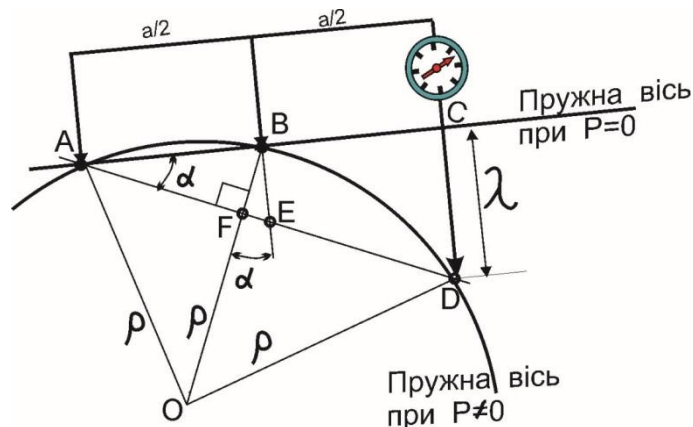


Рис. 3.8. Визначення радіуса кривизни.

Прямокутні трикутники $\triangle ACD$ і $\triangle ABE$ подібні, звідки

$$|BE| = |CD| / 2 = \lambda / 2, \quad \angle BAF = \angle EBF = \alpha$$

$$\text{Звідки } h = |BF| = |BE| * \cos \alpha = \lambda / 2 * \cos \alpha$$

Оскільки деформації малі, то можна прийняти, що $\alpha \approx 0$ і $\cos \alpha \approx 1$

$$h = \lambda / 2$$

Звідки, радіус кривизни дорівнює:

$$\rho = \frac{a^2 + 2\lambda^2}{4\lambda} \quad (3.53)$$

На кінці консолі підвішена рейка, що дозволяє виконувати виміри максимального прогину консолі. Відлік по рейці виконуються за допомогою нівеліра.

Визначення деформації при дії крутного моменту

Для визначення розподілу крутної жорсткості по розмаху крила необхідно при заданому крутному моменті $M_z(z) = P * a$ знайти кути кручення крила $\varphi(z)$ в i -ом перетині відносно осі жорсткості (рис. 3.9.)

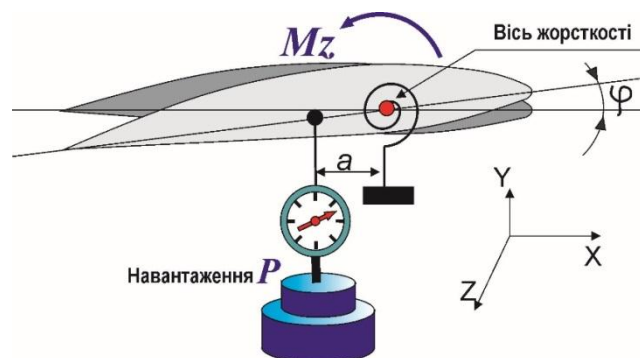


Рис. 3.9. Схема навантаження.

Згідно припущення, що крутний момент діє в площині, яка нормальна до осі жорсткості, а в першому наближенні можемо прийняти:

$$\frac{d\varphi}{dz} = \frac{M_z}{GJ_z} \quad (3.54)$$

де: M_z крутний момент в перетині z ; GJ_z - крутна жорсткість.

Запишемо: $d\varphi = \frac{M_z dz}{GJ_z}$, та інтегруючи по Z отримаємо:

$$\varphi(z)_i = \int_0^z \frac{Mzdz}{GJ_z} \quad (3.55)$$

Відповідно :

$$(GJ_z)_i = \frac{Mz_i \Delta z_i}{\Delta \varphi_i} \quad (3.56)$$

де i - номер перетину крила.

$\Delta \varphi = \varphi_i - \varphi_{i-1}$ - приріст кутів повороту;

$\Delta z_i = z_i - z_{i-1}$ - дистанція між перетинами.

3.5. Обробка статистичних показань індикатора

Відхилення виміряного значення X визначається величини від істинного її значення $M(X)$ (тут і далі під "справжнім значенням" розуміється математичні очікування величини) називається "похибкою" або "помилкою" (error) i -го вимірювання Ax . Термін "помилка" в статистиці має сенс розкиду значень або вимірювального пристрою. Помилки вимірів виникають внаслідок того, що вимірювальні прилади мають обмежену точність, не завжди можна врахувати вплив неконтрольованих експериментальних умов. Помилки вимірів прийнято розділяти на два типи - систематичні і випадкові.

Систематичними називають такі помилки, які викликаються факторами, що діють однаковим чином при багаторазовому повторенні одних і тих же вимірювань.

Систематичні помилки, в принципі, можуть бути усунені або враховані, хоча знаходження джерел цих помилок в конкретному досвіді надзвичайно складна справа. Будь-експеримент не гарантований від наявності неврахованої систематичної помилки.

Випадкові помилки (відхилення) завжди присутні в експерименті. При відсутності систематичних помилок вони служать причиною розкиду результатів повторних вимірів як між собою, так і щодо істинного значення вимірюваної величини. Природа випадкових помилок може бути різною. Наприклад, при вимірюванні довжини стрижня, яка точно визначена (з

урахуванням сказаного вище), до випадкових помилок призводить вібрація стрижня, флуктуації нульового положення вимірювального приладу. Збільшуючи число вимірювань і використовуючи формули теорії помилок, можна отримати досить точну оцінку випадкової помилки.

Випадкові помилки послідовних вимірювань як правило незалежні і характеризуються тим чи іншим законом розподілу. Вони мають властивість концентрації, тобто малі за абсолютною величиною випадкові помилки зустрічаються частіше, ніж великі.

Відзначимо ще раз, що поділ помилок на випадкові і систематичні в достатній мірі умовно. Залежно від обставин один і той же фактор може приводити або до випадкових, або до систематичних помилок.

Слід особливо виділити такий вид помилки, як грубий прорахунок - промах. Під промахом розуміється помилка вимірювання, зроблена внаслідок недогляду експериментатора, або викликана несправностями апаратури. Так, наприклад, неправильно записаний відлік, замикання електричного кола і т.п. є промахами, яких слід по можливості уникати. Як правило, грубі помилки легко виявляються. Такі вимірювання слід відкидати, хоча при цьому бажано визначити причину даного промаху.

Статистична обробка результатів вимірювань

Систематичні помилки, властиві системі вимірювань, повинні бути виявлені і ліквідовані (або враховані при обробці даних). Решта невиявленими систематичні помилки вносять в результати вимірювань невідомий зрушення щодо істинного значення. Оскільки практично неможливо виявити всі систематичні помилки, навіть дуже точні вимірювання різних авторів можуть не співпадати.

Якщо вам вдалося знизити до досить низького рівня систематичні помилки, то точність вимірювань визначається тепер випадковими похибками. Якщо ж точність вимірювань визначається випадковими помилками, то вона може бути піддана статистичному аналізу. Обговоримо далі, як слід оцінювати точність значення деякої середньої величини $\bar{X}$, отриманої експериментально.

Генеральна сукупність і вибірка

Генеральною сукупністю називають повний набір всіх можливих значень, які може приймати випадкова величина при нескінченному числі випробувань. Генеральну сукупність можна описати за допомогою розподілу ймовірності появи в окремому випробуванні деякої конкретної величини X_i . Набір n значень величин X_i , отриманий з генеральної сукупності в результаті кінцевого числа випробувань N , називають вибіркою обсягу N . Мета статистичної обробки набору величин X_i полягає в спробі описати характеристики генеральної сукупності якомога точніше за окремою вибіркою.

Крива розподілу результатів. Проведемо серію з N вимірювань і отримаємо деякий набір значень $X_1, \dots, X_i, \dots, X_n$. Це - так звана вибірка. По осі абсцис (рис.3.12) будемо відкладати отримані в окремих вимірах значення X_i величини X . Розіб'ємо вісь X на рівні інтервали Δx і підрахуємо число вимірювань Δn_k , в результаті яких отримані значення x , що лежать в інтервалі $X_k \pm 1 / 2 \Delta x$ (тут X_k - координата центру інтервалу на осі x).

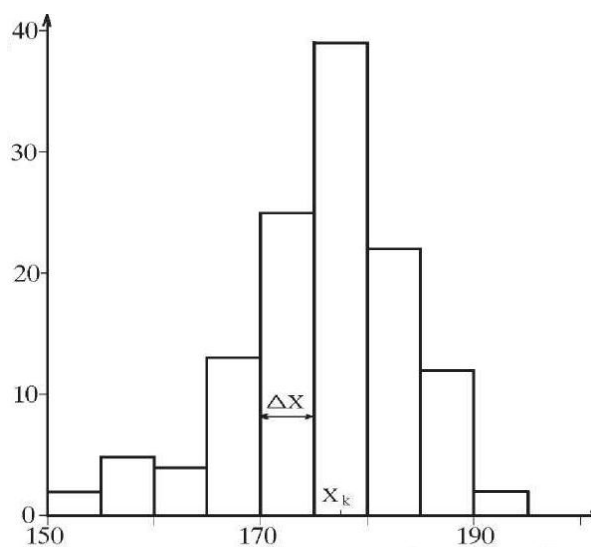


Рис. 3.10. Гістограма розподілу результату замірів.

На кожному інтервалі побудуємо прямокутник висотою Δn_k і шириною Δx (точки, що лежать точно на кордоні інтервалу, будемо завжди відносити, наприклад, в лівий стовпчик). Діаграму, отриману таким чином, називають гістограмою. Гістограми можуть бути побудовані як для безперервних величин

(наприклад, швидкість часток), так і для дискретних (наприклад, число радіоактивних розпадів в секунду). Сума висот прямокутників гістограми дорівнює повному числу експериментів в даній серії.

Якщо ми маємо дві вибірки з різних повним числом подій, то амплітудні значення гістограм, природно, будуть різні, і їх важко буде порівнювати. Тому більш зручно представляти гістограму в дещо іншому вигляді. Відкладемо по осі ординат НЕ Δn_k . В цьому випадку твір висоти на Δx , тобто площа кожного стовпчика, має розмірність ймовірності попадання результату окремого вимірювання в даний інтервал Δx , а сумарна площа під всієї гістограмою, як і повинно бути в цьому випадку, дорівнює одиниці.

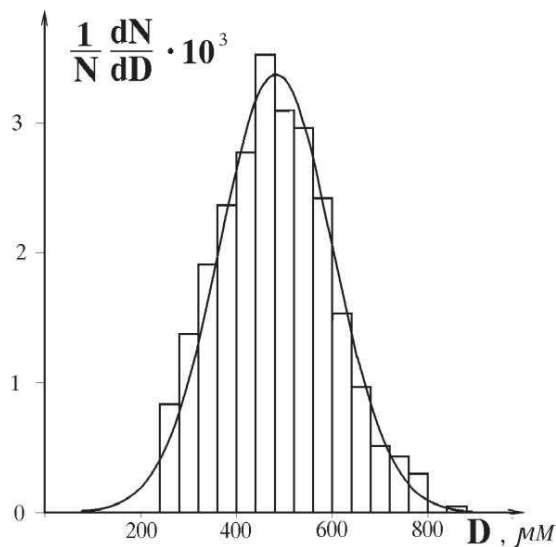


Рис. 3.11. Гістограма розподілу глибини випарювання графітної пластини

Тепер неважко порівнювати гістограми з сильно відрізняється числом вимірі.

Якщо число вимірювань N досить великий, то ширину інтервалу можна зробити дуже малою (при цьому в кожному інтервалі буде ще досить багато відрізків). Тоді в межі замість гістограми ми отримаємо графік типу показаного на рис. 3.14, на якому по осі ординат відкладена величина $f(x)$, що має розмірність $[x-1]$ і пропорційна частці числа відрізків n_k / n , що потрапляє в кожен інтервал. Такий графік називають кривою розподілу, а функцію $f(x)$ називають щільністю ймовірності.

Щільність ймовірності. Сенс щільності ймовірності полягає в тому, що похідна $f(x) dx$ (див. Рис. 3) дає частку повного числа відрізків n , що припадає на інтервал від x до $x + dx$ або, іншими словами, ймовірність того, що результат будь-якого чергового вимірювання x_i матиме значення, що лежить в зазначеному інтервалі.

Очевидно, що ймовірність отримати при вимірюванні хоч якесь значення дорівнює одиниці, і функція $f(x)$ повинна задовольняти співвідношенню. Тепер неважко порівнювати гістограми з сильно відрізняється числом вимірі.

Звідси видно, що розмірність функції щільності ймовірності $f(x) \in [x]^{-1}$. Зрозуміло, що нескінченні межі інтегрування тут мають формальний сенс, а реально вимірювані величини повинні бути обмежені деякими розумним діапазоном.

У разі дискретної величини замість $f(x) dx$ використовують ймовірність p_i отримати в результаті вимірювання значення x_i . Звісно, що

$$\sum_{i=1}^N p_i = 1 \quad (3.57)$$

де N - число інтервалів дискретного розподілу.

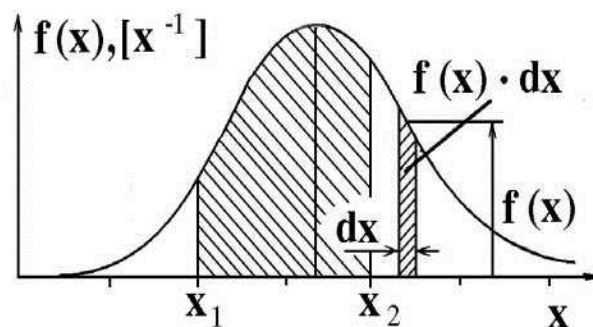


Рис. 3.12. Крива розподілення

Функція розподілу, математичне сподівання, дисперсія та інші моменти

Ймовірність влучення вимірюваної величини (в даному вимірі) в інтервал від $-\infty$ до x називають функцією розподілу або інтегральною функцією розподілу:

$$F(x) = \int_{-\infty}^x f(z)dz \quad (3.58)$$

Зрозуміло, що щільність ймовірності $f(x)$ дорівнює просто похідною функції розподілу $P(x)$ в точці x .

Якщо проінтегрувати щільність ймовірності в межах від X_1 до X_2 (рис. 3.14), то отримана величина буде представляти ймовірність P того, що результат окремого вимірювання буде лежати в інтервалі X_1, X_2 :

$$P(x_1 < x < x_2) = \int_{x_1}^{x_2} f(x)dx = F(x_2) - F(x_1) \quad (3.59)$$

Ця ймовірність P , що дорівнює різниці інтегральних функцій розподілу у відповідних точках, дорівнює заштрихованій площі під кривою. При розширенні меж вона прагне до одиниці. Сенс введення такої величини полягає в тому, що при заданій функції розподілу результат будь-якого окремого виміру з достовірністю P дасть величину, що лежить всередині зазначеного інтервалу. Це визначення буде нам корисно при визначенні поняття довірчого інтервалу і довірчої ймовірності.

Якщо функція розподілу відома, то математичне сподівання вимірюваної величини, яке було б отримано при нескінченному числі вимірювань, обчислюється за допомогою виразу:

$$M(x) = \bar{x} = \int_{-\infty}^{+\infty} x f(x)dx \quad (3.60)$$

а математичне очікування функції $y(x)$ від неперервної випадкової величини x є

Тут слід зазначити, що у фізичній літературі дуже часто функцією розподілу називають щільність ймовірності $f(x)$,

$$M(y(x)) = \overline{y(x)} = \int_{-\infty}^{+\infty} y(x)f(x)dx \quad (3.61)$$

Якщо у виразі під інтегралом стоїть n -я ступінь X , то така величина називається n -м моментом функції розподілу.

Функція розподілу однозначно визначається всією сукупністю (взагалі кажучи, нескінченної) своїх моментів. Найбільш часто використовувані в теорії помилок і в фізиці розподілу, як правило, визначаються невеликим числом своїх моментів. Крім математичного очікування, найважливішим з таких моментів є другий момент або дисперсія, яка визначається виразом

Оскільки дисперсія має розмірність квадрата випадкової величини, а це не завжди зручно, то вводиться середнє відхилення σ , яке представляє собою позитивний квадратний корінь з дисперсії

Висновки по розділу

У цьому розділі були виведені основні рівняння математичної моделі пружного крила. Рівняння представлені у матричній формі, оскільки у такій формі вони мають більшу практичну цінність. Адаптивність математичної моделі пружного крила дозволяє легко налаштовувати її під будь-яку геометрію крила.

4. ВИРІШЕННЯ ЗВОРОТНОЇ ЗАДАЧІ ВИЗНАЧЕННЯ ЖОРСТКОСТІ ПО ЗАДАНИМ ДЕФОРМАЦІЯМ

4.1. Порядок вирішення зворотної задачі визначення жорсткості по заданим деформаціям

Метою є визначення жорсткості крила на згин та кручення на початкових стадіях проектування, коли відомими є тільки аеродинамічна схема літака та вид в плані.

Математична модель крила моделюється балкою, відповідно, жорсткості на згин та кручення визначається по заданим очікуваним деформаціям крила, наприклад при виборі аеродинамічної та геометричної крутки або при обмеженнях переміщень елементів крила під дією розрахункових навантажень (наприклад - переміщення закрилків, елеронів, передкрилків відносно кесону).

Задаючи лінійні та кутові деформації крила для розрахункових умов, визначаються відповідні жорсткості крила які можуть бути орієнтиром при проектуванні та підвищенні вагової ефективності крила. Об'єктом дослідження є лінійні та кутові деформації крила, що проектується, жорсткості крила на згин та кручення.

Визначення жорсткості по заданим деформаціям проводиться в такому порядку:

Для досягнення поставленої мети необхідно:

1. Математична модель крила моделюється балкою і в основі теоретичного визначення деформацій крила є диференціальне рівняння його вигнутої осі жорсткості $\frac{d^2\omega}{dz^2} = \frac{M_x(z)}{EJ_x(z)}$, необхідно дослідити можливі відхилення результатів в залежності від методів інтегрування та різниці в розподіленні згінної жорсткості $EJ_x(z)$ по розмаху між розрахунковими та реальними значеннями жорсткості крила, що випробовується.
2. Аналогічно для визначення деформацій кручення $\frac{d\varphi}{dz} = \frac{M_z}{GJ_z}$, де M_z крутний момент в перетині z ; GJ_z - крутна жорсткість.

3. Методами математичної статистики визначити характеристики розбіжності результатів.
4. Будуються епюри поперечної сили і згинального моменту.
5. Проводиться розрахунок елементів крила (полиць і лонжеронів, товщини обшивки) для контрольних перерізів за розмахом крила.

Зазначена вище послідовність розрахунку досить трудомістка і її можна значно спростити, якщо вважати, що аеродинамічне навантаження і маса крила вздовж його розмаху розподіляються пропорційно хорді. Таке припущення не є грубим і на кінцевий результат розрахунку істотного впливу не зробить.

4.2. Розрахункова схема крила літака.

Розрахункова схема крила представлена балкою, яка працює на згин та кручення при навантаженні розподіленими та зосередженими зовнішніми силами. Методика обліку ефектів СА заснована на припущеннях: значення похідної c_y^α змінні за розмахом крила та визначаються по функції $c_y = f(\alpha, M)$ на заданому куті атаки α для відповідного перерізу крила; розглядаються зміни положення відносних центрів тиску $\bar{x}_d$ в залежності від зміни місцевих кутів атаки; поворот перерізів крила відбувається в перпендикулярній площині навколо осі жорсткості OZ_j ; вигин крила відбувається у вертикальній площині і проходить через вісь жорсткості OZ_j ; крило розглядається як консольна балка з жорсткою закладенням по бортовий нервюрі; при крученні і вигині хорда профілів крила не деформуються і їх аеродинамічні характеристики відповідають перерізам, паралельним вектору швидкості польоту V ; розподілене навантаження постійне в межах ширині одного перерізу.

Досліджено вплив деформацій на зміни аеродинамічних характеристики за допомогою аеродинамічних похідних c_n^α і m_z^α . Зміни навантажень уздовж розмаху крила пов'язані з приростами місцевих кутів атаки та визначається в загальному випадку як:

$$\Delta\alpha = \Delta\alpha_{кр} + \Delta\alpha_{згин} = \varphi \cos\chi_{ож} - \frac{dy}{dz_{ож}} \sin\chi_{ож} \quad (3.62)$$

При позитивному перевантаженні деформації вигину збільшують кут поперечного v , що веде в польоті до підвищеної поперечної стійкості в порівнянні з трубними випробуваннями:

$$\mu_{\text{сеч}} = \frac{dy}{dz_{\text{ож}}} \cos \chi_{\text{ож}} \quad (3.63)$$

Для заданих жорсткостей на вигин та кручення існує кут стрілоподібності крила при якому приріст місцевих поточних кутів атаки прагне до мінімального значення, що мінімізує зміни аеродинамічних характеристик крила в наслідок деформації його конструкції під навантаженням (рис. 4.1).

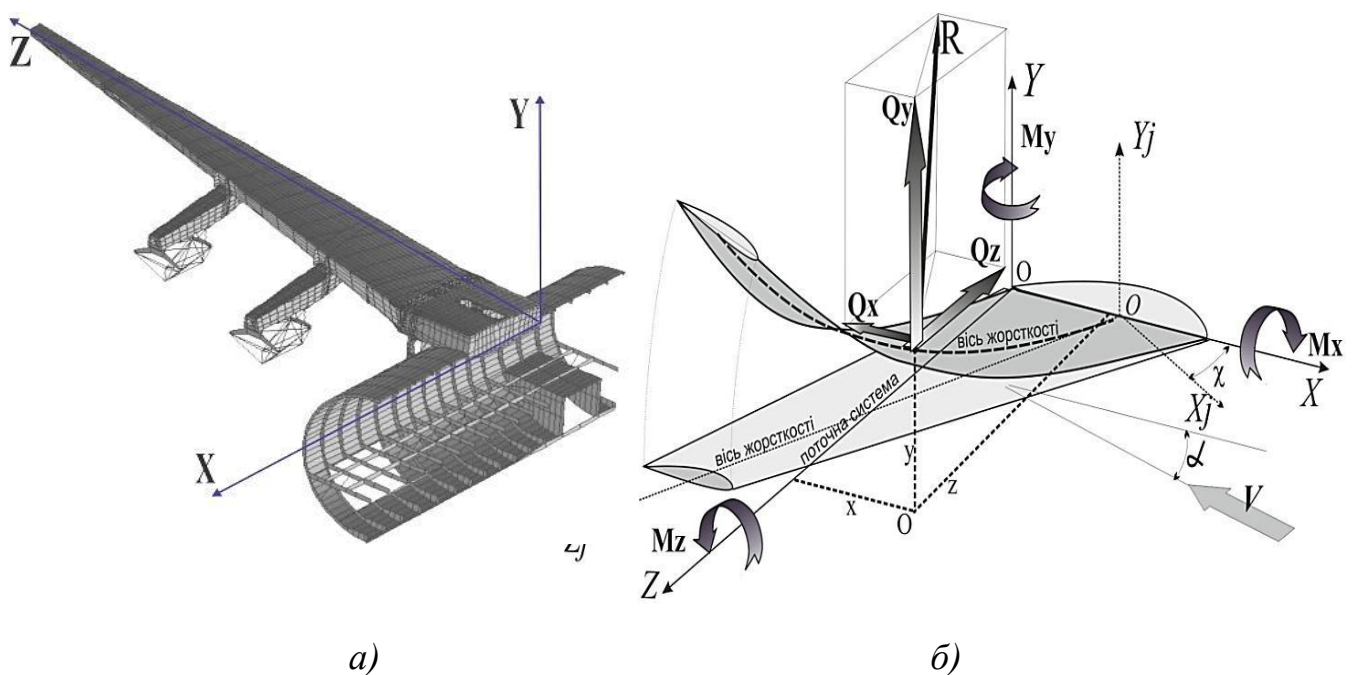


Рис. 4.1. Побудова схеми навантаження та деформації стрілоподібного крила:

a- конструкційно-силова схема; *б*- розрахункова модель пружного крила та діючі навантаження: Q_x , Q_y , Q_z , M_x , M_y , M_z .

Порівнюючи результати розподілу по розмаху крила відносної циркуляції $\bar{\Gamma}_z = f(\bar{z})$ для заданого режиму польоту та розрахунків відносних згинального $\bar{M}_{xj} = \iint_1^z \bar{\Gamma}_z d\bar{z}$ та крутного $\bar{M}_{zj} = \int_1^z \bar{\Gamma}_z \bar{x}_d d\bar{z}$ моментів жорсткого та пружного крила, показано (рис.4.2), що врахування ефектів статичної аеропружності веде до зменшення зовнішнього навантаження в деяких перерізах за розмахом крила до 14%.

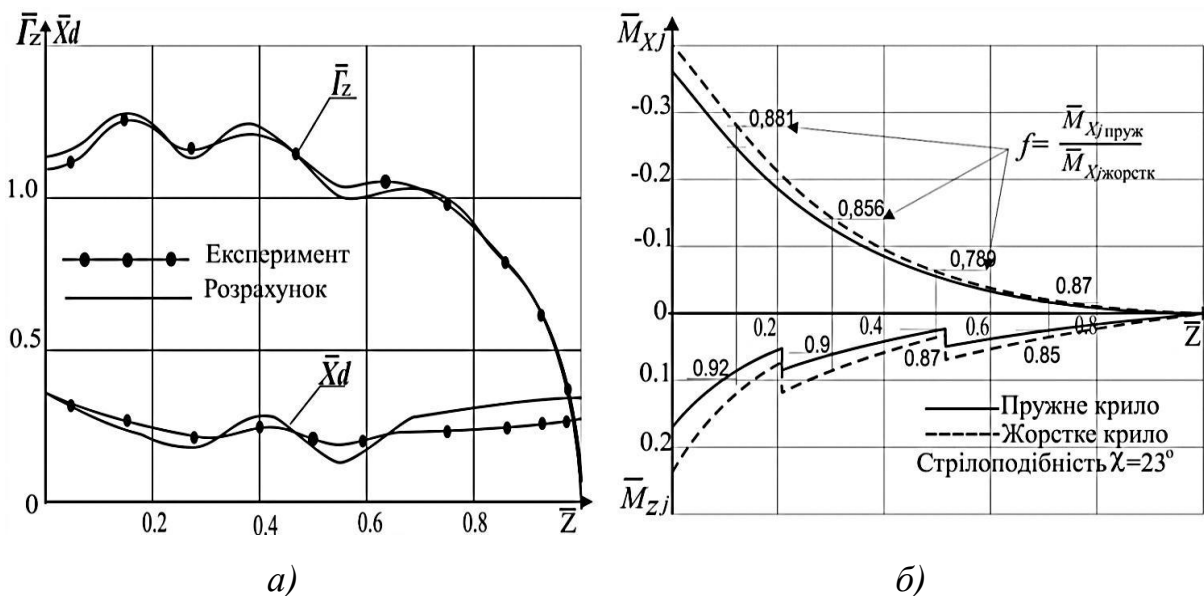


Рис. 4.2. *а* - Розподіл відносної циркуляції $\bar{\Gamma}_z = f(z)$ центрів тиску $\bar{x}_d = f(z)$ по розмаху крила; *б* - порівняння розподілу відносного згинального $\bar{M}_{xj}$ та крутного $\bar{M}_{zj}$ моментів за розмахом жорсткого та пружного крила.

4.3 Масова модель крила літака.

Масова модель визначає значення навантаження від погонних та зосереджених мас конструкції крила і паливної системи в загальній системі навантажування крила. В умовах обмеженої інформативності, на етапах ескізного проектування розподіл відносної погонної маси крила запропоновано проводити як:

$$q_{mi} = \frac{m_{\text{кр}}}{L} \Lambda_i \quad (3.64)$$

де $\int_0^{0.5} \Lambda d\bar{z} = \int_0^{0.5} \frac{\rho_i b_i^2}{\rho_{\text{ср}} b_{\text{ср}}^2} d\bar{z} = 1$; ρ_i - щільність i -го перерізу; $\rho_{\text{ср}}$ - середня щільність крила; b_i^2 - квадрат хорди i -го перерізу; $b_{\text{ср}}^2$ - квадрат середньої хорди крила; $m_{\text{кр}} = \varphi m_{\text{кр}}^{\text{т}} + \mu$ - дійсне значення маси конструкції крила, $m_{\text{кр}}^{\text{т}}$ - теоретичне значення маси конструкції крила, φ - коефіцієнт повної маси крила; μ - постійний регресивний коефіцієнт. Проведено дослідження можливості використання модифікованої формули Шенлі у вигляді:

$$m_{кр}^T = 0,00468 k_{дм} k_{\eta} k_{дв} k_{ш} [k_{изг} n_{кр}^p (m^p - 0,8 m_{кр1})]^{0,55} \frac{(L_{кр}^p)^{1,675}}{\bar{c}_o^{0,45} (\cos \chi_{0,5})^{1,325}} + m_{мех} (3.65)$$

де $k_{дм}; k_{\eta}$ - коефіцієнти, які враховують масу додаткового матеріалу та звуження крила в плані: $k_{дм} = 1 + \frac{1,38}{\sqrt{L_{кр}^p}}$; $k_{\eta} = (1 + \frac{1}{\eta})^{0,4}$; $L_{кр}^p = L_{кр} / \cos \chi_{0,5}$;

$k_{изг} = 1 - \bar{z}_{под}^2$ - коефіцієнт, враховуючий вплив підкосу крила, для вільно несучих крил $\bar{z}_{под}^2 = 0$; $k_{ш}$ - коефіцієнти, враховуючий вплив розташування шасі; $k_{ш} = 1,0$, як що шасі змонтоване на крилі; $k_{ш} = 0,95$ - у випадку коли шасі на крилі відсутнє; m^p - розрахункове значення маси літака (без палива у консольній частині крила); $m_{кр1}$ - маса крила, знайдена по формулам першого наближення; $k_{дв} = 0,98 \div 1,05$ - значення коефіцієнта враховуючого тип, число і положення двигунів; $\bar{c}_o$ - максимальна відносна товщина крила для хорди по потоку; $\chi_{0,5}$ - кут стрілоподібності по 1/2 хорд $\operatorname{tg} \chi_{0,5} = \operatorname{tg} \chi_{0,25} - \frac{\eta-1}{\lambda(\eta+1)}$.

Маса механізації крила $m_{мех} = m_{закр} + m_{пр}$, визначається по Торенбіку або по формулам Паттерсона, як сума маси закрилків $m_{закр}$ та передкрилків $m_{пр}$ різних типів. Використовуючи статистичні дані про маси крил літаків транспортної категорії у діапазоні зльотної маси $m_0 = 46 \div 320$ тон, на основі регресивного аналізу визначено значення коефіцієнта повної маси крила $\varphi = 1,13427$ та постійний регресивний коефіцієнт $\mu = 0,298 * 10^4$. Залежність дійсної маси крила від теоретичної, для проектованого крила: $m_{кр} = 1,13427 * m_{кр}^T + 0,298 * 10^4$ кг. Аналіз показує, що значення відношення $\frac{m_{кр}^T}{m_{кр}}$ знаходиться в межах $0,67 \div 0,84$, це означає, що розрахунок $m_{кр}^T$ дає заниженні значення маси крила відносно $m_{кр}$ і подальші розрахунки навантажень будуть вестись с запасом міцності.

4.4. Розробка інформаційного забезпечення

Розробка інформаційного забезпечення та інтеграції структурних моделей методу показана на рис. 4.3. Кожна структурна модель має методичне та програмне забезпечення, яке визначає уніфіковані форми подання вхідної та вихідної інформації і є спільною областю для всіх оточуючих структурних моделей.

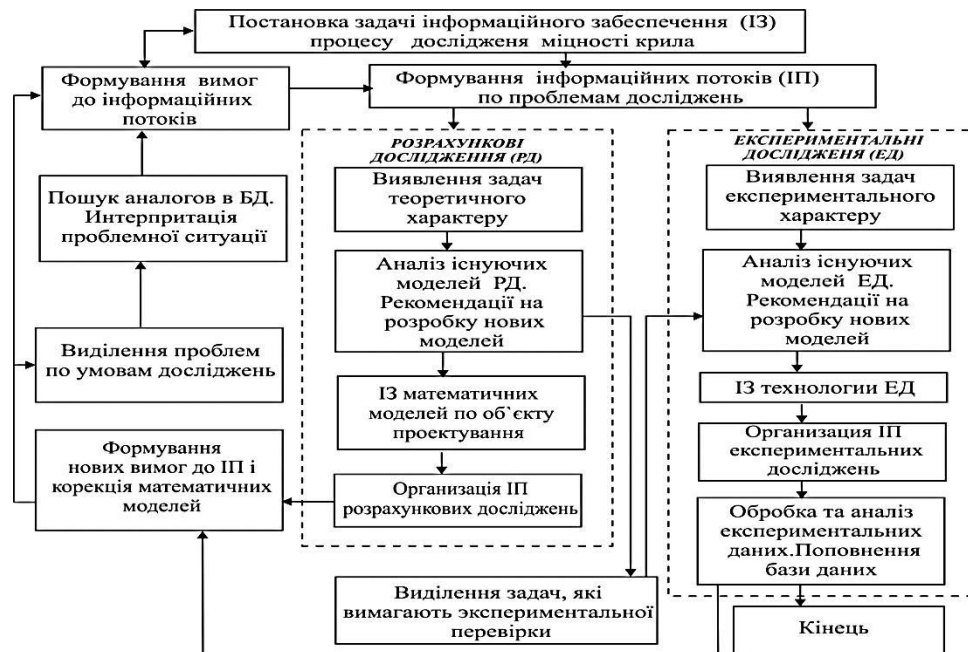


Рис. 4.3. Алгоритм інформаційного забезпечення структурних моделей методу.

Розподіл баз даних (БД) по мережі визначається видом інформації що в них зберігається: локальні БД (ЕД і РД) розміщені на робочих місцях (РМ) інженерів що ведуть розрахунки або експерименти, а загальнодоступні (експериментальна інформація, вихідні документи) - на сервері. Схема взаємодії інформаційних підсистем проектних досліджень показана на рис. 4.4.

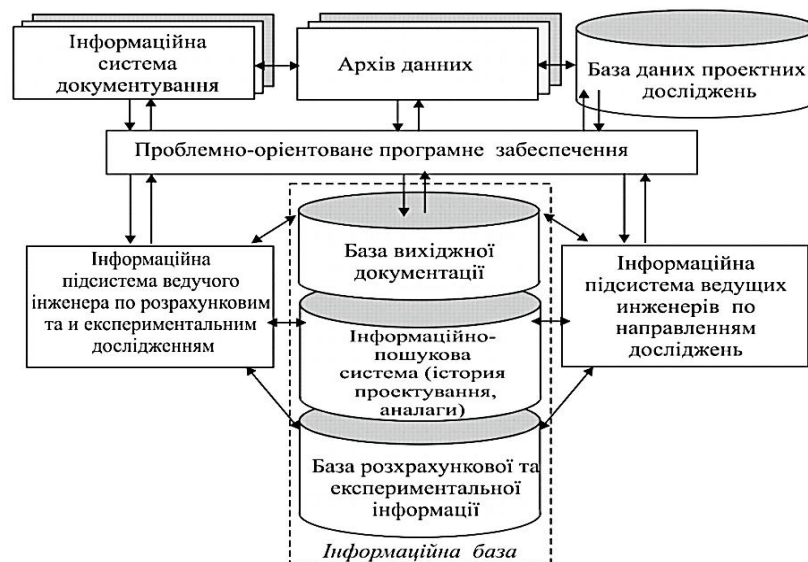


Рис. 4.4. Схема взаємодії інформаційних підсистем проектних досліджень.

Факторами економічної ефективності є скорочення часу пошуку і доступу до експериментальної інформації, а також збільшення інформативності процесу.

Висновки по розділу

Розроблено алгоритм визначення жорсткості крила дозвукового літака транспортної категорії на згин та кручення на початкових стадіях проектування, коли відомими є тільки аеродинамічна схема літака та вид в плані. Проведена розробка інформаційного забезпечення та інтеграції структурних моделей методу.

5. Оптимізація жорсткості крила та порівняння з реальними конструкціями

Розрахунок характеристик згінної жорсткості зроблено на прикладі прямокутного крила (рис.5.1.).

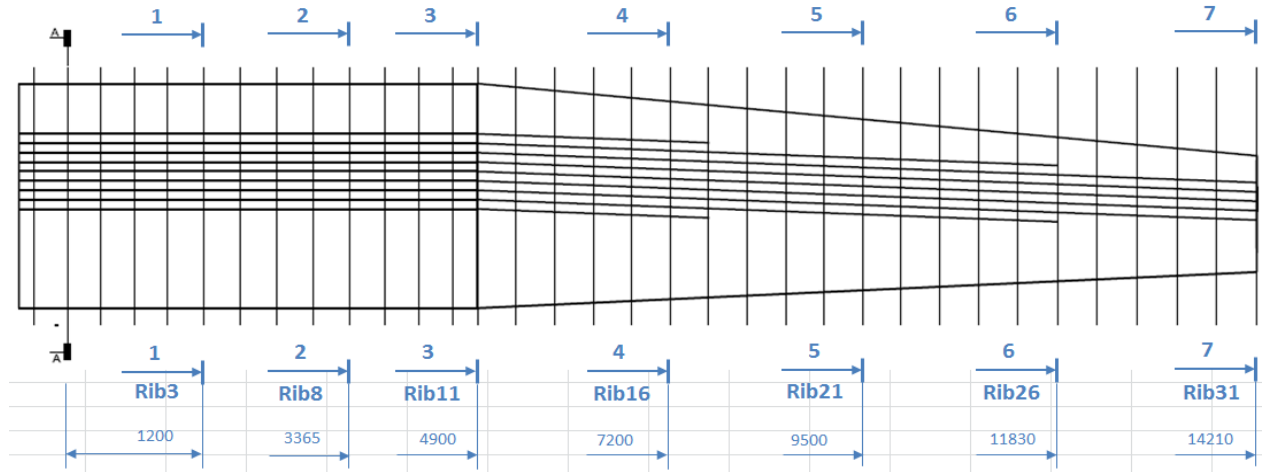


Рис. 5.1. Розрахунок характеристик згінної жорсткості прямокутного крила

Результати розрахунків зведені у таблицю №1.

Таблиця 1

№	Rib	Z, м	$E \cdot I_x$, кг*м ²	$G \cdot I_z$, кг*м ²	E, т/м ²	$E \cdot A$, т	A, м ²	A, см ²	X, м	Y, м
1	3	1,2	10251800	4868000	7500000	266032	0,035471	354,7093	0,525	0,022
2	8	3,365	8492400	4620000	7500000	216215	0,028829	288,2867	0,525	0,024
3	11	4,9	6368600	3774000	7500000	163541	0,021805	218,0547	0,527	0,034
4	16	7,2	3209200	2427000	7500000	98274	0,013103	131,032	0,494	0,1
5	21	9,5	1074600	898000	7500000	55013	0,007335	73,35067	0,385	0,224
6	26	11,83	570700	459000	7500000	46517	0,006202	62,02267	0,339	0,335
7	31	14,21	244600	173000	7500000	32227	0,004297	42,96933	0,297	0,507

На рис. 5.2. показано порівняння розрахункових згинальних моментів $\overline{M}_{xj}$ і згинальних моментів в бортовому перерізі крила транспортного літака в контрольних точках профілю польоту при виконанні типового рулювання, розбігу, польоту, приземлення і пробігу, в циклі «земля-повітря-земля», в процесі спеціального льотного експерименту.

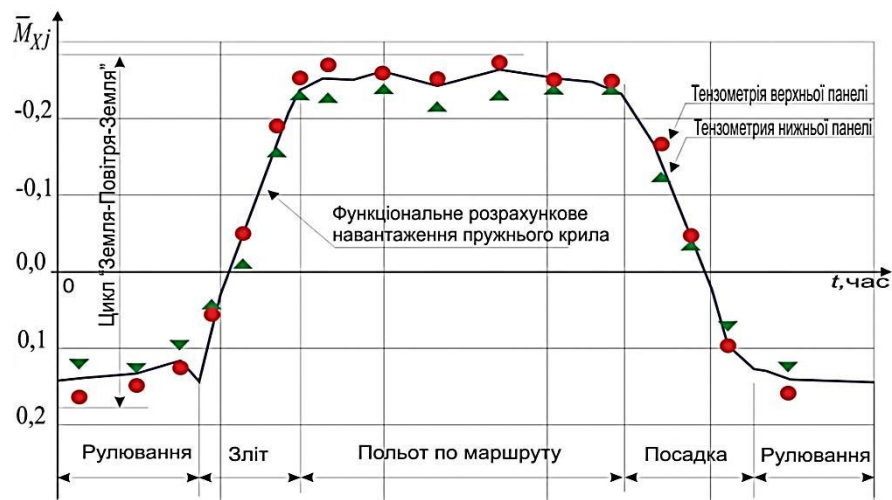


Рис. 5.2. Порівняння розрахункового відносного моменту $\bar{M}_{xj}$ в бортовому перерізі пружного крила з даними згинального моменту

Розрахунок жорсткостей показано на рис. 5.3.

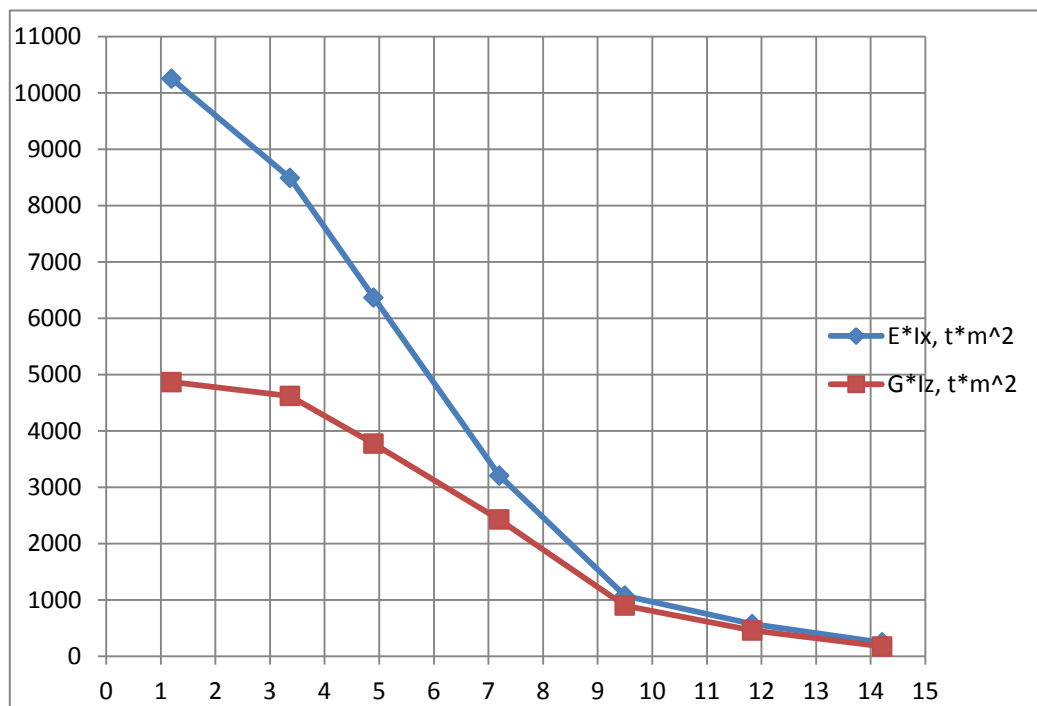


Рис. 5.3. Розрахунок жорсткостей

На рис. 5.4 показано порівняння розрахункових відносних згинальних моментів $\bar{M}_{xj}$ у чотирьох перерізах крила z , для певного сполучення маси навантаження і маси палива в крилі з перевантаженням $n_y = 2,0$ та $-1,0$ з максимальною швидкістю V_D , по результатам розрахунків жорсткості рекомендованої та реальної конструкції.

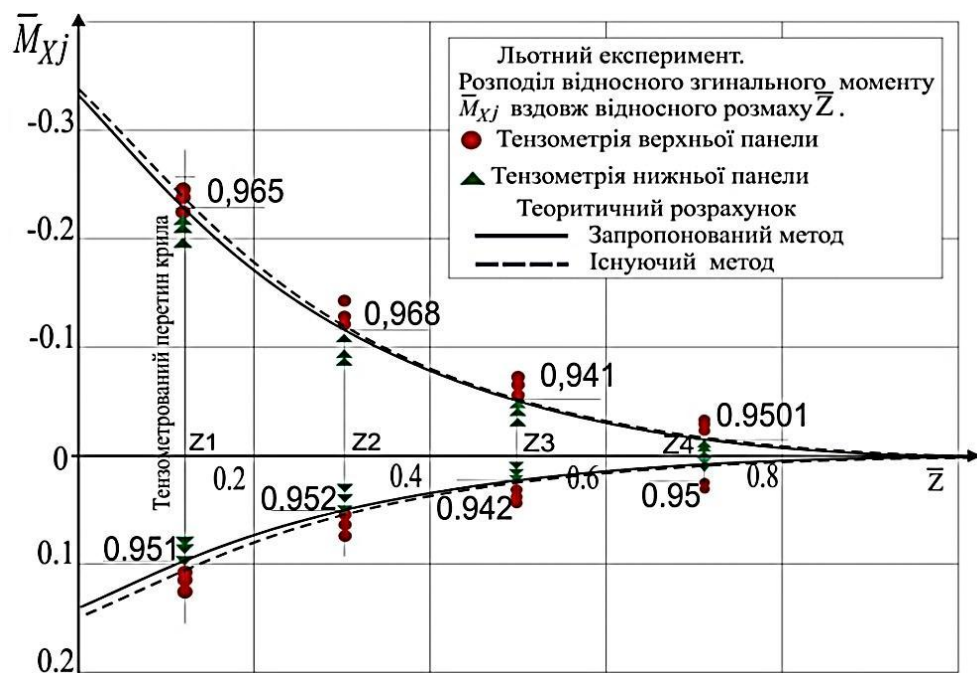


Рис. 5.4. Порівняння розрахунку відносного моменту $\bar{M}_{xj}$ запропонованого і існуючого методів.

Результати розрахунків зведені у додаток №1.

Висновки по розділу

Результати співпадіння значень згинального моменту в перетинах по розмаху крила при використанні рекомендованих та реальних жорсткостей конструкції знаходяться у межах 95÷96.5%, що відповідає інженерній точності розрахунків.

6. РОЗРОБКА СТАРТАП ПРОЕКТУ

6.1 Опис ідеї проекту

Розробка нових інноваційних продуктів є актуальною у всьому світі. Зростання розробки ідей стало більш популярним завдяки інструментам комунікації, які спростили систему пошуку ресурсів, технологій, інвесторів, споживачів та виробників. Метою проекту є впровадження новітніх технологій у всі сфери діяльності людини різного роду бізнесу.

Ідея проекту – надання послуг аутсорсингу у сфері інженерних послуг, за основу взята магістерська робота. Основна ідея проекту наведено у таблиці 1.

Таблиця 1.

Опис ідеї стартап-проекту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача користувача
Надання послуг аутсорсингу у сфері інженерних послуг	1.Інженерні послуги та модернізація обладнання	Звернувшись, клієнт отримує перелік доступних інженерних послуг або рекомендації що до модернізації обладнання.
	2.Дослідження та аналіз	Звернувшись, клієнт отримує можливість комплексно перевірити здатність обладнання до виготовлення певних видів продукту або обладнання та перевірити їх якісні властивості.
	3.Розробка програмного забезпечення	Звернувшись, клієнт отримує можливість отримати, якісні та сучасні розробки програмного забезпечення.

Проведено аналіз потенційних техніко-економічних переваг ідеї порівняно із пропозиціями конкурентів:

- визначено перелік техніко-економічних властивостей та характеристик ідеї;
- визначено конкурентів, що існують на ринку, проведено збір інформації щодо значень техніко-економічних показників для ідеї власного проекту та конкурентів;

- проведено порівняльний аналіз показників: для власної ідеї визначено показники, що мають а) гірші значення (W, слабкі); б) аналогічні (N, нейтральні) значення; в) кращі значення (S, сильні) (таблиця 2).

Таблиця 2

Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту

№	Техніко-економічні характеристики ідеї	(потенційні) товари/концепції конкурентів				W (слабка сторона)	N (нейтральна сторона)	S (сильна сторона)
		Проект	Конкурент1	Конкурент2	Конкурент3			
1.	Інженерні	має	має	має	має	-	-	+
2.	Дослідження	має	має	має	має	-	-	+
3.	Розробка програмного	має	має	має	має	-	-	+
4.	Креативний дизайн	має	має	має	має	-	-	+

Визначений перелік різних характеристик та властивостей ідеї потенційних послуг, що є основою для формування його конкурентності.

6.2. Технологічний аудит ідеї проекту

В межах даного підрозділу необхідно провести аудит технології, за допомогою якої можна реалізувати ідею проекту (технології створення товару).

Визначення технологічної здійсненності ідеї проекту передбачає аналіз таких складових (табл. 3):

- за якою технологією буде виготовлено товар згідно ідеї проекту?
- чи існують такі технології, чи їх потрібно розробити/додати?
- чи доступні такі технології авторам проекту?

Таблиця 3.

Технологічна здійсненність ідеї проекту

№ п/п	Ідея проекту	Технології її реалізації	Наявність технологій	Доступність технологій
	Надання послуг аутсорсингу та інших послуг	Створення веб сайту та оренда приміщення для роботи персоналу.	Дані технології існують. В розробці/добробі їх немає необхідності.	Так, дані технології доступні.
Обрана технологія реалізації ідеї проекту: є можливою				

За результатами аналізу таблиці робиться висновок щодо можливості технологічної реалізації проекту: так чи ні, а також технологічного шляху, яким це доцільно зробити (з поміж названих технологій обираються такі, що доступні авторам проекту та є наявними на ринку).

6.3. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту

Зазвичай на ринку є державні та приватні конструкторські відділи, які виконують роботу тільки на власні підприємствах та організації, що виконують послуги в сфері інжинірингу, аутсорсингу.

Таблиця 4.

Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проекту

№ п/п	Показники стану ринку (найменування)	Характеристика
1	Кількість головних гравців, од.	5
2	Динаміка ринку (якісна оцінка)	Зростає
3	Наявність обмежень для входу (вказати характер обмежень)	Масштабність
4	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	ДСТУ, ISO

Результатом аналізу таблиці робиться висновок, що ринок є привабливим для входження.

Визначаємо потенційні групи клієнтів, їх характеристики, та формуємо перелік вимог до товару для кожної групи (таб. 5).

Таблиця 5.

Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

№ п/п	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія (цільові сегменти ринку)	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до товару
	Базова потреба, яку задовольняє товар (згідно концепції потенційного товару)	Інженерні компанії	Необхідність виготовлення продукції у відповідності до різних норм та стандартів	-якість, -швидкість, -доступність.

Проводиться аналіз ринкового середовища: складаються таблиці факторів, що сприяють ринковому впровадженню проекту та факторів, що йому перешкоджають (табл. 6). Фактори в таблиці подані в порядку зменшення значущості.

Таблиця 6.

Підсумкова таблиця факторів політико-правового середовища.

№ п/п	Фактор	Зміст загрози		Можлива реакція компанії
		Можливості	Загрози	
1	Закони України про правовий захист підприємства: закони про підприємництво та роботу і організацію підприємства.	Безпека праці, захист майна, інтелектуальної власності	Зміна законодавства України	Плата податків. Участь на виборах та активна участь в контролі влади
2	Страховання	Захист від стихійних явищ та аварій.	Невідомо	Багатоетапна організація та планування праці, для зменшення кількості помилок в роботі.
3	Закони України про приватну власність	Захист інтересів	Несправедлив законодавств.	Захист від недобросовісних конкурентів. Боротьба за справедливість правовими методами.
4	Міжнародне та Європейське законодавство щодо функціонування підприємств та міждержавні угоди.	Нові клієнти в Європі та світі.	Не відповідність законів, несправедлив законодавство	Знання міжнародного та Європейського законодавства та відмова до співпраці в країнах де можуть бути несправедливе правове забезпечення

Продовження табл. 6.

№ п/п	Фактор	Зміст загрози		Можлива реакція компанії
		Можливість	Загрози	
5	Інтелектуальна власність та закони про захист інтелектуальної власності	Захист власних розробок	Не відповідність законодавства. Викрадення та копіювання ідей.	Найм фахівця із захисту інтелектуальної власності патентування, засекречування розробок та ідей. Охорона приміщення та персональних комп'ютерів
6	Військові дії та нестабільна політична ситуація в Україні	Нові замовлення для військового комплексу України	Небезпека утворення нестабільної ситуації та заворушень.	Універсальність запропонованих проєктів.
7	Рейдерські захоплення та несприятлива ситуація для підприємництва	Захист інтересів	Втрата власного підприємств	Захист від недобросовісних конкурентів. Боротьба за справедливість правовими методами.
8	Зростання кримінальності в Україні та корупція.	Нові клієнти В інших країнах та світі.	Втрата власного підприємства та коштів	Знання міжнародного та Європейського законодавства та відмова до співпраці в країнах де може бути несправедливе правове забезпечення

Таблиця 7.

Підсумкова таблиця факторів економічного середовища.

№ п/п	Фактор	Вплив фактору		Альтернативні шляхи вирішення проблеми чи реалізації можливості
		Можливість	Загрози	
1	Девальвація гривні.	Переконати клієнтів виробляти обладнання власними ресурсами в Україні.	Високий курс іноземних валют	Створити умови для незалежності національної валюти.
2	Збільшення чи зменшення ціни на конструкційні, робочі матеріалів	Нові проєкти.	Збільшення вартості наших проєктів.	Створити нові проєкти з мінімальним застосуванням дорогих матеріалів та їх заміна на дешевші.

№ п/п	Фактор	Зміст загрози		Можлива реакція компанії
		Можливості	Загрози	
3	Нестабільна економічна ситуація (кризи).	Докази важливості нашої діяльності	Не зацікавленість багатьох клієнтів у співпраці та розвитку.	Діяльність на покращення економічної ситуації в Україні та світі.
4	Інфляція	Вигідна співпраця в іноземних валютах.	Високі ціни на товари та зниження купівельної спроможності в	Падіння економіки, не зацікавленість багатьох підприємств у співпраці
5	Зростання цін на енергоресурси	Створення нових проектів енергозбереження для себе та клієнтів.	Невистачання коштів на оплату енергозабезпечення діяльності підприємства	Збільшити рентабельність на енергоаудит та обрати курс на створення енергоефективних виробництв.

Таблиця 8.

Підсумкова таблиця факторів науково-технічного середовища.

№ п/п	Фактор	Зміст загрози		Альтернативні шляхи вирішення проблеми чи реалізації можливості
		Можливість	Загрози	
1	Зміна та виникнення нових тенденцій в обраній сфері діяльності чи «технологічні прориви».	Змога самому створювати нові тенденції, в обраній діяльності (машинобудування та інші).	Втрата актуальності власних розробок.	Постійний пошук та моніторинг актуальних тенденцій в обраній сфері діяльності, пошук та розробка принципово нових інновацій.
2	Науково технічне відставання науки та техніки від провідних країн світу.	Створення власних тенденцій та технологій.	Не можливість забезпечити конкуренцію в даній галузі.	Спроба зацікавити іноземних інвесторів в актуальності нашого проекту.
3	Низька увага влади та суспільства на інноваційну діяльність.	Привернути увагу суспільства	Падіння зацікавленості потенційними клієнтами	Спроба переконати важливість нашої діяльності

Таблиця 9.

Підсумкова таблиця факторів демографічного середовища.

Фактори	Вплив фактору		Альтернативні шляхи вирішення проблеми чи реалізації можливості
	Можливості	Загрози	
Низька народжуваність	Створити нові напрямки діяльності.	Не достатня кількість фахівців та споживачів послуг	Спонукати молодих людей до створення сімей. Створення вигідних умов для роботи (вільні графіки роботи та робота дома). Знайти нових клієнтів в індустрії виробництва дитячих іграшок.
Високий середній вік населення (старіння населення)	Нові фахівці	Зменшення чисельності молодого покоління.	Перекваліфікація старішого покоління на сучасний рівень знань та навичок. Обмін знаннями та навичками між старшим та молодим поколінням.

Таблиця 10.

Підсумкова таблиця факторів соціо-культурного середовища.

Фактори	Вплив фактору		Альтернативні шляхи вирішення проблеми чи реалізації можливості
	Можливості	Загрози	
Інформатизація суспільства	Швидка комунікація з клієнтами та поставниками	Бракування живого спілкування	Створення зустрічей та виставок, де можна показати наші розробки та зацікавити споживачів наших послуг.
Зміна традицій ведення бізнесу в Україні та світі.	Зруйнувати недоліки минулої системи ведення бізнесу	Загрози нашій діяльності.	Спроба переконати в нашій правоті.
Забуття традицій.	Сприяння відновленню втрачених традицій	Втрата культурних цінностей.	Сприяння відновленню втрачених традицій.

Підсумкова таблиця факторів природного середовища.

Фактори	Вплив фактору		Альтернативні шляхи вирішення проблеми чи реалізації можливості
	Можливості	Загрози	
Землетруси	Проекти по відновленню, будівництву	Руйнування інфраструктури	Проекти по застосуванню нових технічних рішень в будівництві.
Повені	Проекти по відновленню, будівництву	Руйнування інфраструктури	Проекти по застосуванню нових технічних рішень в будівництві.
Урагани	Проекти по відновленню, будівництву	Руйнування інфраструктури	Проекти по застосуванню нових технічних рішень в будівництві.
Виверження вулканів	Проекти по відновленню, будівництву	Руйнування інфраструктури	Проекти по застосуванню нових технічних рішень в будівництві.
Аварії техногенного походження	Проекти по відновленню, будівництву	Руйнування інфраструктури	Проекти по застосуванню нових технічних рішень в будівництві.

Підсумкова таблиця впливу конкурентів

Фактори	Вплив фактору		Альтернативні шляхи вирішення проблеми чи реалізації можливості
	Можливості	Загрози	
Конкурентоспроможність підприємства та конкурентів.	Виграш в конкуренції	Програш в конкуренції	Постійний пошук способів підвищення конкуренції.
Насиченість ринку	Виграш в конкуренції	Програш в конкуренції	Пошук нових ринків та видів послуг.
Кількість послуг, що надаються.	Виграш в конкуренції	Програш в конкуренції	Пошук нових послуг, які ще не освоєні конкурентами.
Вартість послуг.	Виграш в конкуренції	Програш в конкуренції	Пошук способів зниження вартості надання послуг.
Якість послуг.	Виграш в конкуренції	Програш в конкуренції	Пошук способів підвищення якості надання послуг, чи створення нових послуг, що не надаються іншими компаніями.
Імідж компанії	Більша зацікавленість споживачів	Втрата іміджу та недобросовісна конкуренція	Працювати над покращенням іміджу компанії Залучення засобів масової інформації

Таблиця 13.

Підсумкова таблиця впливу постачальників

Фактори	Вплив фактору		Альтернативні шляхи вирішення проблеми чи реалізації можливості
	Можливості	Загрози	
Вартість послуг	Збільшення доходу	Втрата доходу	Пошук дешевших послуг постачальників. Створити вигідні для обох сторін умови.
Якість надання послуг	Збільшення іміджу	Зниження іміджу	Забезпечити якість та швидкість постачання.
Кількість постачальників	Збільшення доходу	Втрата доходу	Можливість роботи по всій країні та за кордоном.

Таблиця 14.

Підсумкова таблиця впливу контактних аудиторій

Фактори	Вплив фактору		Альтернативні шляхи вирішення проблеми чи реалізації можливості
	Можливості	Загрози	
Зацікавленість.	Збільшення зацікавленості	Зниження зацікавленості	Виявити інтерес до нашого проекту місцевих жителів, аудиторів, засобах масової інформації.

Далі проведено аналіз ринкового середовища: складаємо таблиці факторів, що сприяють ринковому впровадженню проекту, та факторів, що йому перешкоджають (таблиці 15 та 16). Фактори в таблиці подавати в порядку зменшення значущості.

Фактори загроз

Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
Закони України про приватну власність	Несправедливе законодавство	Захист від недобросовісних конкурентів. Боротьба за справедливість правовими методами.
Військові дії та нестабільна політична ситуація в Україні	Небезпека утворення нестабільної ситуації та заворушень	Універсальність запропонованих проектів.
Економічні криза Інфляція, Підвищення цін на сировину.	Впливає на спроможність компаній на модернізацію та переобладнання	Підвищення/пониження ціни на продукти; прив'язка до стійкої валюти
Науково технічне відставання	Не можливість забезпечити конкуренцію в даній галузі	Пошук та моніторинг актуальних рішень в обраній та в суміжних сферах діяльності. Залучення наукових робітників до розробки обладнання.
Демографічні: Зниження народжуваності та кількості населення.	Зниження кількості потенційних споживачів продукції, зниження попиту. Зменшення кількості кваліфікованих кадрів для роботи проекту.	Пошук нових клієнтів та проектування обладнання та вихід на міжнародні ринки
Соціо-культурні: Консервативність поглядів споживачів	Небажання споживачів впроваджувати інноваційні рішення	Пояснення споживачам, що пропоновані послуги зможуть підвищити ефективність виробництва
Природні: Пожежі, землетруси, повені, урагани	Руйнування інфраструктури.	Протидія стихійним явищам шляхом облаштування захистом від стихійних явищ, проведення інструктажу з техніки безпеки.

Фактори можливостей

Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
Науково-технічні	Залучення молодих та перспективних кадрів та співпраця з вищими навчальними закладами	Розробка нового обладнання та конструкцій змішувальних елементів. Впровадження даної технології та декларування власної ціни на дану пропозицію.
Демографічні: Зростання населення	Збільшення попиту на різні типи продукцій	Збільшення числа потенційних клієнтів в майбутньому.
Соціально-культурні: Консервативність поглядів споживачів	Небажання споживачів купувати нове обладнання	Пропонувати споживачам замість купівлі нового обладнання модернізацію їх виробництва за допомогою наших послуг
Зростання цін на енергоресурси	Створення нових проектів енергозбереження для себе та клієнтів.	Збільшити рентабельність на енергоаудит та обрати курс на створення енергоефективних виробництв.
Науково технічне відставання науки та техніки від провідних країн світу.	Створення власних тенденцій та технологій.	Спроба зацікавити іноземних інвесторів в актуальності нашого проекту
Високий середній вік населення (старіння населення)	Нові фахівці	Перекваліфікація старішого покоління на сучасний рівень знань та навичок. Обмін знаннями та навичками між старшим та молодим поколінням.

Далі проводимо аналіз пропозиції: визначаються загальні риси конкуренції на ринку (таблиця 17).

Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється дана характеристика	Вплив на діяльність підприємства (можливі дії компанії, щоб бути конкуренто-спроможною)
1. Тип конкуренції Олігополія	Мала кількість спеціалістів здатних виконувати комплексну роботу.	Співпраця з технічними вузами
2. За рівнем конкурентної боротьби національний	Якісні інженерні послуги необхідні на кожному підприємстві	Співпраця з інженерним відділом
3. За галузевою ознакою міжгалузева	На підприємстві працюють працівники здатні надавати широкий спектр послуг.	Компанія охоплює майже усі напрямки розробок і може надати якісні послуги.
4. Конкуренція за видами товарів товарно-видова між бажаннями	Можливість розробки стандартизованих та індивідуальних проектів.	Підприємство орієнтоване на різні руди бізнесу.
5. За характером конкурентних переваг цінова	Конкурентно низька ціна та висока якість продукції, розроблення якісного і дешевшого обладнання	Нішу якісного дешевого обладнання в Україні та світі.
6. За інтенсивністю - марочна	Зробити всесвітньо відому компанію	Можливість надавати послуги по усьому світу.

Після аналізу конкуренції проводиться більш детальний аналіз умов конкуренції в галузі (таблиця 18).

Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером

Складові аналізу	Прямі конкуренти в галузі	Потенційні конкуренти	Постачальники	Клієнти	Товари-замінники
	Підприємства, які займаються аутсорсингом промислових підприємств	Підприємство яке почне співпрацювати з технічними вузами.	Мають вплив на основний напрям (аутсорсинг) і на напрям по продажу товарів (комплектуючих виробів та ін.)	- не конкурентно спроможне обладнання -високі ціни на товари -не досить якісні послуги.	—
Висновки:	Мало підприємств, які можуть надати якісні послуги за низькою ціною.	Інвестор, який вирішить спрацювати на перспективу, може стати конкурентом почавши працювати з університетами.	Залежить час поставки комплектуючих та їх вартість.	Конкурентно спроможні за низькою ціною якісні послуги та товари.	Буде надаватись комплексний перелік послуг

На основі аналізу конкуренції, проведеного в (таблиця 18), а також із урахуванням характеристик ідеї проекту (таблиця 4), вимог споживачів до товару (таблиця 5) та факторів маркетингового середовища (таблиця 15, 16) визначається та обґрунтовується перелік факторів конкуренто-спроможності. Аналіз оформлюється за таблиця 19.

Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування (наведення чинників, що роблять фактор для порівняння конкурентних проектів значущим)
1	Низька ціна	Співпраця з базами університетів, залучення молодих фахівців для розробки, низькі ціни, товари будуть закуповуватись у виробників, а продаватися в роздріб на сайті та в живу.
2	Якість(швидкість та надійність)	При замовленні послуг покупець отримає якісну обслуговування та матиме можливість проконсультуватися по відповідним питанням.
3	Комплексний підхід	Надання комплексу послуг по розробці, виготовленню і монтажу, постачання товарів по низьким цінам

За визначеними факторами конкурентоспроможності (таблиця 19) проводиться аналіз сильних та слабких сторін стартап-проекту (таблиця 20).

Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Бали 1-20	Рейтинг товарів-конкурентів у порівнянні проектом						
			-3	-2	-1	0	+1	+2	+3
1.	Новизна впровадження проекту	6			◇	△	□		
2.	Швидкість виконання замовлення	10		◇	□		△		
3.	Асортимент послуг	7	△			◇		□	
4.	Якість кінцевої продукції	8		△		□	◇		

△ – ukrengsol.com

◇ - backofficepro.com

Сильні сторони	Слабкі сторони
Асортимент, Низька ціна	Швидкість надання послуг, Асортимент
Якість кінцевої продукції;	Асортимент, Висока ціна
Асортимент,	Швидкість надання послуг, Новизна впроваджених проектів

Визначені альтернативи аналізуються з точки зору строків та ймовірності отримання ресурсів (таблиця 21)

Таблиця 21.

Альтернативи ринкового впровадження стартап-проекту

№ п/п	Альтернатива (орієнтовний комплекс заходів) ринкової поведінки	Ймовірність отримання ресурсів	Строки реалізації
1	Загарбник	Значні	Максимум рік
2	Наступник	Суттєві	Максимум рік

Формулювання управлінської проблеми SWOT-аналіз.

Сильні сторони	Слабкі сторони
- новизна проекту; - спроможність проекту збільшити конкурентоспроможність споживачів підприємств промисловості; - низька вартість впровадження проекту (його можна створити навіть власними зусиллями); - можливо збільшити кількість наданих послуг та працювати з обладнанням в інших видах промисловості (фармацевтична, машинобудівна тощо), - більш швидкий вихід товарів на ринок.	- низька дохідність проекту внаслідок низької зацікавленості споживачів; - програш іноземним компаніям; - відсутність чітких правил співпраці підприємства та аутсорсера
Можливості	Загрози
Науково-технічні Демографічні: Зростання населення Соціально-культурні: Консервативність поглядів споживачів Зростання цін на енергоресурси Науково технічне відставання науки та техніки від провідних країн світу. Високий середній вік населення (старіння населення)	Закони України про приватну власність Військові дії та нестабільна політична ситуація в Україні Економічні криза Інфляція, Підвищення цін на сировину. Науково технічне відставання Демографічні: Зниження народжуваності та кількості населення. Соціо-культурні: Консервативність поглядів споживачів

6.4 Розроблення ринкової стратегії стартап-проекту

Розроблення ринкової стратегії першим кроком передбачає визначення стратегії охоплення ринку: опис цільових груп потенційних споживачів (табл. 23).

Таблиця 23.

Вибір цільових груп потенційних споживачів

№ п/п	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів сприйняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільової групи (сегменту)	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Простота входу в сегмент
1	Малі приватні промислові підприємства	Висока	Високий	Мала	Висока
2	Великі промислові підприємства	Середня	Середній	Висока	Середня

Сформовано базову стратегію розвитку (табл. 24).

Таблиця 24.

Визначення базової стратегії розвитку

№ п/п	Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія охоплення ринку	Ключові конкуренто-спроможні позиції відповідно до обраної альтернативи	Базова стратегія розвитку*
1	Наступник	Концентрація на потребах одного цільового сегменту	Надання аутсорсингових інженерних послуг промисловим підприємствам	Стратегія спеціалізації

Наступним кроком є вибір стратегії конкурентної поведінки (табл. 25)

Таблиця 25.

Визначення базової стратегії конкурентної поведінки

№ п/п	Чи є проект «першопрохідцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які?	Стратегія конкурентної поведінки*
	Цей проект не є першопрохідцем для підприємств.	Пошук нових споживачів та розширення своєї діяльності	Копіювання популярних послуг: - Розробка програмного забезпечення - Аутсорсинг - Архітектура та дизайн	Стратегія виклику лідера

На основі вимог споживачів з обраних сегментів до постачальника (стартап-компанії) та до продукту (таблиця 5), а також в залежності від обраної базової стратегії розвитку (таблиця 24) та стратегії конкурентної поведінки (таблиця 25) розробляється стратегія позиціонування (таблиця 26), що полягає у формуванні ринкової позиції (комплексу асоціацій), за яким споживачі мають ідентифікувати торговельну проект.

Таблиця 26.

Визначення стратегії позиціонування

№ п/п	Вимоги до товару цільової аудиторії	Базова стратегія розвитку	Ключові конкуренто спроможні позиції власного стартап проекту	Вибір асоціацій, які мають сформувати комплексну позицію власного проекту*
	Якісне надання послуг	Стратегія спеціалізації	Стратегія виклику лідера	Конкуренто-спроможне та інноваційне обладнання, за низькою ціною

6.5. Розроблення маркетингової програми стартап-проекту

Першим кроком є формування маркетингової концепції товару, який отримає споживач. Для цього у табл. 27 потрібно підсумувати результати попереднього аналізу конкурентоспроможності товару.

Таблиця 27.

Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

№ п/п	Потреба	Вигода, яку пропонує послуга	Ключові переваги перед конкурентами (існуючі або такі, що потрібно створити)
1.	Потреба в надійному та високо кваліфікованому аутсорсингу	Швидкість, надійність(надання консультацій в продовж року) та комунікабельність персоналу	Швидкість, не висока ціна, надійність та комунікабельність персоналу

Надалі розробляється трирівнева маркетингова модель товару: уточнюється ідея послуги, його фізичні складові, особливості процесу його надання (таблиця 28).

Далі розглядаємо техніко-економічні характеристики кожного рівню товару, отримані дані вносимо до таблиці 28.

Опис трьох рівнів моделі товару

Рівні товару	Сутність та складові		
I. Послуга за задумом	Опис базової потреби споживача, яку задовольняє послуга (згідно концепції), її основної функціональної вигоди:		
	Надання надійного та високо кваліфікованому аутсорсингу, що дозволяє зменшити витрати на утримання штату працівників.		
II. Послуга у реальному виконанні	Властивості/характеристики	М/Нм	Вр/Тх /Тл/Е/Ор
	1. Економічності: зниження затрат на ремонт обладнання, зменшення простоїв виробництва; 2. Призначення: хімічні, харчові та будівельні компанії. 3. Технологічні: оптимізації витрат праці та часу. 4. Ергономічність: зручність та доступність до всіх елементів конструкції; 5. Безпека: відповідність нормативам; 6. Екологічність: відповідність нормативам.	—/+	+ /+ /+ /+ /+
	Якість: стандарти, нормативи, параметри тестування міжнародні та вітчизняні стандарти ДСТУ, 180, ОШ та інші.		
	Документи виконані з логотипом підприємства.		
	Марка: VPV		
III. Послуга із підкріпленням	До продажу: представлення клієнту проекту		
	Після продажу: гарантійні консультації		
За рахунок чого потенційний товар буде захищено від копіювання: Використання власних запатентованих розробок та методів оптимізації, консультування та шляхів розв’язку проблеми.			

Наступним кроком є визначення оптимальної системи збуту, в межах якого приймається рішення (таблиця 28):

Таблиця 28.

Формування системи збуту

№ п/п	Специфіка закупівельної поведінки цільових клієнтів	Функції збуту, які має виконувати постачальник товару	Глибина каналу збуту	Оптимальна система збуту
1.	Замовлення проекту	Швидкість виконання, надійність(надання консультацій в продовж року)	Глибока	Власні сили

При визначенні оптимальної системи збуту було вирішено, буде проводитись збут власними силами. Складової маркетингової програми є розроблення концепції маркетингових комунікацій, що спирається на попередньо обрану основу для позиціонування, визначену специфіку поведінки клієнтів (таблиця 29).

Таблиця 29.

Концепція маркетингових комунікацій

Специфіка поведінки цільових клієнтів	Канали комунікацій, якими користуються цільові клієнти	Ключові позиції, обрані для позиціонування
Орієнтована на використання вузькоспеціальної комунікації, що визначається особливістю галузевої приналежності	Інтернет, виставки, друкована продукція	Спеціалізовані виставки такі як: Міжнародна спеціалізована виставка ТЕХНОЛОГІЇ ЗАХИСТУ; Міжнародний авіакосмічний салон АВІАСВІТ; Галузева експозиція ПЕК УКРАЇНИ; MINING INDUSTRY EXPO; Міжнародна спеціалізована виставка НАФТОГАЗЕКСПО; Міжнародний водний форум AQUA UKRAINE; Міжнародна агропромислова виставка АГРОФОРУМ; На виставках буде пропонуватись друкована продукція. В мережі інтернет буде здійснюватися, адресна розсилка комерційних пропозицій за базою даних потенційних клієнтів, також буде розміщено рекламу на основних профільних сайтах та в соціальних мережах.

Отже, в результаті є створення ринкової програми, що включає в себе концепції товару, збуту, просування та попередній аналіз можливостей

ціноутворення, спирається на цінності та потреби потенційних клієнтів, конкурентні переваги ідеї, стан та динаміку ринкового середовища та відповідну обрану альтернативу ринкової поведінки.

Висновки до розділу

Відповідно до проведеного аналізу перспективи впровадження з огляду на потенційні групи клієнтів, бар'єри входження, стан конкуренції, конкурентоспроможність проекту, поява проекту є актуальна так як на ринку мала кількість компаній, які надають схожий спектр послуг та має перспективи росту на ринку послуг.

ВИСНОВКИ

У даній роботі викладено теоретичне узагальнення і вирішення актуальної наукової задачі – визначення параметрів жорсткості аеродинамічних поверхонь літака дозволить визначати діючі навантаження з урахуванням ефектів статичної аеропружності в умовах проектної невизначеності.

Теоретичне значення отриманих результатів полягає у визначенні розподілу аеродинамічних сил по розмаху крила з урахуванням статичної аеропружності та визначення жорсткісних та аеродинамічних характеристик пружної моделі крила літака.

Практичне значення отриманих результатів полягає у визначенні діючих навантажень з урахуванням ефектів статичної аеропружності в умовах проектної невизначеності, забезпечення вхідними даними для теоретичних розрахунків в умовах дефіциту інформації на основі статичних даних.

На підставі виконаних досліджень зроблені наступні висновки:

1. Виведені основні рівняння математичної моделі пружного крила. Рівняння представлені у матричній формі, оскільки у такій формі вони мають більшу практичну цінність. Адаптивність математичної моделі пружного крила дозволяє легко налаштовувати її під будь-яку геометрію крила.

2. Розроблено алгоритм визначення жорсткості крила дозвукового літака транспортної категорії на згин та кручення на початкових стадіях проектування, коли відомими є тільки аеродинамічна схема літака та вид в плані. Проведена розробка інформаційного забезпечення та інтеграції структурних моделей методу.

3. Показано результати розрахунку значень згинального моменту в перетинах по розмаху крила при використанні рекомендованих та реальних жорсткостей конструкції знаходяться у межах 95÷96.5%, що відповідає інженерній точності розрахунків.

4. Досліджено можливість та ефективність ринкової комерціалізації проекту, визначено загальні напрями використання та проаналізовано ринкові можливості щодо реалізації стартап-проекту.

Список використаної літератури

1. Бондарь Ю. И. Прилади та інженерні технології визначення зовнішніх навантажень на несучі поверхні літака./ Бондарь Ю. И., Зинченко В. П. // Приладобудування 2010, стан та перспективи: IX Між-нар. наук-техн. конф. НТУУ "КПІ".- К., 2010. -С. 112.
2. Бісплігхофф Р. Л., Ешлі Х., Халфмеї Р. Л. Аеропружність. М.:ІЛ, 1958. 799с.
3. Кан С. Н., Свердлов А. І. Розрахунок літака на міцність. М.: Оборонгиз, 1966. 519 с.
4. Горощенко Б. Т., Д'яченко А. А., Фадєєв Н. Н. Ескізне проектування літака. М.: Машинобудування, 1970. 327 с.
5. Єгер С. М. Проектування літаків. М.: Машинобудування, 1964. 417 с.
6. Бондарь Ю. И. Комплекс программ расчета нагрузок на крыло сложной пространственной конфигурации с учетом эффектов статической аэроупругости / Бондарь Ю. И., Зинченко В. П.// Гіротехнології, навігація, керування рухом: VII Між-нар. наук-техн. конф. НТУУ "КПІ". Тези допов. - К., 2009. -С. 132-138.
7. Краснов Н. Ф. Прикладная аэродинамика. - М- Высш. шк., 1974.- 731 с.
8. Бондарь Ю. И. Математическая модель крыла упругого самолета и влияние ее параметров на внешние нагрузки, полученные с учетом эффектов статической аэроупругости / Ю.И. Бондарь // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ".- Вып. 53.-Х., 2012. -С. 144-151.
9. Бондарь Ю. И. Вторичная обработка результатов аэродинамических дренажных испытаний / Ю.И. Бондарь // Открытые информационные и компьютерные интегриро-ванные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ".- Вып. 55.-Х., 2012. -С. 118-126.
- 10.Бондарь Ю. И. Влияние эффектов статической аэроупругости на перераспределение аэродинамической нагрузки по стреловидному крылу

упругого самолета / Ю. И. Бондарь // Гіротехнології, навігація, керування рухом: VIII Між-нар. наук-техн. конф. НТУУ "КПІ". Тези доповідей. - К., 2011. -С. 96-104.

- 11.Бондарь Ю. И. Методика проведения аэродинамических дренажных испытаний с использованием численных методов расчета и обработки результатов / Ю. И. Бондарь / Актуальні проблеми розвитку авіа.техніки: наук-практ. конф. МОУ, ДНДІА, НАУ. Тези доповідей. - К., 2011. -С. 19.
- 12.Шенлі Ф. Р. Аналіз ваги і міцності літакових конструкцій. М.: Оборонгиз, 1957. 406 с.
- 13.Бондарь Ю. И. Метод приведения расчетных аэродинамических характеристик к результатам дренажных испытаний модели самолета транспортной категории / Ю.И. Бондарь // Вестник самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва. - Вып.1. -Самара, 2014. -С. 19-27.
- 14.Пустыльник Е. И. Статистические методы анализа и обработки наблюдений / Е. И. Пустыльник.// Наука, Москва, 1968 г., 288 стр.
- 15.Бондарь Ю.И. Прогнозирование массовых характеристик крыла самолета транспортной категории в условиях проектной неопределенности / Ю.И. Бондарь, В. В. Сухов // Механіка гіроскопічних систем: науково-технічн. збірн НТУУ "КПІ". - Вып. 28, - К., 2014. -С. 27-32.
- 16.Шейнін В. М., Козловський В. І. Вагове проектування і ефективність пасажирських літаків. Т. 1 і Т. 2. М.: Машинобудування, 1977. 339 с. і 204 с.
- 17.Шенлі Ф. Р. Аналіз ваги і міцності літакових конструкцій. М.: Оборонгиз, 1957. 406 с.

Додаткова література.

- 18.Владимирова М. С. Дослідження ринку консалтингових послуг в Україні/ М. С. Владимирова, Ю. О. Маньковська // Харківський національний університет міського господарства імені О. М. Бекетова, – 2015, – С. 63-64

- 19.Розроблення стартап-проекту [Електронний ресурс] : Методичні рекомендації до виконання розділу магістерських дисертацій для студентів інженерних спеціальностей / За заг. ред. О.А. Гавриша. – Київ : НТУУ «КПІ», 2016. – 28 с.
- 20.Форсайт економіки України: середньостроковий (2015–2020 роки) і довгостроковий (2020–2030 роки) часові горизонти / наук. керівник проекту акад. НАН України М. З. Згуровський // Міжнародна рада з науки (ICSU); Комітет із системного аналізу при Президії НАН України; Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут»; Інститут прикладного системного аналізу НАН України і МОН України; Світовий центр даних з геоінформатики та сталого розвитку. — Київ : НТУУ «КПІ», 2015. — 136 с. ISBN 978-966-622-716-7.
- 21.Yudina N.V. Methods of the Startup-Project Developing Based on ‘the Four-Dimensional Thinking’ in Information Society // Marketing and Management of innovations. – 3’2017. – P.245-256.-DOI:10.21272/mmi.2017.3-23 Access mode : <http://mmi.fem.sumdu.edu.ua/journals/2017/3/245-256>.
- 22.Юдіна Н. В. Міждисциплінарні платформи стартап-проектів [Електронний ресурс] // Міждисциплінарні дискусії : Матеріали науково -теоретичного семінару «Міждисциплінарні дослідження: теоретико-методологічні виміри», 5 грудня 2017 р. – Київ, Київський національний університет імені Тараса Шевченка Інститут міжнародних відносин Навчально-науковий центр «Синтез». – 2017. – С. 20-24. - Режим доступу [http://mail.iir.edu.ua/uploads/files/tezi%20ceminar%20synthesis%205%2012%202017%20final%20\(1\).pdf](http://mail.iir.edu.ua/uploads/files/tezi%20ceminar%20synthesis%205%2012%202017%20final%20(1).pdf).
- 23.Юдіна Н. В. Визначення циклічних залежностей в економіці України на основі аналізу окремих макроекономічних показників. Економічний Вісник НТУУ «КПІ». №13(2016). <http://ev.fmm.kpi.ua/article/view/80084/75643>

24.Юдина Н. В. Антикризисные маркетинговые инструменты инновационного развития предприятий / Н.В. Юдина // Маркетинг и финансы. –2014. – Т. 1. – С. 60– 72.

Додаток