

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

**НАВЧАЛЬНО-НАУКОВИЙ МЕХАНІКО-МАШИНОБУДІВНИЙ ІНСТИТУТ
КАФЕДРА ДИНАМІКИ І МІЦНОСТІ МАШИН ТА ОПОРУ МАТЕРІАЛІВ**

«На правах рукопису»
УДК _____

«До захисту допущено»

Завідувач кафедри

_____ Сергій ПИСКУНОВ

«__» _____ 2021 р.

Магістерська дисертація

на здобуття ступеня магістра

за освітньо-професійною програмою «Динаміка і міцність машин»

зі спеціальності 131 «Прикладна механіка»

**на тему: «Дослідження флатерних характеристик пасажирського літака з
урахуванням розташування силової установки»**

Виконала:

студентка VI курсу, групи МП-01мп

Нестеренко Анастасія Володимирівна _____

Керівник:

д.т.н., проф.

Пискунов Сергій Олегович _____

Рецензент:

д.т.н., проф.

Данильченко Юрій Михайлович _____

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

Студентка _____

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Навчально-науковий Механіко-машинобудівний інститут
Кафедра динаміки і міцності машин та опору матеріалів

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – 131 «Прикладна механіка»

Освітньо-професійна програма – «Динаміка і міцність машин»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Сергій ПИСКУНОВ

«___» _____ 2021 р.

ЗАВДАННЯ
на магістерську дисертацію студентці
Нестеренко Анастасії Володимирівни

1. Тема дисертації «Дослідження флатерних характеристик пасажирського літака з урахуванням розташування силової установки», науковий керівник дисертації Пискунов Сергій Олегович. д.т.н., професор, затверджені наказом по університету від 01.11.2021 р. № 3611-с
2. Термін подання студентом дисертації: 10.12.2021 р.
3. Об'єкт дослідження: критичні швидкості флатера пасажирського літака.
4. Предмет дослідження: пошук найвигіднішого положення силової установки з точки зору флатера.
5. Перелік завдань, які потрібно розробити:
 - 1) Опис та природа виникнення такого явища як флатер, приведені основні конструктивні заходи щодо його усунення, обґрунтований вплив вибору певних конструктивних параметрів на критичну швидкість згинально-та крутильно-рульового флатера.
 - 2) Математичне моделювання літака та створення динамічно-подібної флатерної моделі для проведення подальших розрахунків у програмному комплексі IMAD.
 - 3) Розрахункок симетричного і антисиметричного спектру частот літака, отримані данні були порівняні та проаналізовані з результатами наземних частотних випробувань.

- 4) Проведення розрахунку характеристик згинально-крутильного флатера при різних положеннях силової установки.
- 5) Отримані данні були відображені на графіках та зроблені відповідні висновки.
- 6) Розробка стартап–проекту.

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу – 10.

7. Орієнтовний перелік публікацій – 1.

8. Дата видачі завдання: 01.09.2021 р.

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1	Аналіз літератури	01.09.21 – 20.10.21	
2	Математичне моделювання та створення динамічно-подібної флатерної моделі	21.10.21 – 25.10.2021	
3	Розрахунок симетричного і антисиметричного спектру частот літака	26.10.2021 – 02.11.2021	
4	Проведення розрахунку характеристик згинально-крутильного флатера при різних положеннях силової установки	03.11.2021 – 15.11.2021	
5	Порівняння та аналіз із наземними частотними випробуваннями	16.11.21 – 20.11.21	
6	Стартап-проект та висновки	20.11.21 – 10.12.21	

Студентка _____

Анастасія НЕСТЕРЕНКО

Науковий керівник _____

Сергій ПИСКУНОВ

АНОТАЦІЯ

на тему: «Дослідження флатерних характеристик пасажирського літака з урахуванням розташування силової установки»

У даній дипломній роботі представлений розрахунок критичних швидкостей флатера пасажирського літака. А саме, була створена математична модель літака в програмному комплексі IMAD, де був проведений розрахунок симетричного і антисиметричного спектру частот літака. Отриманий спектр частот був проаналізований та порівняний з результатами наземних частотних випробувань. Також, були проведені розрахунки характеристик згинально-крутильного флатера зі зміною положення двигуна в напрямку осі Z. Результати розрахунків були занесені до таблиць та відображені на графіках.

Загальний об'єм роботи: 86 сторінок, 13 рисунків, 36 таблиць, 11 бібліографічних найменувань.

Ключові слова: ФЛАТЕР, ЧИСЛО МАХА, ЧАСТОТА, ВИСОТА, ЗГИНАЛЬНО-РУЛЬОВИЙ ФЛАТЕР, ЗГИНАЛЬНО-КРУТИЛЬНИЙ ФЛАТЕР

ANNOTATION

on the topic: «Analysis of flutter's characteristics passenger plane with including accommodation power plant»

In this thesis presents the calculation of the critical speed of the flutter of a passenger aircraft. Namely, a mathematical model of the aircraft was created in the IMAD software package, where the calculation of the symmetric and antisymmetric frequency spectrum of the aircraft was performed. The obtained frequency spectrum was analyzed and compared with the results of ground frequency tests. Calculations of the characteristics of the bending-torsional flutter were also performed with a change in the position of the engine in the direction of the Z axis. The results of the calculations were recorded in tables and displayed on graphs.

Total volume of work: 86 pages, 13 drawing, 36tables, 11 bibliographic sources.

Keywords: FLUTTER, MACH NUMBER, FREQUENCY, ALTITUDE, BENDING-RUDDER FLUTTER, BENDING-TORSIONAL FLUTTER

Реферат

Дана робота складається з двох основних частин: теоретичної частини та практичного розрахунку.

В першій частині наведений опис та природа виникнення такого явища як флатер, приведені основні конструктивні заходи щодо його усунення, обґрунтований вплив вибору певних конструктивних параметрів на критичну швидкість згинально- та крутильно-рульового флатера. Також був приведений опис математичної моделі літака та параметрів розрахункових досліджень, повної динамічно-подібної флатерної моделі літака і параметрів модельних досліджень. До теоретичної частини був включений короткий огляд програмного комплексу IMAD, в якому проводились приведені розрахунки.

У практичній частині розглядається пасажирський літак, а саме, його основні технічні характеристики, масово-інерційні та жорсткісні характеристики крила та палива. Тут приведені результати розрахунків симетричного і антисиметричного спектру частот літака, отримані данні були порівняні та проаналізовані з результатами наземних частотних випробувань. Також був проведений розрахунок характеристик згинально-крутильного флатера при різних положеннях СУ. Конкретніше був проведений експеримент зі зміною положення двигунної силової установки шляхом зміщення її центра тяжіння вздовж осі Z, результати розрахунків порівнювалися між собою з точки зору пошуку найвищої швидкості флатера по найвищій індикаторній швидкості. Отримані данні були відображені на графіках та зроблені відповідні висновки.

Мета чисельного розрахунку – пошук найвигіднішого положення силової установки з точки зору флатера.

Список скорочень

МІХ - масово-інерційні характеристики;
ПСЛ - площа симетрії літака;
КАП - кінцева аеродинамічна поверхня;
КЧК - консольна частина крила;
н.к. - нервюра крила;
ДПФМ – динамічно-подібна флатерна модель;
ЛТХ- льотно-технічні характеристики;
ДУ- двигунна установка;
СУ- силова установка;
ММЛ- математична модель літака;
РН - руль напрямлення;
РВ - руль висоти;
ГСК - головна система координат;
ВО - вертикальне оперення;
ЗКФ- згинально-крутильний флатер;
СЗКФ- симетричний згинально-крутильний флатер;
АЗКФ- антисиметричний згинально-крутильний флатер;
ПСЛ – площа симетрії літака;
СІСУ- стенд ізольованої силової установки.

Зміст

1. ТЕОРЕТИЧНІ ПОЛОЖЕННЯ ДОСЛІДЖЕНЬ ЯВИЩА ФЛАТЕРА	7
1.1 Вступ	7
1.2 Основні конструктивні заходи щодо усунення флатера	13
1.3 Вплив конструктивних параметрів на величину критичної швидкості згинально-рульового флатера	15
1.4 Вплив конструктивних параметрів на величину критичної швидкості крутильно-рульового флатера	16
2. ОПИС ТА РЕЗУЛЬТАТИ ЕКСПЕРЕМЕНТАЛЬНИХ ДОСЛІДЖЕНЬ	17
2.1 Опис ММЛ та параметрів розрахункових досліджень	17
2.2 Опис повної ДПФМ літака і параметрів модельних досліджень	22
2.3 Опис програмного комплексу IMAD	25
2.4 Аналіз флатера	28
2.4.1 Лінеаризована модель	29
2.4.2 Розрахунок флатера	31
3. АНАЛІЗ ТА ПОРІВНЯННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ	34
3.1 Вступ	34
3.2 Початкові данні	38
3.2.1 Основні технічні дані літака	38
3.2.2 МІХ крила та палива	39
3.3 Результати розрахунків	46
3.3.1 Розрахунок симетричного і антисиметричного спектру частот літака	46
3.3.2 Порівняння отриманого спектра частот з наземними частотними випробовуваннями	53
3.3.4 Висновки	65
4. ДОСЛІДЖЕННЯ ІНШИХ НАУКОВЦІВ	66
Висновки	68
5. РОЗРОБЛЕННЯ СТАРТАП ПРОЕКТУ	69
5.1 Опис ідеї проекту	70
5.2 Технологічний аудит	70
5.3 Розроблення ринкової стратегії проекту	78
5.4 Розроблення маркетингової програми стартап-проекту	80
6. Список використаної літератури	82

1. ТЕОРЕТИЧНІ ПОЛОЖЕННЯ ДОСЛІДЖЕНЬ ЯВИЩА ФЛАТЕРА

1.1 Вступ

Дана дипломна робота була написана на ДП «Антонов» в секторі аеропружності. Задачі сектора повністю співпадають з його назвою, тут вирішуються питання безпеки літака від таких явищ як флатер, реверс та дивергенція з урахуванням актуальних норм проектування та сертифікації.

Для вирішення указаних задач сектором застосовуються розрахункові та експериментальні методи. Підтвердження безпеки об'єднується процедурами сертифікації.

Розрахункові методи включають в себе:

- підготовку вихідних даних для створення пружно-масових математичних моделей літаків і динамічно-подібних флатерних моделей (ДПФМ);
- створення математичних пружно-масових моделей з аеродинамічними поверхнями різної складності (балочна схематизація);
- розрахунки модальних характеристик моделей і доведення їх до результатів експерименту;
- розрахунки флатера, реверсу і дивергенції;

- розрахунки льотних експериментів;
- розрахунки параметрів ДПФМ.

Експериментальні методи:

- проектування, супровід виготовлення, доведення ДПФМ;
- підготовка і участь в проведенні частотних (модальних) випробувань ДПФМ, натурного літака і його агрегатів;
- підготовка і проведення експерименту на ДПФМ в аеродинамічній трубі;
- підготовка і участь в проведенні льотних флатерних випробувань літака.

Сертифікація літака включає в себе:

- аналіз застосовуваних норм сертифікації;
- складання сертифікаційного базису, програм сертифікації;
- підготовка доказових документів для сертифікації літака.

При динамічній постановці задач теорії аеропружності на рівні з аеродинамічними та пружними силами розглядаються також сили інерції, та досліджується розвиток процесів деформації в часі. Таке дослідження дозволяє виявити важливі риси аеропружних явищ, котрі неможна виявити при чисто статичній постановці; зокрема, вдається встановити нові можливості втрати стійкості пружних конструкцій, які знаходяться в потоці газу. Частіше за все, динамічна втрата стійкості настає при швидкостях, менших за критичні, які обчислювалися на основі статичних уявлень, тому особливо актуальна небезпека втрати динамічної стійкості[1].

Найбільш повна постановка задач аеропружності передбачає одночасне врахування трьох категорій сил, які умовно можна зобразити на наступній схемі (Рис. 1.1):

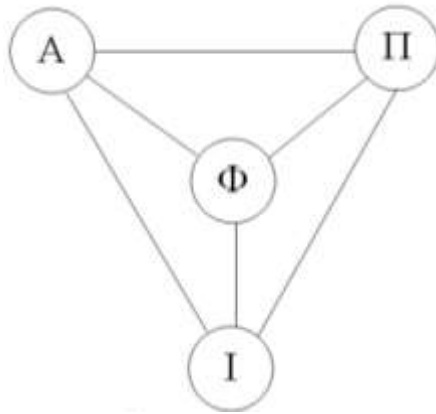


Рис. 1.1 Символічна схема Коллара. В вершинах трикутника вказані три види сил, які враховуються в задачах аеропружності (А- аеродинамічні сили, П- пружні сили, І- інерційні сили)

Одним із найбільш важливим та найнебезпечнішим явищ аеропружності є флатер. Останній можна визначити як динамічну нестійкість пружного тіла в потоці газу, що виникає при певній швидкості обтікання, яку називають критичною швидкістю флатера. Нестійкість конструкції проявляється в дуже швидкому наростанні амплітуд коливань, які призводять до руйнування конструкції. Руйнування може статися за кілька циклів коливань і часто схоже на вибух. Задача флатера з інженерної переросла в проблему авіабудування. І починаючи з цього моменту в дослідницьких центрах і на авіаційних фірмах всіх промислово розвинених країн над проблемою флатера працюють великі наукові колективи. Дослідження флатера проводиться за трьома напрямками: розрахункові, експериментальні на моделях і експериментальні на натурних об'єктах. Слово модель говорить саме за себе. Модель, може по-різному відображати реальний об'єкт, а отже, висновки на підставі досліджень на цих моделях повинні сприйматися з певною обережністю. Побудувати досконалу математичну або фізичну моделі, які б абсолютно відображали реальну конструкцію практично неможливо. Завжди йдуть на певні спрощення, гіпотези, припущення. І в рамках цих припущень треба розглядати результати досліджень. Обидва підходи не виключають один одного, тільки доповнюють. І їх необхідно розглядати спільно, в комплексі. В одних випадках легше (дешевше) отримати результати шляхом розрахунку, в іншому - просто неможливо через недосконалість алгоритму математичної моделі і слід

досліджувати проблему на фізичній (флатерній) моделі. Одним з найважливіших моментів в флатерних дослідженнях є отримання достовірних вихідних даних для побудови моделей[1].

На початковому етапі проектування літального апарату є тільки орієнтовні дані. Побудовані на таких даних моделі дають дуже приблизний результат. У міру створення літака вихідні дані уточнюються, також уточнюються та удосконалюються моделі для дослідження. І цей процес вдосконалення повинен тривати поки «живе» літак.

Для кожного конкретного літака, у тому числі і для регіонального пасажирського літака, обсяг робіт по флатеру складається з визначення критичної швидкості флатера і дослідження її залежності від ряду конструктивних параметрів. Ці дослідження проводять для всієї можливої траси польоту.

Величина критичної швидкості флатера літака встановлюється в результаті комплексу наступних робіт:

- розрахунків критичної швидкості флатера літака в цілому і окремих його частин;
- випробувань в аеродинамічних трубах динамічних моделей;
- частотних випробувань натури і її частин;
- частотних випробувань динамічно подібної моделі;

Результат випробувань в трубах і результат розрахунків повинен бути відкоректований на основі частотних випробувань натури[5].

Дослідження флатера по динамічно подібним моделям літака в аеродинамічній трубі на спеціальній "плаваючій" підвісці, що наближає умови випробування до умов вільного польоту, який має за мету:

- виявити розрахункову форму флатера літака, визначити критичну швидкість і частоту флатера;
- виявити "слабкі місця" конструкції шляхом спостереження за формою флатера;
- виявити, як змінюється розрахункова форма флатера і величина критичної швидкості при варіюванні конструктивних параметрів;
- встановити систему визначальних параметрів, тобто відшукати найбільш раціональні способи підвищення критичної швидкості флатера конструкції.

Частотні випробування натурного літака і його частин проводяться з метою отримання частотних характеристик, які використовуються:

- для перевірки розрахунку конструкції літаків на флатер (при збігу або розбіжності частот і форм власних коливань, отриманих розрахунковим шляхом, з експериментально визначеними характеристиками судять про правильність введених в розрахунок характеристик жорсткості та масово-інерційних характеристик);
- для перевірки правильності вибору розрахункової схеми (за результатами випробувань можна судити про те, наскільки близькими до дійсних є припущення, прийняті в розрахунку з метою його спрощення);
- для перевірки правильності конструювання та виготовлення динамічно подібних моделей (відповідність моделі зовнішньої конструкції перевіряється порівнянням між собою їх частотних характеристик. В процесі порівнювання моделі з натурою виявляються помилки у виготовленні конструкції і вихідних даних);
- для судження про внутрішнє демпфірування конструкції (при випробуваннях ведеться запис амплітудно-частотних характеристик і будуються годографи і по ним визначаються декременти загасання. Реальні декременти загасання вводяться в розрахунок і, по можливості, в модель[2].
- при дослідженні можливості виникнення автоколивань в системі управління;

Якщо говорити в цілому, то за результатами частотних випробувань натурного літака можна судити про ступінь "близькості" фізичної моделі до натурного літака, а отже про достовірність результатів.

Частотні випробування флатерної моделі проводяться з метою отримати характеристики її коливань: форми, частоти і декременти. На підставі аналогічних характеристик коливань натурного літака "доводять" модель до динамічної подоби. Модель є динамічно-подібною натурі, якщо її коливальні характеристики збігаються або близькі з такими ж характеристиками літака. В крайньому випадку, хоча б за основними, визначальним флатер тонам. Результати продувок динамічно-подібної флатерної моделі в аеродинамічній трубі є найбільш достовірними у флатерних

дослідженнях і служать підставою для отримання висновку щодо флатеру і сертифікації літака[3].

При побудові розрахункової (математичної) моделі ЛА йдуть на спрощення. Всі антонівські літаки мають агрегати великого подовження. Це означає, що у них один розмір (довжина) значно більше двох інших. Це дає можливість представити ЛА сукупністю одновимірних перехресних балок зі змінними по довжині характеристиками. Балки можуть з'єднуються між собою як пружно так і жорстко. Ці балки проходять уздовж реальної осі жорсткості.

А силові установки та інші значні маси, представляються у вигляді зосереджених вантажів, які до балок можуть кріпитися як жорстко, так і пружно. Кожна балка (вісь жорсткості), має свої погонні змінні по довжині характеристики жорсткості - згинальні в горизонтальній і вертикальній площинах, крутильний - щодо осі жорсткості; масово-інерційні характеристики - погонна маса, погонні статичний момент і масовий моменти інерції. Для реальних агрегатів вони представлені графіками, характер поведінки яких не можна уявити аналітично.

Тому характеристики доводиться брати в окремих перетинах. Чим більше перетинів тим точніше представлена характеристика. Але це пов'язано з об'ємом оброблюваної інформації. Тому для спрощення параметрів кількістю перетинів вибрано 21, тобто кожна балка розбивається на 21 перетин і в кожному перетині задаються значення характеристик жорсткості та масово-інерційних характеристик. З геометрією тісно пов'язане визначення аеродинамічних сил. Жорсткісні характеристики агрегатів надходять з конструкторських відділів, масово-інерційні характеристики при підготовці розрахунків на флатер представляються в потрібній для розрахунків вид. Жорсткісні і масово-інерційні характеристики, а також вісь жорсткості визначається теоретично, при цьому можливі значні відхилення від реальних.

Для уточнення цих характеристик проводяться експерименти: частотні випробування агрегатів, експериментальне поділ центру ваги і моментів інерції.

Центрування, визначення моментів інерції особливо важливо для рульових поверхонь. На етапі попереднього проектування, коли є тільки геометрія агрегатів і приблизні вагові ліміти, доводиться визначати необхідні характеристики по накопиченим статичними даним. У разі суперечливих моментів розрахунку флатера доводиться визначати самостійно частотні і масово-інерційні характеристики за робочими кресленнями конструкторських відділів.

Зі сказаного можна бачити, що підготовка вихідних даних для розрахунку флатера трудомісткий і важливий процес. Від точності вихідних даних залежить точність самого розрахунку. Аеродинамічні сили визначаються на підставі аеродинамічних коефіцієнтів, одержувані під час продування аеродинамічних моделей, і варіюється на підставі відомої гіпотези стаціонарності. Достовірність аеродинамічних даних завжди викликає сумніви.

1.2 Основні конструктивні заходи щодо усунення флатера

При приведенні різних розрахункових випадків дається опис впливу конструктивних параметрів на критичну швидкість флатера. Тут приводяться головні заходи щодо підвищення критичної швидкості, які можуть бути враховані конструктором у процесі проектування.

1.2.1 Основні конструктивні заходи щодо усунення флатера крила

Для підвищення критичної швидкості згинально-крутильного флатера крила слід прагнути до:

- підвищення жорсткості крутіння крила; збільшувати жорсткість вигину не слід, так як це може призвести навіть до деякого зниження критичної швидкості; відношення частоти крутильних коливань до частоти згинальних коливань має бути якомога більшою;

- зменшення погонного масового моменту інерції I_m крила; особливо важливо, щоб відношення $\frac{GI_{кр}}{I_m}$ не зменшувалося, а якщо це можливо, навіть збільшувалося до кінця крила;
- найбільш переднього положення лінії центрів тяжіння перетинів крила.

Зазначені заходи особливо важливо витримувати на кінці крила; кінець крила повинен бути максимально жорстким на кручення і можливо більш легким. Слід мати на увазі, що збільшення звуження крила сприяє підвищенню критичної швидкості. Слід мати на увазі також, що для двомоторних літаків критична швидкість збільшується з виносом мотора вперед і зі збільшенням жорсткості моторами в вертикальному напрямку.

Усунення елеронного флатера може бути досягнуто відповідним підбором параметрів елерона і проводки.

Пересування центру тяжіння елерона вперед підвищує критичну швидкість. Достатнє його зміщення може бути досягнуто ваговим балансуванням.

Збільшення осьової компенсації елеронів також веде до підвищення критичної швидкості.

Це може бути досягнуто включенням в проводку інерційного демпфера.

Збільшення частоти коливань елерона підвищує критичну швидкість.

1.2.2 Основні конструктивні заходи щодо усунення флатера оперення

Знищення небезпеки рульових форм флатера хвостового оперення слід домагатися підбором параметрів руля.

Для усунення крутильно-рульового флатера рекомендується збільшити частоту антисиметричних коливань руля.

Для боротьби з крутильно-рульовим флатером рекомендується підвищення частоти антисиметричних коливань руля, що є більш доцільним способом, ніж динамічне балансування, так як останнє веде до перетяження руля.

Для усунення згинально-крутильного флатера слід прагнути до полегшення руля і зміщенню центру тяжіння вперед. (Це може бути завжди досягнуто постановкою балансира, який рекомендується поміщати в фюзеляжі і включати в проводку управління.)

Слід мати на увазі, що збільшення осьової компенсації рулів і підвищення інерції проводки управління зазвичай збільшують критичну швидкість.

Для підвищення інерції проводки можуть бути застосовані інерційні демпфери.

Слід прагнути до підвищення частоти симетричних коливань руля.

1.3 Вплив конструктивних параметрів на величину критичної швидкості згинально-рульового флатера

Основними конструктивними параметрами, що впливають на величину критичної швидкості згинально-рульового флатера, є:

- Ступінь вагового балансування керма. Завжди можна підібрати балансування так, щоб взагалі була знищена можливість настання флатера. Однак, слід зазначити, що для цього іноді недостатньо навіть повного статичного балансування керма, а потрібно деяке його пере балансування.

- Аеродинамічна компенсація керма. Особливо ефективною стає балансування керма в поєднанні з достатньою його аеродинамічною компенсацією. Чим більше

відсоток аеродинамічній компенсації, тим менше ступінь вагового балансування, потрібної для знищення флатера.

- Момент інерції керма. Якщо критична швидкість згинально-рульового флатера недостатня, то вона може бути підвищена збільшенням моменту інерції керма, наприклад, шляхом приєднання інерційного демпфера.
- Частота симетричних коливань керма. При збільшенні частоти керма від нуля критична швидкість падає і досягає мінімуму в області близькості частот коливань керма і фюзеляжу. Подальше збільшення частоти тягне за собою монотонне зростання критичної швидкості, причому зазвичай, починаючи з деякої частоти, можливість настання флатера зникає при всіх швидкостях польоту. Достатнім збільшенням частоти керма можна завжди усунути небезпеку настання згинально-рульового флатера.

1.4 Вплив конструктивних параметрів на величину критичної швидкості крутильно-рульового флатера

Конструктивними параметрами, які найбільш істотно впливають на величину критичної швидкості крутильно-рульового флатера, є:

- жорсткість кручення рулів висоти;
- ступінь динамічного балансування рулів висоти;
- момент інерції рулів висоти щодо їх осі крутіння J_{mp} .

Вдалим вибором вказаних параметрів можна значно підвищити критичну швидкість крутильно-рульового флатера.

Вплив жорсткості крутіння рулів висоти

Якщо зберігати постійними всі конструктивні параметри хвостового оперення і фюзеляжу і змінювати тільки жорсткість крутіння рулів висоти, то зі збільшенням жорсткості на крутіння рулів висоти критична швидкість спочатку знижується, досягає мінімуму в області збігу частот крутильних коливань фюзеляжу і обертальних рулів висоти, потім знову підвищується. При достатній жорсткості керма для усунення згинально-рульового флатера можна обмежитися тільки статичним балансуванням керма, це дозволяє розміщувати балансир усередині фюзеляжу.

Вплив динамічного балансування рулів висоти

Збільшення ступеня динамічного балансування завжди підвищує критичну швидкість і при деякому значенні коефіцієнта динамічного балансування керма крутильно-рульовий флатер стає неможливим.

Вплив зміни моменту інерції рулів висоти

Якщо частота антисиметричних коливань рулів висоти більше частоти крутильних коливань фюзеляжу, то зменшення моменту інерції рулів висоти щодо їх осі крутіння завжди підвищує критичну швидкість.

2. ОПИС ТА РЕЗУЛЬТАТИ ЕКСПЕРЕМЕНТАЛЬНИХ ДОСЛІДЖЕНЬ

2.1 Опис ММЛ та параметрів розрахункових досліджень

Для проведення параметричних розрахункових досліджень характеристик флатера літак представлений у вигляді математичної моделі (ММЛ), в основу якої покладено

балкове уявлення (модельювання) основних агрегатів літака: крила, пілона СУ, фюзеляжу, кіля, стабілізатора, елеронів, РН, РВ і кінцевих аеродинамічних поверхонь - пружними балками, осі яких збігаються з осями жорсткості або осями крутіння цих агрегатів.

На рис. 2.1 представлена балочна ("скелетна") схематизація ММЛ літака, а на рис. 2.2 представлена ММЛ літака з встановленою аеродинамічною моделлю.

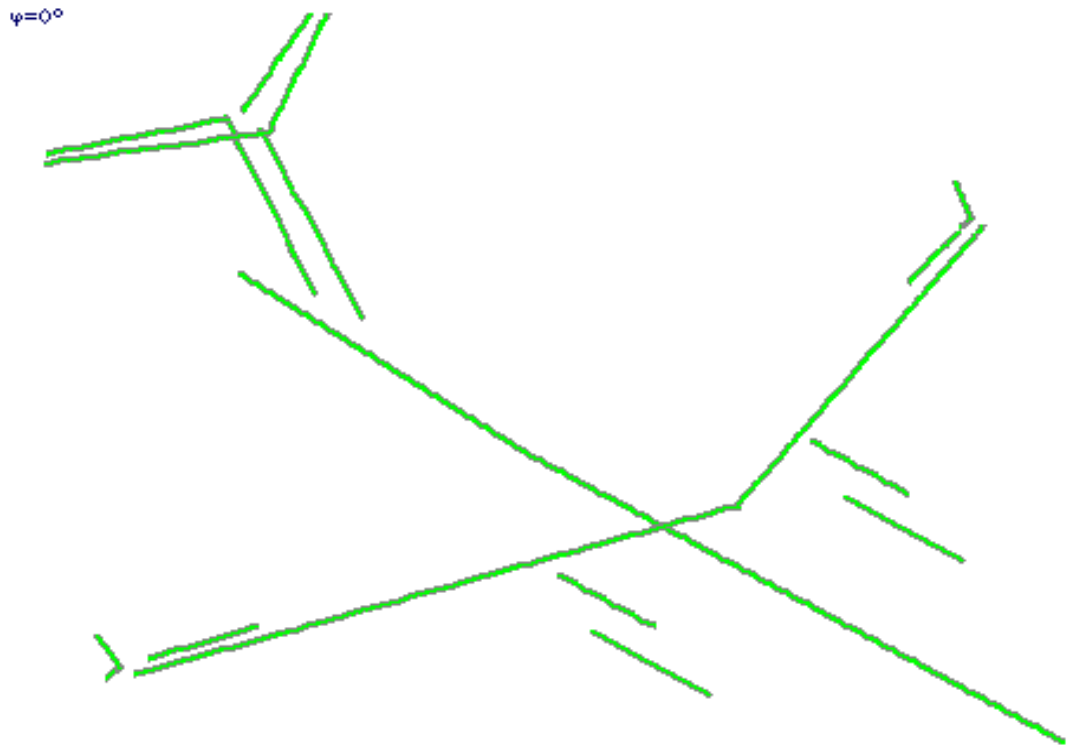


Рис. 2.1 Балочна схематизація ММЛ

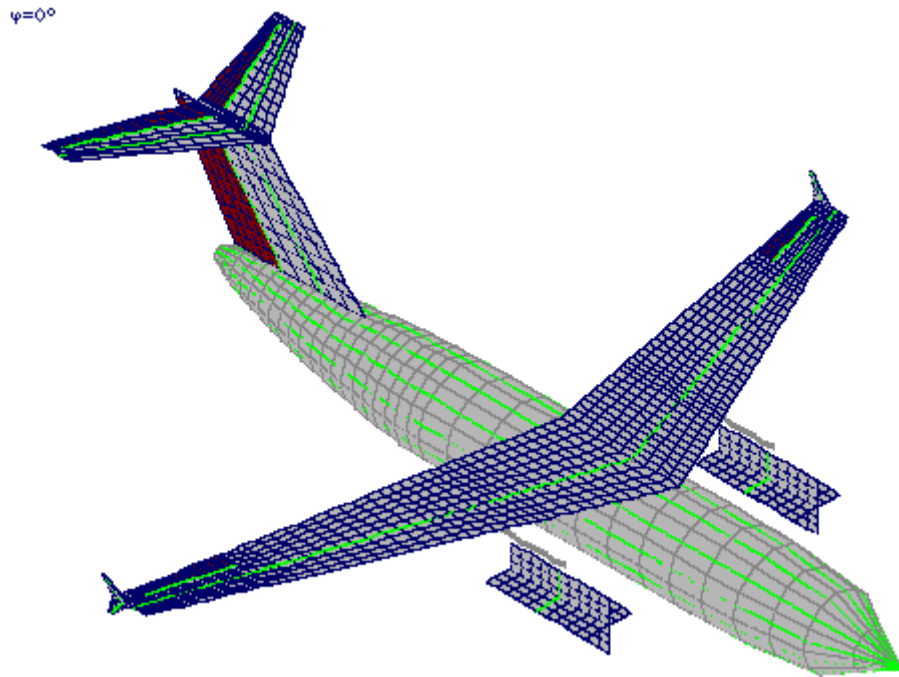


Рис. 2.2 ММЛ літака з встановленою аеродинамічною моделлю

Кожна балка ММЛ має точки свого початку і кінця і кути стрілоподібності у відповідних координатних площинах.

Всі балки ММЛ мають 21 розрахунковий переріз з постійним кроком і одночасно є носіями масово-інерційних, жорсткісних, аеродинамічних і геометричних характеристик відповідних натурних агрегатів літака для розрахункових і модельних досліджень характеристик флатера, реверсу і дивергенції.

Паливо в крильових баках в розрахункових параметричних дослідженнях моделюється жорсткими вантажами, прикріпленими до осі жорсткості крила у відповідних розрахункових перетинах крила.

Комерційне навантаження, розташоване в фюзеляжі, моделюється жорсткими вантажами, прикріпленими до осі жорсткості фюзеляжу в відповідних розрахункових перетинах фюзеляжу.

Пілони маршових СУ моделюються пружними балками з шістьма ступенями свободи, розташованими по осях жорсткості натурних пілонів у відповідних розрахункових перетинах крила.

Прийнята схема ММЛ дозволяє проводити параметричні розрахункові дослідження частот і форм власних коливань, критичної швидкості $V_{кр}$ і частоти флатера $n_{фл}$ безрульових і рульових форм флатера агрегатів літака з використанням програмних комплексів, що реалізують методики ЦАПІ з досліджень аеропружних характеристик літака.

Початок головної системи координат (ГСК) для розрахункових досліджень в IMAD розташований в носовій частині фюзеляжу літака (Рис. 2.3).

Ось X- розташована горизонтально в ПСЛ і спрямована вперед по польоту, вісь Y - спрямована вертикально вгору, вісь Z- утворює праву трійку.

Кожна балка має власну, місцеву систему координат (Рис. 2.4), де вісь X спрямована по осі жорсткості балки, вісь Z по напрямленню потоку і перпендикулярна осі X, вісь Y утворює ліву трійку. Для фюзеляжу місцева система координат співпадає з базовою (ГСК).

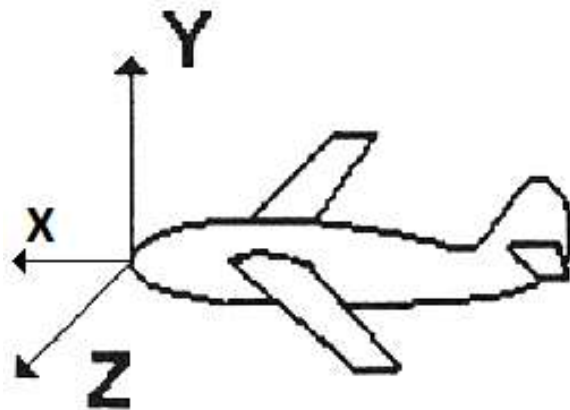


Рис. 2.3 Головна система координат літака

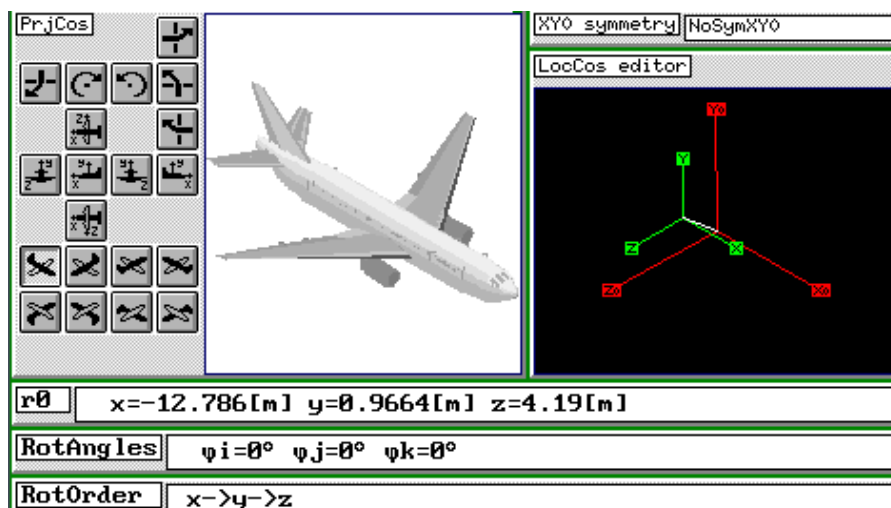


Рис. 2.4 Місцева система координат літака

Як згадувалося раніше, розрахунковою, для проведення досліджень флатера є балочна схема літака. Кожний агрегат конструкції літака представляється у вигляді підконструкції – балки з розподіленими та сконцентрованими масово-інерційними та жорсткістними характеристиками (під сконцентрованими жорсткістними характеристиками розуміються пружні/жорсткі стики балок), які розташовані у просторі як вісь жорсткості відповідного агрегату. Балки можуть мати аеродинамічні поверхні. Всі балки з'єднані між собою певним чином. Послідовність з'єднання балок можна уявити у вигляді дерева підконструкцій[6].

Дерево підконструкцій, для даної скелетної схеми (Рис.2.2), можна представити у наступному вигляді (Рис. 2.5):

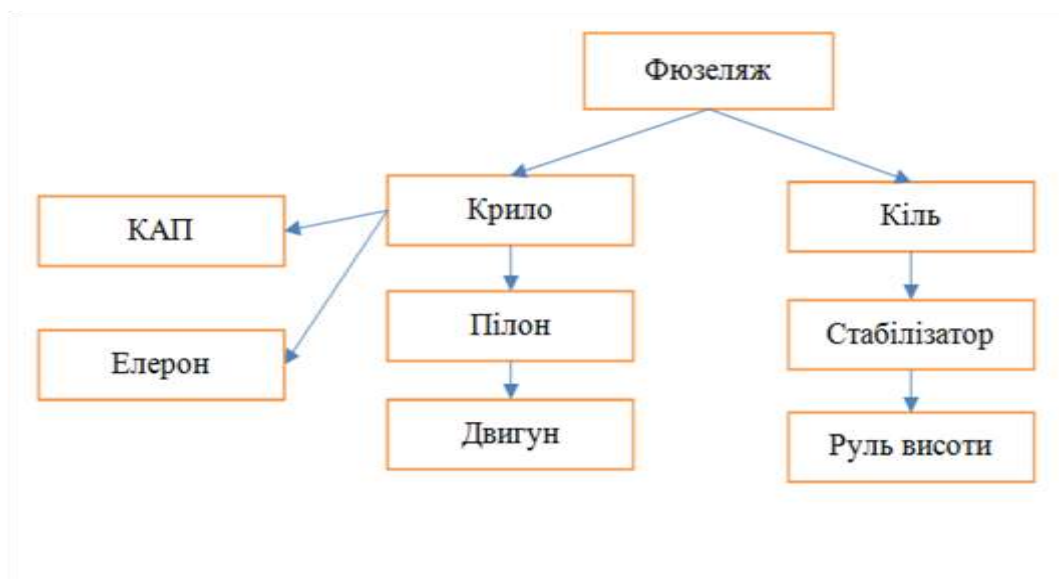


Рис. 2.5 Дерево підконструкцій літака

Така схема наглядно демонструє, в якій послідовності агрегати з'єднані між собою.

2.2 Опис повної ДПФМ літака і параметрів модельних досліджень

Для дослідження форм, частот і критичних швидкостей флатера крила і хвостового оперення пасажирського літака була спроектована, виготовлена, доведена до подоби натурі і випробувана в аеродинамічній трубі повна динамічно подібна флатерна модель (ДПФМ).

Повна ДПФМ виконана в лінійному масштабі $k_L = 1/10$ по відсічно-балочній схемі, де балки-лонжерони моделюють жорсткісні характеристики крила, пілона, фюзеляжу, кіля і стабілізатора і проходять по їх осях жорсткості, а відсіки, закріплені на лонжеронах, є носіями геометричних, аеродинамічних і масово-інерційних характеристик відповідних натурних агрегатів літака, перелічених на модель через відповідні коефіцієнти подібності.

Схема підвіски моделі в аеродинамічній трубі АТ-1 представлена на Рис. 2.6

Підвіска повної ДПФМ в АТ-1 включає в себе:

- штангу 1, безпосередньо до якої через карданну муфту підвішується модель;
- циліндричні кручені пружини 2, за допомогою яких штанга кріпиться до спецрами;
- направляючий роликовий вузол 3, що дозволяє штанзі 1 рухатися по вертикалі;
- передній 4 і задні 5 троси, пов'язані з напрямленим роликовим вузлом 3 за допомогою тандера 6 і двох розчалок 7.

Зміна сили натягу переднього і задніх тросів, кількості кручених пружин підвіски штанги до спецрами дозволяє отримати поєднання частот власних коливань моделі на підвісці як жорсткого тіла, яке забезпечує необхідну свободу поведінки моделі в повітряному потоці аеродинамічної труби і не впливає на флатерні характеристики ДПФМ.

Центральне положення моделі в ядрі потоку аеродинамічної труби АТ-1 забезпечується встановленням на спецрамі механізмом дистанційного управління положенням штанги по висоті.

Збудження коливань моделі в потоці і страхівка її при флатері здійснюється за допомогою двох тросів і кронштейнів, установлених на лонжеронах лівого і правого

напівкрила між 6 і 7 відсіками. Інший кінець цих тросів виведений в робочу кабінку АТ-1.

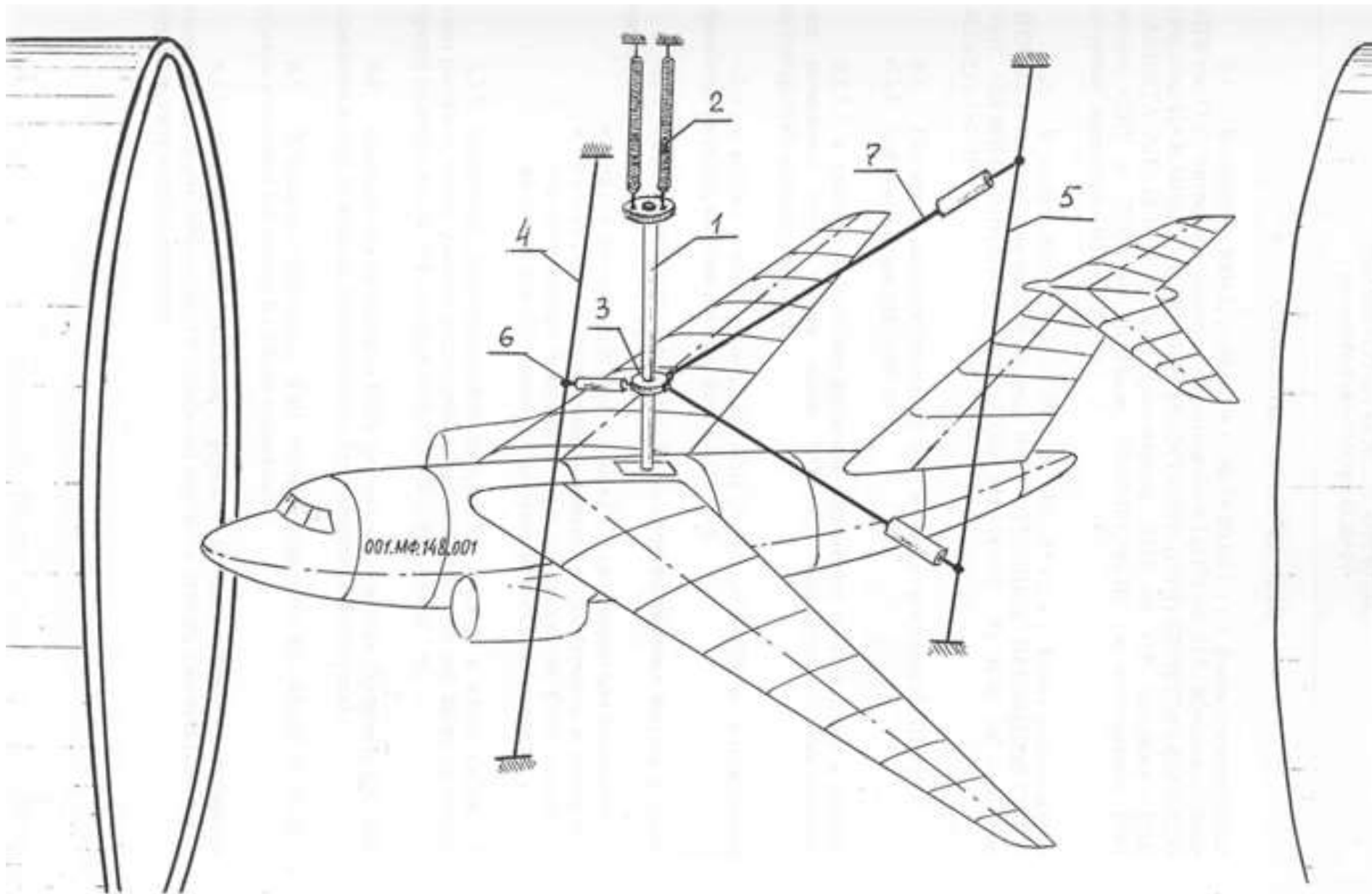


Рис. 2.6 Схема навіски повної ДПФМ літака в аеродинамічній трубі АТ-1

2.3 Опис програмного комплексу IMAD

IMAD - система програмного забезпечення, яка призначена для опису, розвитку і дослідження математичної моделі ЛА, яка включає такі основні компоненти:

- ЛА як тверде тіло;
- кінцево-елементна модель пружного ЛА;
- нелінійні моделі шасі і амортизаторів;
- аеродинамічна модель пружного ЛА;
- відхилювані аеродинамічні поверхні (реактивні струмені і інші органи управління);
- датчики зворотного зв'язку системи управління;
- аналогова або цифрова бортова система управління;
- моделі посадочних пристроїв.

Об'єктом дослідження комплексу IMAD є пружний літак, що летить в стандартній атмосфері по заданих законах управління і в заданих умовах експлуатації, і має органи управління.

Під заданими законами управління розуміється, наприклад, задані за часом відхилення органів управління, логіка дії бортової системи управління і тому подібне.

В якості умов експлуатації розуміється, наприклад, політ в турбулентній атмосфері, пробіжка по нерівностям аеродрому, наїзд на перешкоду, дискретний порив вітру і тому подібне.

Як органи управління можуть розглядатися елерони, керма висоти та напрямку і інші аеродинамічні поверхні, що відхиляються приводами.

Пружний літак може мати двигуни з відхиляючою тягою (TVC, Thrust Vector Control), і / або двигуни з керованою тягою (TMC, Thrust Magnitude Control). На літаку можуть бути встановлені датчики зворотного зв'язку (датчики

перевантажень, датчики кутових швидкостей і тому подібне), бортова система управління і датчики для зміни фізичних параметрів (внутрішніх сил і моментів в перерізі; сил і моментів в точках з'єднання підконструкцій і тому подібне.). Пружна конструкція також може мати нелінійні шасі для аналізу посадки і руління.

Можливості IMAD не обмежуються тільки розрахунками міцності і динаміки літаків але й дозволяють також розглядати математичні моделі пружних ракет, носіїв і супутників.

Дана програма дає можливість провести широкий діапазон досліджень статички і динаміки такого складного об'єкта, як "система управління + пружна конструкція + аеродинаміка + зовнішні навантаження" вже на ранніх етапах проектування ЛА.

Згодом, під час проектування ЛА, посилюються взаємозв'язок між різними областями науки, наприклад: пружність ЛА впливає на навантаження і визначає характеристики аеропружності, такі як флатер, дивергенція і реверс органів управління.

Використовуючи математичну модель пружного літака, комплекс IMAD дозволяє виконати наступні дослідження:

- модальний аналіз конструкції ЛА;
- розрахунок аеродинамічної моделі ЛА;
- розрахунок статичної аеропружності конструкції ЛА;
- розрахунок внутрішніх навантажень конструкції ЛА;
- розрахунок флатера;
- розрахунок характеристик перехідних процесів;
- розрахунок в частотній області;
- розрахунок динаміки руління і посадки;

- розрахунок пошкоджуваності конструкції ЛА для льотних і наземних режимів експлуатації.

Найбільш ефективно застосування IMAD-у на ранніх стадіях проекту літака, коли геометричні і масово-інерційні параметри об'єкта відомі тільки з основної постановки задачі.

Модель пружного ЛА створюється без істотних спрощуючих гіпотез.

Структура і алгоритми IMAD створені таким чином, щоб користувач міг проводити розрахунки на наступних етапах:

- 1) Опис аеродинамічної моделі;
- 2) Обчислення аеродинамічних коефіцієнтів;
- 3) Опис розташування мас;
- 4) Обчислення внутрішніх навантажень, визначення огинаючих навантажень;
- 5) Ескізний проект. Визначення попередніх параметрів конструкції;
- 6) Обчислення тонів власних коливань;
- 7) Обчислення похідних аеродинамічних коефіцієнтів для пружного літака;
- 8) Обчислення внутрішніх навантажень при маневрі, впливі однократного пориву, безперервної турбулентності, зльоті та посадці. Визначення параметрів шасі і амортизаторів;
- 9) Остаточне визначення параметрів основних частин конструкції;
- 10) Аналіз флатера;
- 11) Ефективність управління та реверс, дивергенція;
- 12) Визначення параметрів системи управління, наприклад, розташування гіроскопів;
- 13) Розрахунок стійкості в керованості пружного літака;
- 14) Підготовка графічного матеріалу для звіту.

Для визначення параметрів конструкції (етапи 5 і 9) необхідно використовувати інше програмне забезпечення.

2.4 Аналіз флатера

Явище автоколивань пружного літака або флатер – це звичайна область дослідження динамічної аеропружності. Природу флатера можна якісно пояснити наступним чином:

- якщо швидкісний напір мізерно малий, то конструкція пружного літака має тони власних коливань з початковими значеннями коефіцієнтів конструкційного демпфування; тобто, якщо коливання літака були викликані випадковим збудженням, то вони затухають унаслідок позитивного значення коефіцієнта демпфування. Динамічна система з позитивними значеннями коефіцієнтів демпфування являється стійкою;
- якщо швидкісний напір стає помітним, то коливання пружного літака змінюють місцеві кути атаки і, таким чином, до конструкції прикладаються додаткові аеродинамічні сили. Ці сили змінюють початкові жорсткості і демпфування пружної конструкції. Пружний літак в аеродинамічному потоці розглядається як динамічна система, що змінює свої динамічні властивості;
- якщо величина швидкісного напору стає дуже високою, позитивне демпфування одного з полюсів може зникнути, тобто комплексний плюс стає чисто уявним і динамічна система досягає рівня стійкого руху. Може виникнути флатер літака. Ця точка являється критичною точкою флатера[3].

В розрахунках флатера зазвичай використовують наступні параметри:

- частота f_{crit} , тобто частота недемпфованих автоколивань літака;
- кутова частота флатера $\omega_{crit} = 2\pi f_{crit}$;
- вектор флатера x_{crit} , тобто є власний вектор фазових перемінних динамічної системи в критичній точці; аналіз компонент цього вектора дуже корисний для дослідження фізичної природи флатера;
- редуційна частота флатера $k_{crit} = \omega_{crit}c/2V_{tas_{crit}}$ або число Струхаля $Sh_{crit} = 2k_{crit}$, где c – хорда крила;
- хвильове число флатера $K_{crit} = \frac{Sh_{crit}M_{crit}}{\sqrt{1-M_{crit}}}$;
- істинна швидкість літака $V_{tas_{crit}}$;

- приладова швидкість літака $V_{cas crit}$;
- індикаторна швидкість літака $V_{eas crit}$;
- висота h_{crit} ;
- швидкісний напір $q_{crit} = \rho V_{tas crit}^2 / 2$, де $\rho = \rho(h_{crit})$ - щільність повітря .

2.4.1 Лінеаризована модель

Флатерний аналіз зазвичай проводиться в умовах горизонтального збалансованого польоту, тобто лінеаризоване уявлення динамічної системи не враховує кутові швидкості. Тим не менш, використовуючи IMAD, будь-який режим польоту можна обирати для виконання розрахунків на флатер. Алгоритм IMAD створює лінеаризовану систему рівнянь 1.1-1.3 без додаткових спрощуючи гіпотез.

Рух центру мас:

$$m \begin{bmatrix} \dot{V}_x + V_z \omega_y - V_y \omega_z \\ \dot{V}_y + V_x \omega_z - V_z \omega_x \\ \dot{V}_z + V_y \omega_x - V_x \omega_y \end{bmatrix} = F_a + F_p + F_g, \quad F_g = \begin{bmatrix} -mg \sin \theta \sin \gamma \\ -mg \cos \theta \cos \gamma \\ mg \cos \theta \sin \gamma \end{bmatrix} \quad (1.1)$$

де, m – маса літака;

g – гравітаційне прискорення;

F_a - сума аеродинамічних сил, які діють на конструкцію літального апарату;

F_p – сума зосереджених сил (від двигуна, шасі і т.д.);

F_g - сила гравітації;

θ - кут тангажа;

γ - кут ристання.

Крутіння відносно центра мас:

$$(J_0 + (J_m + J_m^T)q_m)[\dot{\omega}_x \dot{\omega}_y \dot{\omega}_z] + [\omega_x \omega_y \omega_z] \times (J_0 + (J_m + J_m^T)q_m)[\omega_x \omega_y \omega_z] + 2J_m[\omega_x \omega_y \omega_z]\dot{q}_m = M_a + M_p \quad (1.2)$$

де, J_0 - тензор інерції недеформованого літака;

J_m - перша похідна зміни тензору інерції по m-му тону власних коливань;

M_a - результуючий вектор аеродинамічних моментів;

M_p - результуючий вектор аеродинамічних моментів;

Рівняння вимушених коливань пружного літака:

$$\ddot{q}_m + 2\xi_m\omega_m\dot{q}_m + \omega_m^2q_m - \omega^T J_m \omega - \omega^T J_{mk}\omega q_k + 2G_{mk}\omega\dot{q}_k = f_{qm}^a + f_{qm}^p \quad (1.3)$$

де, q_m - узагальнена амплітуда m-го тона власних коливань;

ω_m – недемпфована частота m-го тона власних коливань;

ξ_m - коефіцієнт демпфування m-го тона власних коливань;

J_{mk} - друга похідна зміни тензора інерції пружного літака по m-му і k-му тонах власних коливань;

G_{mk} - матриця гіроскопічних сил;

f_{qm}^a – узагальнені аеродинамічні сили m-го тона власних коливань;

f_{qm}^p – узагальнені сили m-го тона власних коливань від сконцентрованих сил;

Лінеаризована модель може бути отримана шляхом звичайного підходу у відповідності з наступним уявленням вектора фазових перемінних

$x = [\alpha, \beta, \omega_x, \omega_y, \omega_z, q_0, \dots, q_{N-1}, \frac{dq_0}{dt}, \dots, dq_{N-1}/dt]$. Вектор фазових

перемінних може бути представлений у формі збуреного руху :

$$X = X_0 + \delta X \quad (1.4)$$

Де,

X_0 - вектор фазових перемінних основного стаціонарного руху. Зазвичай це горизонтальний політ з заданим числом Маха.

δX - збурення вектора X поблизу основного руху.

Звернемо увагу, що відхилення органів управління δ не входять і δX при класичному підході до дослідження флатера.

У результаті лінеаризації, у випадку квазістаціонарної аеродинаміки, наступна лінійна система диференціальних рівнянь може бути отримана:

$$\delta \dot{X} = A \delta X (1.5)$$

У випадку використання нестационарної аеродинаміки порядок системи диференціальних рівнянь збільшується:

$$[\dot{X} \dot{u}] = [A H \ G T] [X \ u] (1.6)$$

Загальне рішення рівняння може бути виражене наступним чином:

$$[X \ u] = [X \ u]_i e^{\lambda_i t} (1.7)$$

Де $[X, u]^T$ - новий вектор фазових перемінних.

Це приводить нас до стаціонарної проблеми власних значень для несиметричної матриці:

$$\lambda_i [X \ u]_i = [A H \ G T] [X \ u]_i (1.8)$$

Де, λ_i - i -е комплексное собственное значение, $\lambda_i = \sigma + j\omega$;

$[X \ u]_i^T$ - i -й вектор власних значень.

Для дослідження стійкості базового руху необхідно проаналізувати корінний годограф рівняння 1.3. Зазвичай проводиться параметричний аналіз, тобто користувач має назначити перемінний параметр, наприклад, висоту літака або швидкісний напір.

2.4.2 Розрахунок флатера

Для розрахунків флатера в IMAD використовується той же підхід, який застосовується для розрахунку статичної аеропружності, тобто користувачу необхідно обрати кількість дискретних точок n_{points} для визначення полюсів динамічної системи, режим розрахунків – “ з постійним числом Маха ” або “ з постійною висотою ” і границь v_{relmin} і v_{relmax} .

Режим “ з постійним числом Маха ” можна розглядати наступним чином: літаку доводиться знижатися при постійному числі Маха для збільшення

швидкісного напору. Цей вид розрахунку використовується, щоб отримати запаси по критичним параметрам флатера.

Режим розрахунків “ з постійною висотою ” означає, що літаку в горизонтальному польоті необхідно рухатися з наростаючою швидкістю для збільшення швидкісного напору. Цей вид розрахунків зазвичай використовується, щоб моделювати випробовування флатера в аеродинамічній трубці на малих швидкостях.

Кожна розрахункова точка, обрана для дискретного значення відносно параметра v_{rel} , дає набір комплексних полюсів. Комплексний полюс p характеризується його дійсною частиною p_{Re} та його мнімою частиною p_{Im} , тобто $p = p_{Re} + jp_{Im}$, де $j^2 = -1$. Полюс також можна охарактеризувати демпфуванням ζ та кутовою швидкістю ω , використовуючи наступне рівняння:

$$p^2 + 2\zeta\omega p + \omega^2 = 0 \quad (1.9)$$

Для кожної дискретної точки використовується алгоритм знаходження полюсів та власних векторів. Проведення параметричних досліджень дає можливість намалювати траєкторії полюсів (корнові годографи). У випадку, коли полюс покидає ліву напівплощину $Re - Im$, динамічна система стає нестійкою[4].

Найбільш значимі компоненти власного вектора, тобто вектора фазових перемінних динамічної системи, наступні:

- п'ять прирощень компонент руху твердого тіла, тобто змінення кутів атаки α та бокового ковзання β , кутової швидкості крена ω_x , кутової швидкості ристання ω_y , та кутової швидкості тангажа ω_z ;
- n_{modes} прирощень узагальнених амплітуд q_i ;
- n_{modes} прирощень швидкостей узагальнених амплітуд dq_i/dt .

Користувач може керувати вибором фазових перемінних:

- група руху літака як твердого тіла може бути замаскована або незамаскована;

- кожний з тонів власних коливань може бути замаскований або незамаскований.

Данні можливості дуже корисні для ясного розуміння фізичного характеру флатера.

Типовий результат дослідження флатера показаний на рис.1.8

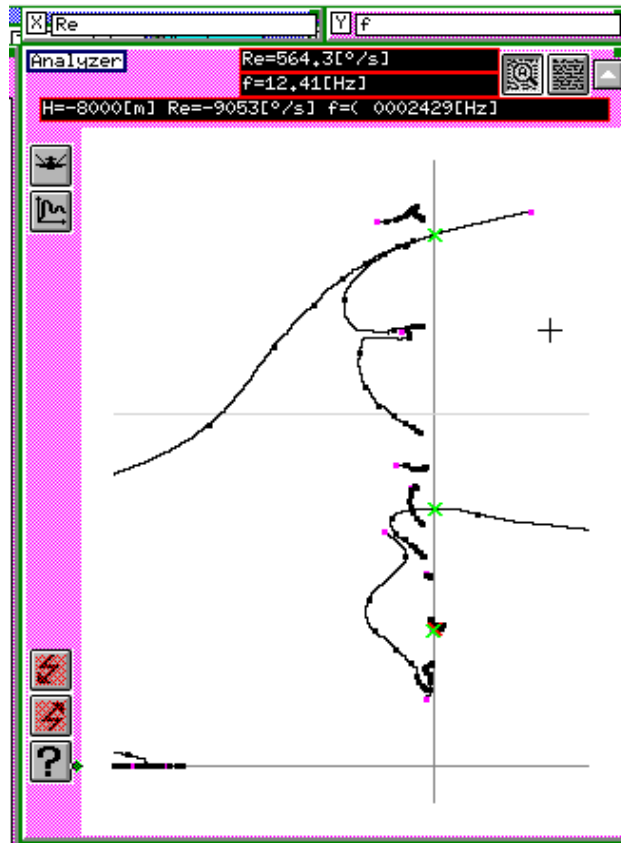


Рис.2.7 Годографи флатера. Істинна повітряна швидкість обрана у якості перемінної. Знайдені три критичні точки флатера (відмічені хрестиками)

3. АНАЛІЗ ТА ПОРІВНЯННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ

3.1 Вступ

У цьому розділі розглядаються характеристики ЗКФ крила літака, отримані при проведенні параметричних розрахункових досліджень в симетричному спектрі власних коливань за допомогою програмного комплексу IMAD.

Змінними параметрами розрахункових досліджень характеристик ЗКФ крила є:

- вага палива в крильових паливних баках відповідно до прийнятого порядку його витрату;
- число МАХА і висота польоту.

Постійними параметрами розрахункових досліджень характеристик ЗКФ крила є:

- вага комерційного навантаження в фюзеляжі $G_{к.н.} = 9.8$ т;
- коефіцієнт конструкційного демпфірування $\varepsilon_k = 0,05$;
- осі жорсткості крила по осях Х-Х и У-У;
- вихідні парціальні частоти перших тонів власних коливань маршових СУ на пружній (пілонній) підвісці по осях У-У (у вертикальній площині) і Z-Z (в горизонтальній площині), отримані експериментально при проведенні стендових частотних випробувань на стенді СІСУ.

$$n_y = 3,93 \text{ Гц}; \quad n_z = 2,59 \text{ Гц};$$

Всі розрахункові параметричні дослідження згинально-крутильних форм флатера крила проводилися з використанням аеродинамічних характеристик крила, розрахованих по нестационарній аеродинаміці з урахуванням висоти польоту, тобто з урахуванням стисливості повітря, для чисел Маха до $M = 0,99$ при $\varepsilon_k = 0,05$.

Розрахункові дослідження безелеронних форм флатера крила проведені з використанням МІХ і ЖХ крила типової конструкції.

Розрахунковою формою без елеронних форм флатера крила є СЗКФ крила з флатерною частотою $n_{фл} = 3,4 \div 3,6$ Гц, в якій беруть участь три тони: симетричні горизонтальні коливання СУ 1-го тона, симетричний вертикальний вигин крила 1-го тону, симетричне крутіння крила 1-го тону. Дана форма флатера і векторна діаграма стану представлені на рисунку 3.1

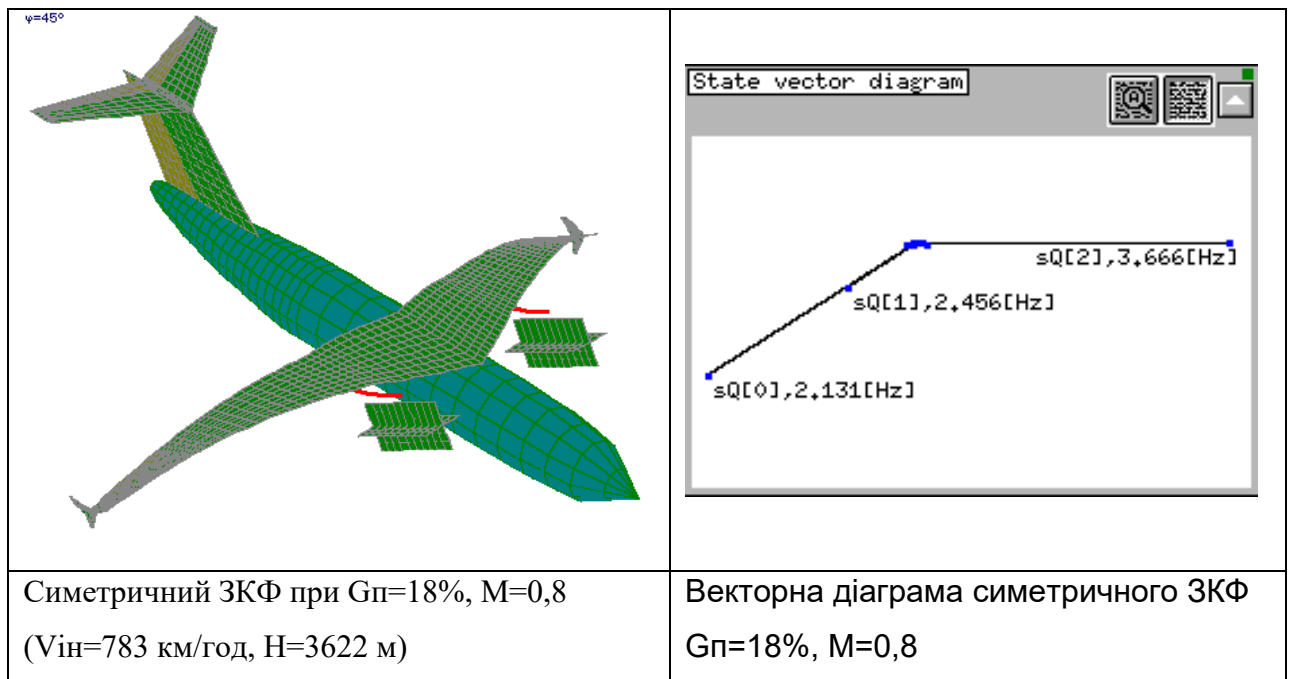


Рис.3.1 Форма флатера і векторна діаграма стану

Поряд з СЗКФ крила з флатерною частотою $n_{фл} = 3,4 \div 3,6$ Гц визначена антисиметрична без елеронна форма флатера крила (АЗКФ) з флатерною частотою $n_{фл} = 3,0 \div 3,5$ Гц для обох варіантів крила, в якій беруть участь три тони: антисиметричні горизонтальні коливання СУ 1-го тону, антисиметричне крутіння крила 1-го тону, вигин кіля 1-го тону. Зазначена форма флатера і векторна діаграма стану представлені на рисунку 3.2

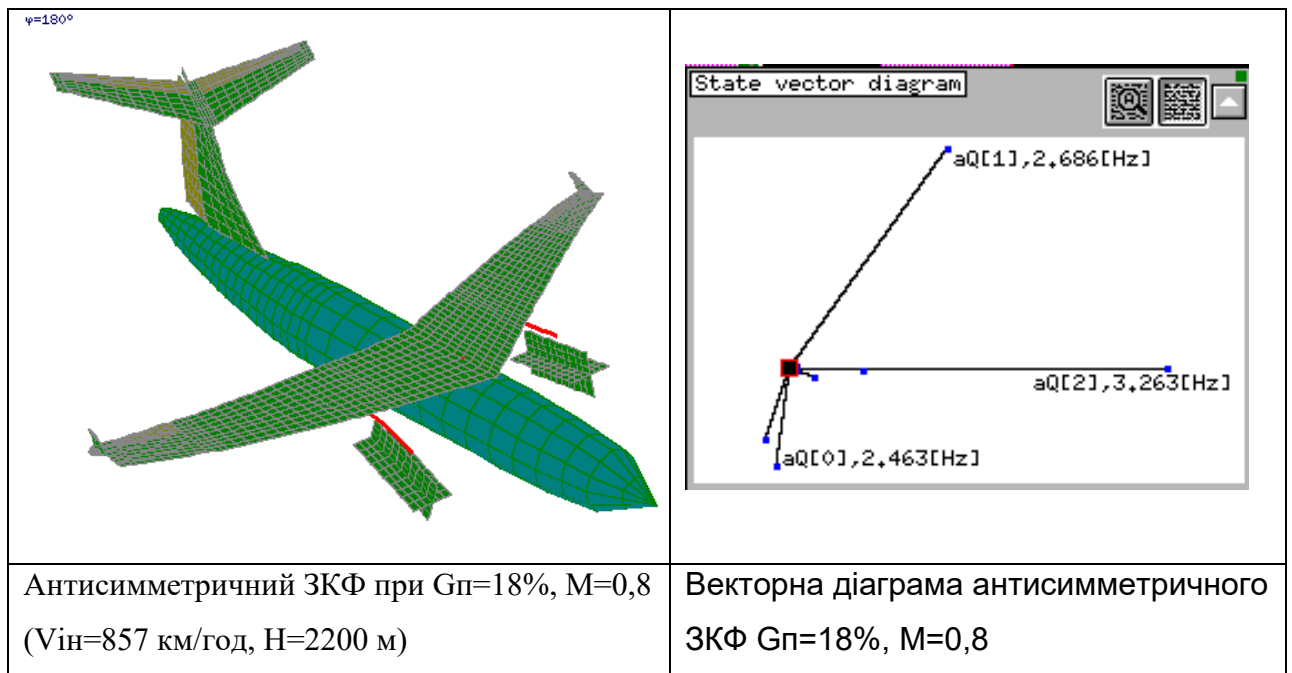


Рис.3.2 Форма флатера і векторна діаграма стану

3.2 Початкові данні

Вихідні дані для літака визначалися розрахунковими і експериментальними шляхами за даними конструкторських відділів, а також по виготовленим агрегатів літака.

Даний літак призначений для перевезення пасажирів, багажу, пошти і вантажів на внутрішніх і міжнародних авіалініях протяжністю до 2500 км.

3.2.1 Основні технічні дані літака

Основні ЛТХ літака:

- максимальна швидкість $V_D = 620$ км/год;
- число Маха $M_D = 0.86$;
- крейсерська висота польоту $H = 11.6$ км;
- максимальна злітна вага $G_{\text{зл}}^{\text{max}} = 43,7t$;
- максимальна вага спорядженого літака $G_{\text{сн}} = 26.2t$;
- максимальне платне навантаження $G_{\text{к.н.}}^{\text{max}} = 9,8t$;
- максимальна посадкова вага $G_{\text{пос}}^{\text{max}} = 37,8t$.

Основні геометричні характеристики літака:

- довжина літака $L_c = 30.827\text{м}$;
- розмах крила $L_{\text{кр}} = 28.558\text{м}$;
- довжина фюзеляжу $L_{\text{ф}} = 27.810\text{м}$;
- подовження фюзеляжу $\lambda_{\text{ф}} = 8.3$;
- плече горизонтального оперення $X_{\text{го}} = 15.25\text{м}$;
- плече вертикального оперення $X_{\text{во}} = 12.34\text{м}$;

3.2.2 МІХ крила та палива

У МІХ конструкції крила (без палива) входять наступні складові:

- МІХ власне конструкції кесона крила;
- МІХ систем і устаткування, розташованих в крилі;
- МІХ органів механізації крила (напіврозмах):
 - МІХ двох секцій закрилків;
 - МІХ п'яти секцій інтерцепторів;
 - МІХ однієї секції відхиляється носка;
 - МІХ трьох секцій передкрилків;
- МІХ збалансованого елерона.

Паливо в крилі літака розташовано в баках-кесонах центроплана і КЧК між першим і другим лонжеронами крила і виробляється з цих баків в такій черговості вигорання:

- "0" -ва черга** - вигорання палива відбувається з паливного бака центроплана, розташованого між третіми лівої і правої консолей крила;
- "1" -ша черга** вигорання палива відбувається з предвитратного паливного бака КЧК, розташованого між 3 н.к. і 12 н.к. лівої і правої консолей крила;
- "2" -га черга** вигорання палива відбувається з предвитратного паливного бака КЧК, розташованого між 12 н.к. і 20 н.к. лівої і правої консолей крила;
- "3" -тя черга** вигорання палива відбувається з подовженого витратного паливного бака лівої і правої КЧК, розташованого між 20 н.к. і 27 н.к.

При повній заправці паливних баків крила "легким" паливом (питома вага $\lambda_m = 0.775 \text{ г/см}^3$) по всьому розмаху сумарна вага палива складає:

- в баці-кесоні центроплана $G_m^{u-n} = 3392 \text{ кг}$;
- в трьох баках-кесонах лівої і правої КЧК $G_m^{КЧК} = 8512 \text{ кг}$;
- на весь літак $G_{m\max} = 11904 \text{ кг}$

При розрахункових і модельних параметричних дослідженнях характеристик флатера крила розглядалися варіанти наявності палива в крилі згідно з прийнятою схемою вигорання; при цьому будь-який проміжний варіант наявності палива в крилі, при необхідності, можна отримати заданою величиною відсотків будь-якої групи палива в центроплані крила або в КЧК.

Таблиця 3.1 Сумарна вага та відсоток черг палива в крилі з витратним баком

№	Питом а вага	Бак центроплан а		Топливні баки КЧК						Сумарна кількість палива на пів- розмахі крила	
				Крильовий бак		Передвитра тний бак		Витратний бак			
		«0» черга		«1» черга		«2» черга		«3» черга			
	г/см ³	%	кг	%	кг	%	кг	%	кг	%	кг
1	0.775	100	1695, 9	100	2916, 8	100	1086, 3	100	235,9	100,0	5934,9
2		0	0	100	2916, 8	100	1086, 3	100	235,9	100	4239,0
3		0	0	75	2188, 1	100	1086, 3	100	235,9	82,8	3510,3
4		0	0	50	1457, 4	100	1086, 3	100	235,9	65,57	2779,6
5		0	0	25	729,1	100	1086, 3	100	235,9	48,39	2051,3
6		0	0	0	0	100	1086, 3	100	235,9	31,19	1322,2
7		0	0	0	0	75	815,2	100	235,9	24,80	1051,1
8		0	0	0	0	50	543,1	100	235,9	18,38	779,0
9		0	0	0	0	25	271,6	100	235,9	11,97	507,5
10		0	0	0	0	0	0	100	235,9	5,56	235,9
11		0	0	0	0	0	0	50	117,9	2,78	117,93
12		0	0	0	0	0	0	0	0	0	0

Таблиця 3.2 Сумарні МІХ крила без елерона (напіврозмах)

Найменування	Позначення	Розмірність	Значення	Примітка
Вага	G	кг	750,000	
Маса	M	кг · сек ² /см	0,7645	
Координати ц.т. по осям X,Y,Z	σ_x	см	13,766	
	σ_y	см	137,85	
	σ_z	см		
Масові статичні моменти відносно площин OYZ, OXZ і OXY відповідно	Sm_x	кг · сек ²	46,76	$M\sigma_x$
	Sm_y	кг · сек ²		
	Sm_z	кг · сек ²	1664.6	
Масові моменти інерції відносно осей X, Y і Z відповідно	Im_x	кг · сек ² · см	$1,4413 \times 10^6$	$M\sigma_z$
	Im_y	кг · сек ² · см		
	Im_z	кг · сек ² · см	$2,6127 \times 10^6$	
Радіус інерції	$\rho_{кр}$	см	95,04	
Середня хорда центроплана крила	$b_{кр}^{cp}$	см	283,2	
Довжина крила по осі жорсткості	$L_{кр}^{o.ж.}$	см	1575,4	

Відносна σ_x	$\sigma_x / b_{кр}^{cp}$		0,0588	
Відносна ρ	$\frac{\rho}{b_{кр}}$		0.3356	

Таблиця 3.3 Масово-інерційні характеристики крила (без елерона) і 100% палива (напівкрило)

Z/L	Z	b _{к.лож}	m _к	m _{ск}	J _{mk}	σ _т	г _т	г _{т/бкр}	ρ _т	ρ _{т/бкр}	m _т	m _{ст}	J _{mt}	m _{к+т}	m _{ск+т}	J _{mk+т}
0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
0,00	0,0	456,0	2,400E-03	3,431E-02	6,209E+01						0,000E+00	0,000E+00	0,000E+00	2,400E-03	3,431E-02	6,209E+01
0,05	78,8	438,7	2,430E-03	3,474E-02	6,110E+01	-99,459	68,55	0,156	18,54	0,042	2,035E-05	-2,024E-03	2,083E-01	2,450E-03	3,271E-02	6,130E+01
0,10	157,5	421,4	2,520E-03	2,700E-02	5,199E+01	-34,190	127,05	0,301	49,27	0,117	5,022E-03	-1,717E-01	1,806E+01	7,542E-03	-1,447E-01	7,005E+01
0,15	236,3	404,1	4,620E-03	1,039E-01	2,857E+01	3,530	158,01	0,391	56,93	0,141	8,111E-03	2,863E-02	2,639E+01	1,273E-02	1,326E-01	5,496E+01
0,20	315,1	386,8	2,210E-03	8,578E-02	3,499E+01	4,204	151,92	0,393	52,61	0,136	6,395E-03	2,688E-02	1,781E+01	8,605E-03	1,127E-01	5,280E+01
0,25	393,9	369,6	2,035E-03	4,227E-02	1,733E+01	2,460	143,41	0,388	48,91	0,132	5,574E-03	1,371E-02	1,337E+01	7,609E-03	5,598E-02	3,070E+01
0,30	472,6	352,3	2,730E-03	5,883E-02	2,727E+01	2,346	136,53	0,388	45,51	0,129	5,090E-03	1,194E-02	1,057E+01	7,820E-03	7,077E-02	3,784E+01
0,35	551,4	335,0	2,410E-03	3,791E-02	1,174E+01	2,290	129,71	0,387	42,14	0,126	4,621E-03	1,058E-02	8,231E+00	7,031E-03	4,849E-02	1,997E+01
0,40	630,2	317,7	1,020E-03	1,405E-02	1,089E+01	2,538	123,20	0,388	38,68	0,122	4,090E-03	1,038E-02	6,146E+00	5,110E-03	2,443E-02	1,703E+01
0,45	708,9	300,5	2,460E-03	6,051E-02	1,547E+01	3,061	116,96	0,389	35,30	0,117	3,453E-03	1,057E-02	4,334E+00	5,913E-03	7,108E-02	1,981E+01
0,50	787,7	283,2	1,355E-03	2,272E-02	9,317E+00	3,394	110,53	0,390	31,93	0,113	2,803E-03	9,513E-03	2,890E+00	4,158E-03	3,223E-02	1,221E+01
0,55	866,5	265,9	1,450E-03	1,585E-02	6,424E+00	3,224	103,59	0,390	28,74	0,108	2,270E-03	7,318E-03	1,898E+00	3,720E-03	2,316E-02	8,322E+00
0,60	945,2	248,6	9,870E-04	1,125E-02	4,985E+00	2,995	96,60	0,389	25,97	0,104	1,901E-03	5,693E-03	1,299E+00	2,888E-03	1,695E-02	6,284E+00
0,65	1024,0	231,4	2,240E-03	4,086E-02	9,156E+00	2,815	89,66	0,388	23,26	0,101	1,575E-03	4,434E-03	8,644E-01	3,815E-03	4,529E-02	1,002E+01
0,70	1102,8	214,1	1,840E-03	2,366E-02	5,301E+00	2,465	82,54	0,386	20,66	0,096	1,271E-03	3,133E-03	5,500E-01	3,111E-03	2,680E-02	5,851E+00
0,75	1181,6	196,8	1,292E-03	2,110E-04	2,543E+00	2,267	75,58	0,384	18,32	0,093	1,027E-03	2,328E-03	3,500E-01	2,319E-03	2,539E-03	2,893E+00
0,80	1260,3	179,5	9,970E-04	-3,841E-03	1,057E+00	1,927	68,48	0,381	16,60	0,092	8,520E-04	1,642E-03	2,380E-01	1,849E-03	-2,199E-03	1,295E+00
0,85	1339,1	162,3	4,710E-04	-2,420E-04	9,380E-01	1,660	61,45	0,379	14,14	0,087	6,170E-04	1,024E-03	1,250E-01	1,088E-03	7,822E-04	1,063E+00
0,90	1417,9	145,0	9,350E-04	-2,884E-03	1,147E+00	1,173	54,19	0,374	10,79	0,074	3,820E-04	4,481E-04	4,500E-02	1,317E-03	-2,436E-03	1,192E+00
0,95	1496,6	127,7	4,130E-04	3,614E-03	3,030E-01						0,000E+00	0,000E+00	0,000E+00	4,130E-04	3,614E-03	3,030E-01
1,00	1575,4	110,4	1,000E-06	1,721E-05	1,600E-03						0,000E+00	0,000E+00	0,000E+00	1,000E-06	1,721E-05	1,600E-03

Σ 3 = 0,0356	G = 2752,13 кг	Σ 11 = 0,0551	G = 4255,8 кг	Σ 14 = 0,0907	G = 7007,91 кг
Σ 4 = 0,5934	S _x = 46,74 кг*сек ²	Σ 12 = -0,025	S _x = -2,01 кг*сек ²	Σ 15 = 0,5679	S _x = 44,73 кг*сек ²
Σ 5 = 331,56	J _z = 26117,10 кг*см*сек ²	Σ 13 = 113,4	J _z = 8930,8 кг*см*сек ²	Σ 16 = 444,940	J _z = 35047,9 кг*см*сек ²
	σ _т x = -0,5 см		σ _{к+т} x = 6,26 см		Σ m _z = 50,662
	σ _т z = 536,4 см		σ _{к+т} z = 558,6 см		Σ m _z ² = 39269,44
					S _z = 3990,619 кг*сек ²
					J _x = 3093254 кг*см*сек ²

Таблиця 3.4 Масово-інерційні характеристики крила (без елерона) і 31,46% палива (напівкрило)

Z/L	Z	b _{к.лож}	m _к	m _{σк}	J _{пк}	σ _т	г _т	г _{т/бкр}	ρ _т	ρ _{т/бкр}	m _т	m _{σт}	J _{пт}	m _{к+т}	m _{σк+т}	J _{пк+т}
0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
0,00	0,0	456,0	2,400E-03	3,431E-02	6,209E+01						0,000E+00	0,000E+00	0,000E+00	2,400E-03	3,431E-02	6,209E+01
0,05	78,8	438,7	2,430E-03	3,474E-02	6,110E+01						0,000E+00	0,000E+00	0,000E+00	2,430E-03	3,474E-02	6,110E+01
0,10	157,5	421,4	2,520E-03	2,700E-02	5,199E+01						0,000E+00	0,000E+00	0,000E+00	2,520E-03	2,700E-02	5,199E+01
0,15	236,3	404,1	4,620E-03	1,039E-01	2,857E+01						0,000E+00	0,000E+00	0,000E+00	4,620E-03	1,039E-01	2,857E+01
0,20	315,1	386,8	2,210E-03	8,578E-02	3,499E+01						0,000E+00	0,000E+00	0,000E+00	2,210E-03	8,578E-02	3,499E+01
0,25	393,9	369,6	2,035E-03	4,227E-02	1,733E+01						0,000E+00	0,000E+00	0,000E+00	2,035E-03	4,227E-02	1,733E+01
0,30	472,6	352,3	2,730E-03	5,883E-02	2,727E+01						0,000E+00	0,000E+00	0,000E+00	2,730E-03	5,883E-02	2,727E+01
0,35	551,4	335,0	2,410E-03	3,791E-02	1,174E+01						0,000E+00	0,000E+00	0,000E+00	2,410E-03	3,791E-02	1,174E+01
0,40	630,2	317,7	1,020E-03	1,405E-02	1,089E+01	5,558	126,22	0,397	37,32	0,117	1,178E-03	6,547E-03	1,677E+00	2,198E-03	2,059E-02	1,256E+01
0,45	708,9	300,5	2,460E-03	6,051E-02	1,547E+01	3,061	116,96	0,389	35,30	0,117	3,453E-03	1,057E-02	4,334E+00	5,913E-03	7,108E-02	1,981E+01
0,50	787,7	283,2	1,355E-03	2,272E-02	9,317E+00	3,394	110,53	0,390	31,93	0,113	2,803E-03	9,513E-03	2,890E+00	4,158E-03	3,223E-02	1,221E+01
0,55	866,5	265,9	1,450E-03	1,585E-02	6,424E+00	3,224	103,59	0,390	28,74	0,108	2,270E-03	7,318E-03	1,898E+00	3,720E-03	2,316E-02	8,322E+00
0,60	945,2	248,6	9,870E-04	1,125E-02	4,985E+00	2,995	96,60	0,389	25,97	0,104	1,901E-03	5,693E-03	1,299E+00	2,888E-03	1,695E-02	6,284E+00
0,65	1024,0	231,4	2,240E-03	4,086E-02	9,156E+00	2,815	89,66	0,388	23,26	0,101	1,575E-03	4,434E-03	8,644E-01	3,815E-03	4,529E-02	1,002E+01
0,70	1102,8	214,1	1,840E-03	2,366E-02	5,301E+00	2,465	82,54	0,386	20,66	0,096	1,271E-03	3,133E-03	5,500E-01	3,111E-03	2,680E-02	5,851E+00
0,75	1181,6	196,8	1,292E-03	2,110E-04	2,543E+00	2,267	75,58	0,384	18,32	0,093	1,027E-03	2,328E-03	3,500E-01	2,319E-03	2,539E-03	2,893E+00
0,80	1260,3	179,5	9,970E-04	-3,841E-03	1,057E+00	1,927	68,48	0,381	16,60	0,092	8,520E-04	1,642E-03	2,380E-01	1,849E-03	-2,199E-03	1,295E+00
0,85	1339,1	162,3	4,710E-04	-2,420E-04	9,380E-01	1,660	61,45	0,379	14,14	0,087	6,170E-04	1,024E-03	1,250E-01	1,088E-03	7,822E-04	1,063E+00
0,90	1417,9	145,0	9,350E-04	-2,884E-03	1,147E+00	1,173	54,19	0,374	10,79	0,074	3,820E-04	4,481E-04	4,500E-02	1,317E-03	-2,436E-03	1,192E+00
0,95	1496,6	127,7	4,130E-04	3,614E-03	3,030E-01						0,000E+00	0,000E+00	0,000E+00	4,130E-04	3,614E-03	3,030E-01
1,00	1575,4	110,4	1,000E-06	1,721E-05	1,600E-03						0,000E+00	0,000E+00	0,000E+00	1,000E-06	1,721E-05	1,600E-03

Σ 3 = 0,0356	G = 2752,13 кг	Σ 11 = 0,0173	G = 1339,1 кг	Σ 14 = 0,0529	G = 4091,20 кг
Σ 4 = 0,5934	S _x = 46,74 кг*сек ²	Σ 12 = 0,053	S _x = 4,15 кг*сек ²	Σ 15 = 0,6460	S _x = 50,89 кг*сек ²
Σ 5 = 331,56	J _z = 26117,10 кг*см*сек ²	Σ 13 = 14,3	J _z = 1124,1 кг*см*сек ²	Σ 16 = 345,832	J _z = 27241,2 кг*см*сек ²
	σ _{тх} = 3,0 см		σ _{к+тх} = 12,20 см		Σ m _z = 36,953
	σ _{тz} = 913,6 см		σ _{к+тz} = 698,0 см		Σ m _z ² = 33494,00
					S _z = 2910,811 кг*сек ²
					J _x = 2638323 кг*см*сек ²

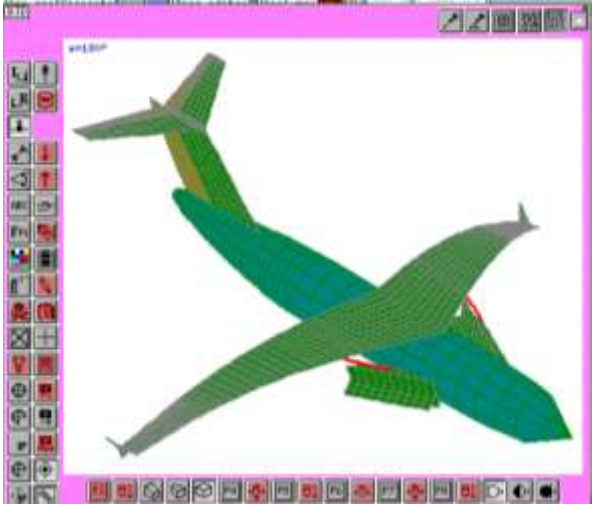
3.3 Результати розрахунків

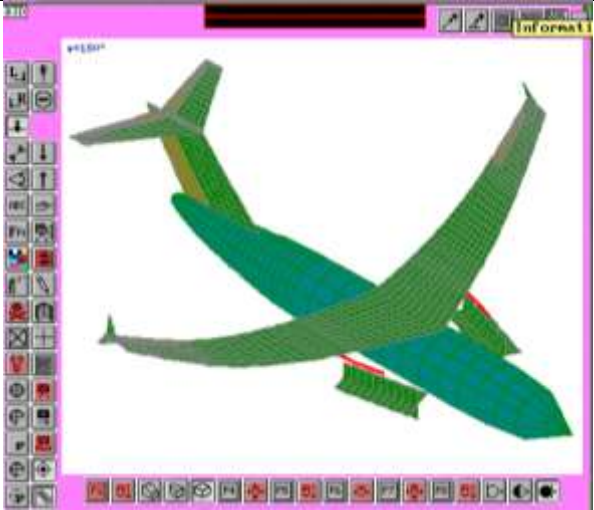
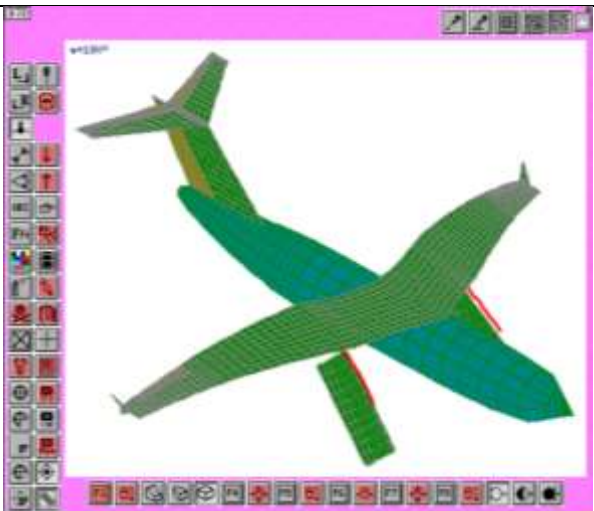
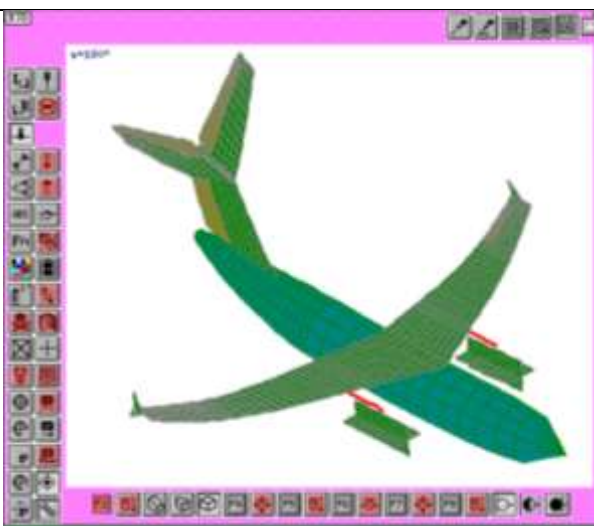
Данні значення висот, швидкостей та частот при яких виникає флатер були отримані у результаті розрахунків у програмному комплексі IMAD.

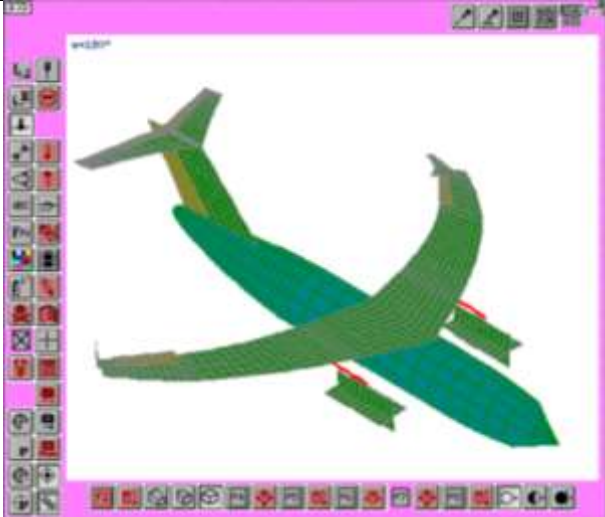
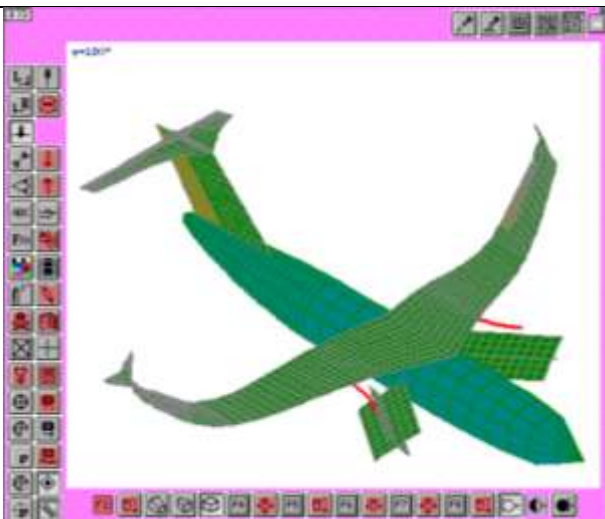
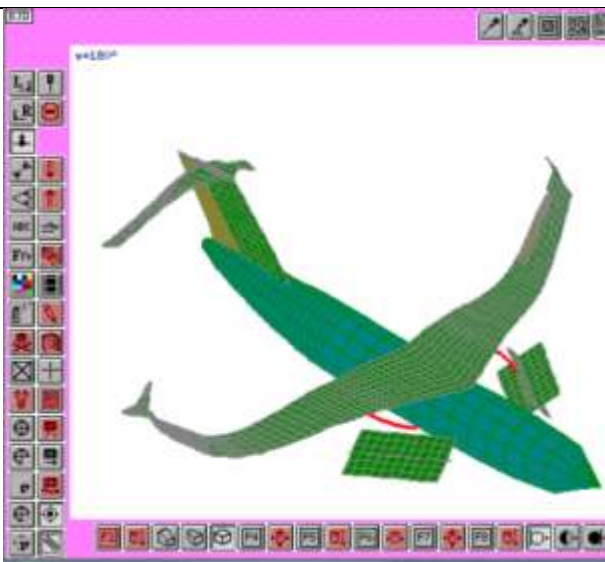
Отримані флатерні характеристики літака були занесені до таблиць та відображенні на графіках залежності висоти від індикаторної швидкості.

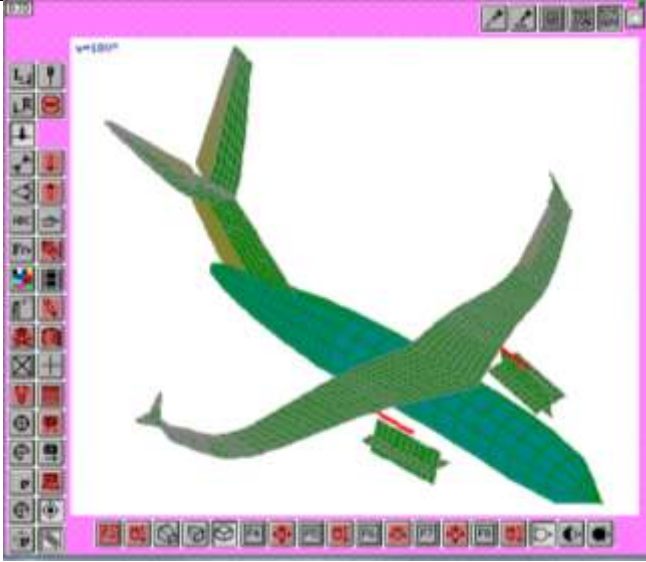
3.3.1 Розрахунок симетричного і антисиметричного спектру частот літака

Таблиця 3.5 Симетричні форми коливань

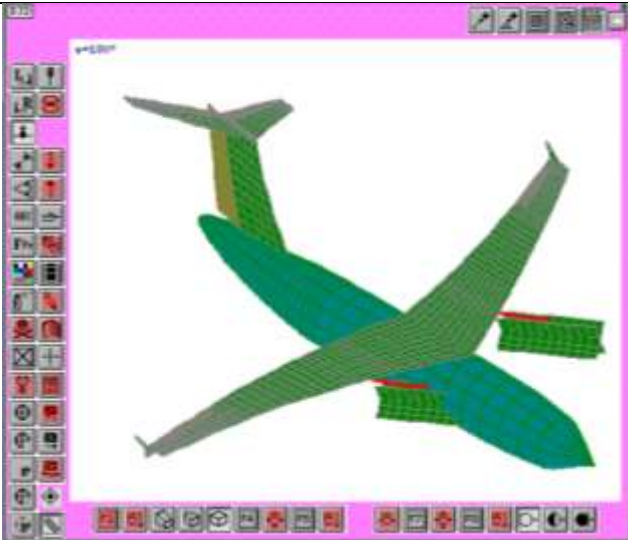
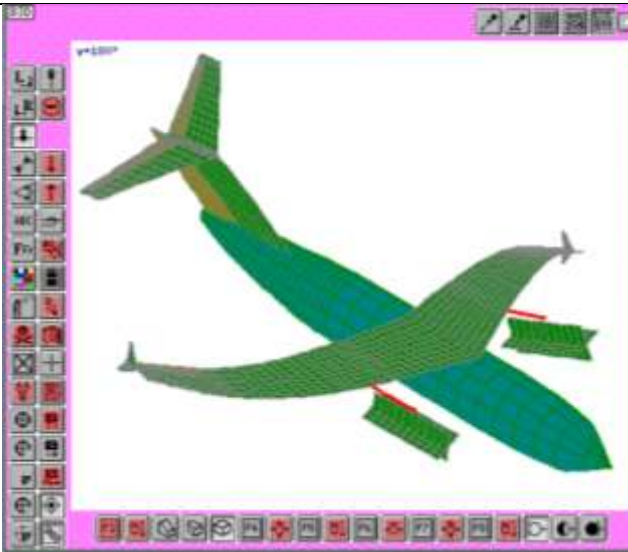
Назва форми	Частота (Гц)	Ескіз форми
Симетричні горизонтальні коливання СУ	$f=2.37$	

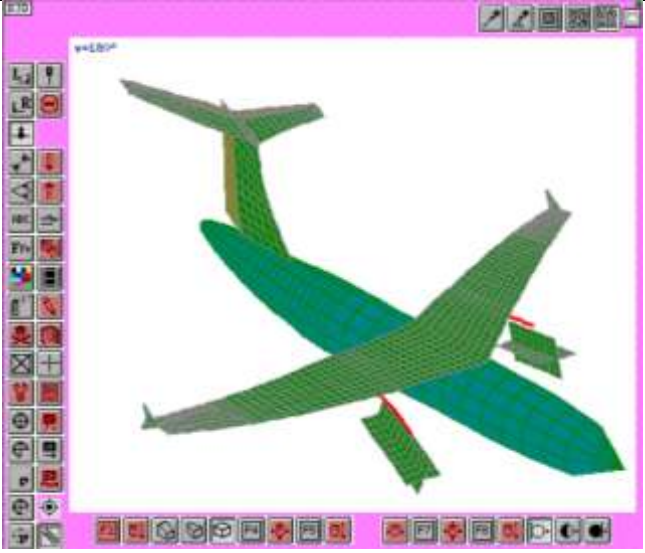
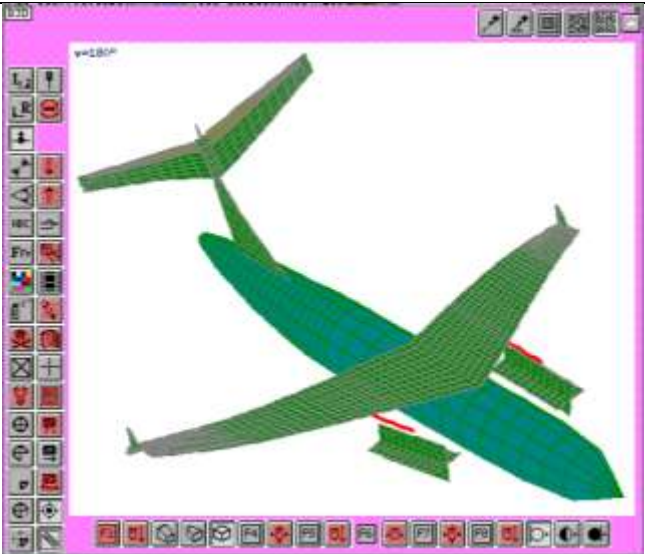
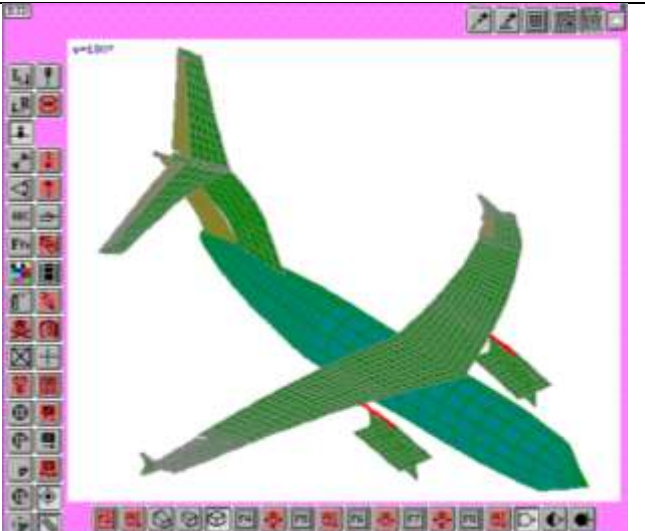
Симетричний вертикальний вигин крила	$f=2.57$	
Симетричне крутіння крила	$f=3.64$	
Вертикальний вигин фюзеляжу	$f=6.08$	

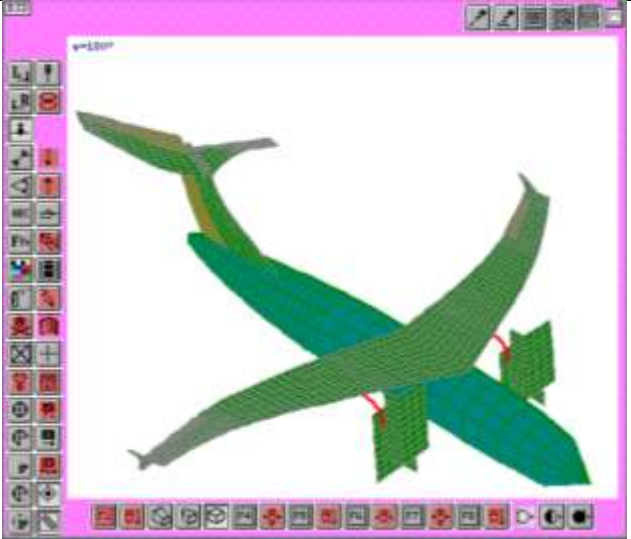
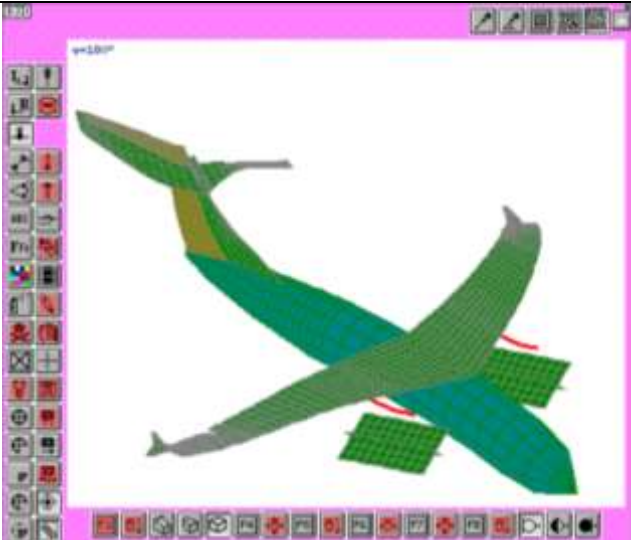
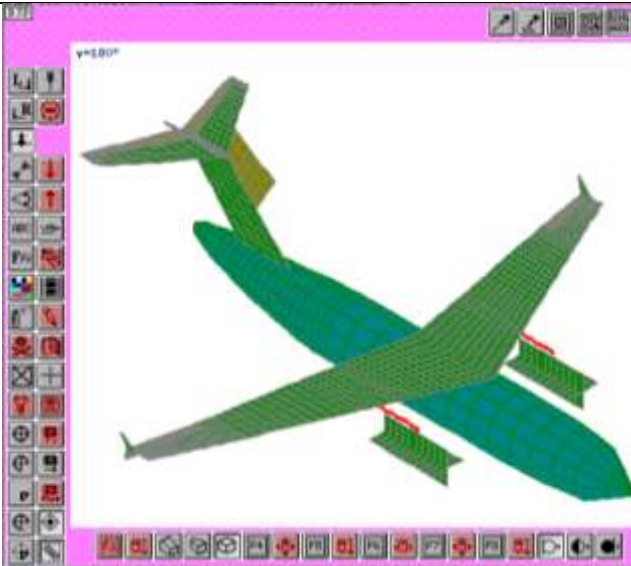
Симетричний горизонтальний вигин крила	$f=6.63$	
Симетричний вертикальний вигин крила	$f=7.73$	
Симетричні горизонтальні коливання СУ	$f=8.59$	

Симетричний вигин стабілізатора	$f=9.65$	
--	----------------------------	--

Таблиця 3.6 Антисиметричні форми коливань

Назва форми	Частота (Гц)	Ескіз форми
Антисиметричні горизонтальні коливання СУ	$f=2.46$	
Антисиметричне крутіння крила	$f=2.81$	

Вигин кіля	$f=3.27$	
Крутіння кіля	$f=4.14$	
Антисиметричні горизонтальні коливання стабілізатора	$f=6.67$	

Антисиметричний вертикальний вигин крила	$f=8.27$	
Горизонтальні “ножиці”	$f=9$	
Антисиметричні горизонтальні коливання СУ	$f=10.4$	

3.3.2 Порівняння отриманого спектра частот з наземними частотними випробовуваннями

Таблиця 3.7 Порівняння симетричного частотного спектру НЧВ з розрахунковими

Форма	Частоти НЧВ (Гц)	Розрахункові частоти (Гц)	Різниця (%)
Симетричні горизонтальні коливання СУ	2,285	2,37	3,59
Симетричний вертикальний вигин крила	2,61	2,57	1,53
Симетричне крутіння крила	3,65	3,64	0,27
Вертикальний вигин фюзеляжу	5,78	6,08	4,93
Симетричний горизонтальни й вигин крила	7,405	6,63	10,47
Симетричний вертикальний вигин крила	7,2	7,73	6,86
Симетричні горизонтальні коливання СУ	8,22	8,59	4,31
Симетричний вигин стабілізатора	11,78	9,65	18.08

Таблиця 3.8 Порівняння антисиметричного частотного спектру НЧВ з
розрахунковими

Форма	Частоти НЧВ (Гц)	Розрахункові частоти (Гц)	Різниця (%)
Антисиметричні горизонтальні коливання СУ	2,395	2,46	2,64
Антисиметричне крутіння крила	2,845	2,81	1.23
Вигин кіля	3,365	3,27	2,82
Крутіння кіля	4,118	4,14	0,53
Антисиметричні горизонтальні коливання стабілізатора	5,58	6,67	16,34
Антисиметричний вертикальний вигин крила	5,56	8,27	32,76
Горизонтальні “ножиці”	5,84	8,99	35,03
Антисиметричні горизонтальні коливання СУ	7,995	10,4	23,125

3.3.3 Визначення характеристик згинально-крутильного флатера при різних положеннях СУ та пілона

До таблиць 3.9-3.11 були внесені данні розрахунків при вихідному положенні силових установок, та побудований відповідний графік(Рис. 3.3).

Таблиця 3.9 Отримані флатерні характеристики літака при 0% палива

Точки	Висота H[м]	Число Маха М	Швидкість V [км/год]	Частота f [Гц]
1	2530	0,9	944,855	3,517
2	9402	0,9	589,916	3,5225
1	7112	0,8	619,319	3,528
2	520,7	0,8	950,085	3,503
1	4359	0,7	653,467	3,52864
2	-1531	0,7	937,59	3,49596
1	762,3	0,6	702,285	3,5246
2	-3542	0,6	899,673	3,4953
1	-	0,5	-	-
2	-	0,5	-	-

Таблиця 3.10 Отримані флатерні характеристики літака при 31% палива

Точки	Висота H[м]	Число Маха М	Швидкість V [км/год]	Частота f [Гц]
1	3344	0,9	897,306	3,86764
2	-3925	0,9	1378,11	4,00065
1	1170	0,8	913,559	3,92466
2	-6777	0,8	1424,87	3,94889
1	-1440	0,7	932,685	3,94544
2	-	0,7	-	-
1	-4635	0,6	954,722	3,95414
2	-	0,6	-	-
1	-	0,5	-	-
2	-	0,5	-	-

Таблиця 3.11 Отримані флатерні характеристики літака при 100% палива

Точки	Висота H[м]	Число Маха М	Швидкість V [км/год]	Частота f [Гц]
1	3525	0,9	886,943	3,820089
2	-4341	0,9	1409,57	3,92885
1	1307	0,8	905,914	3,87624
2	-6777	0,8	1475,9	3,86577
1	-1259	0,7	923,027	3,89948
2	-	0,7	-	-
1	-4408	0,6	943,131	3,90943
2	-	0,6	-	-
1	-	0,5	-	-
2	-	0,5	-	-

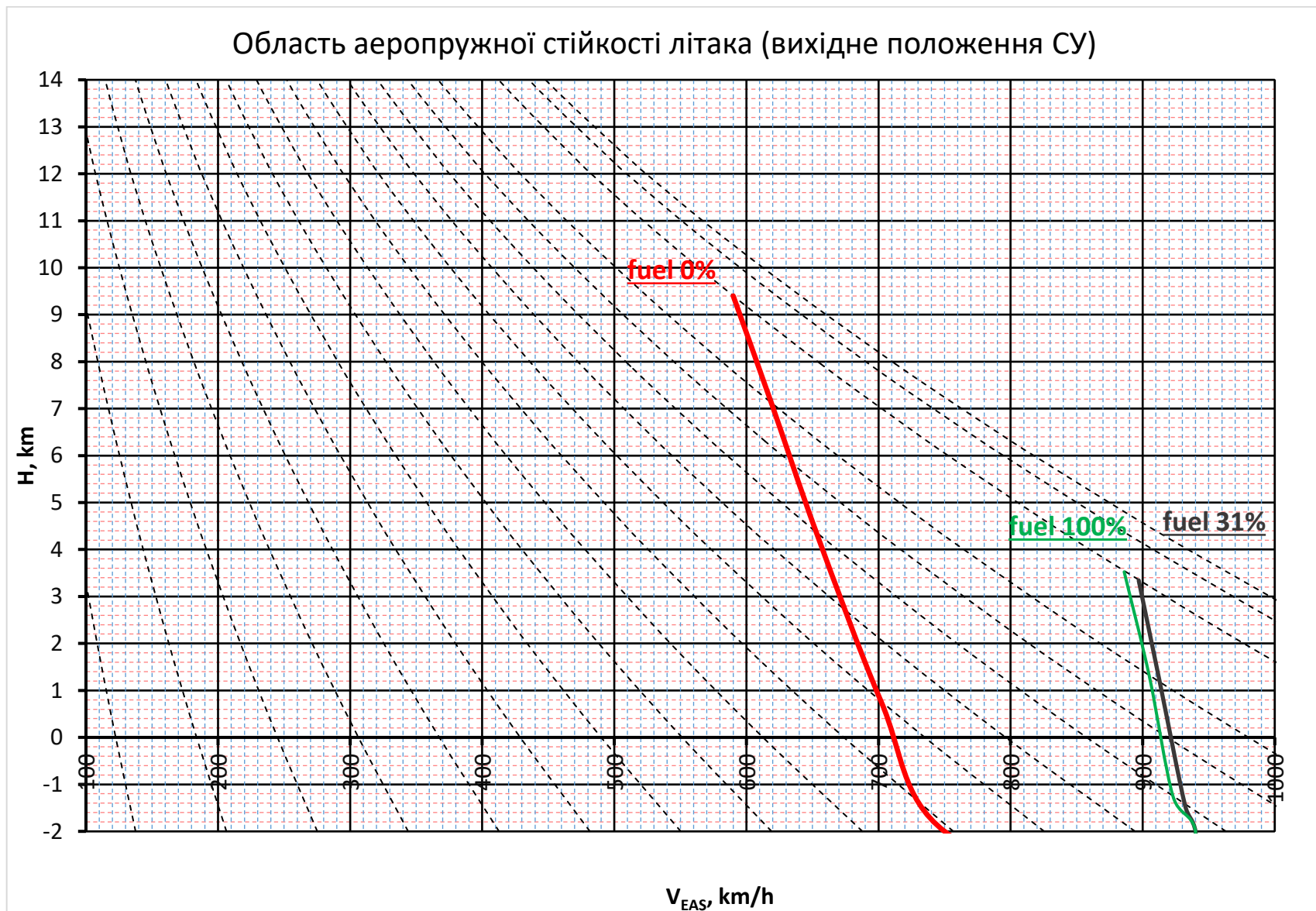


Рис 3.3 Область аеропружної стійкості літака (вихідне положення СУ)

До таблиць 3.12-3.14 були внесені данні розрахунків при зміщенні положення силових установок на 0.5 метра осі Z(+), та побудований відповідний графік (Рис. 3.4).

Таблиця 3.12 Отримані флатерні характеристики літака при 0% палива

Точки	Висота H[м]	Число Маха М	Швидкість V [км/год]	Частота f [Гц]
1	11060	0,9	519,601	3,36131
2	1274	0,9	1021,23	3,36161
1	8967	0,8	541,656	3,36914
2	-985,6	0,8	1038,36	3,34687
1	6565	0,7	563,041	3,37348
2	-3423	0,7	1042,78	3,33648
1	3628	0,6	587,391	3,37573
2	-6100	0,6	1031,79	3,32931
1	-308,1	0,5	623,782	3,37549
2	-	0,5	-	-

Таблиця 3.13 Отримані флатерні характеристики літака при 31% палива

Точки	Висота Н[м]	Число Маха М	Швидкість V [км/год]	Частота f [Гц]
1	4573	0,9	828,384	3,66845
2	-4740	0,9	1440,18	3,74589
1	2452	0,8	843,992	3,71458
2	-7912	0,8	1509,7	3,68097
1	-13,12	0,7	858,208	3,73506
2	-	0,7	-	-
1	-3019	0,6	874,046	3,7456
2	-	0,6	-	-
1	-6835	0,5	893,192	3,75016
2	-	0,5	-	-

Таблиця 3.14. Отримані флатерні характеристики літака при 100% палива

Точки	Висота Н[м]	Число Маха М	Швидкість V [км/год]	Частота f [Гц]
1	4720	0,9	820,385	3,63103
2	-5384	0,9	1490,45	3,66902
1	2590	0,8	836,708	3,67686
2	-	0,8	-	-
1	158,2	0,7	849,523	3,69883
2	-	0,7	-	-
1	-2801	0,6	863,52	3,71099
2	-	0,6	-	-
1	-6500	0,5	877,896	3,75086
2	-	0,5	-	-

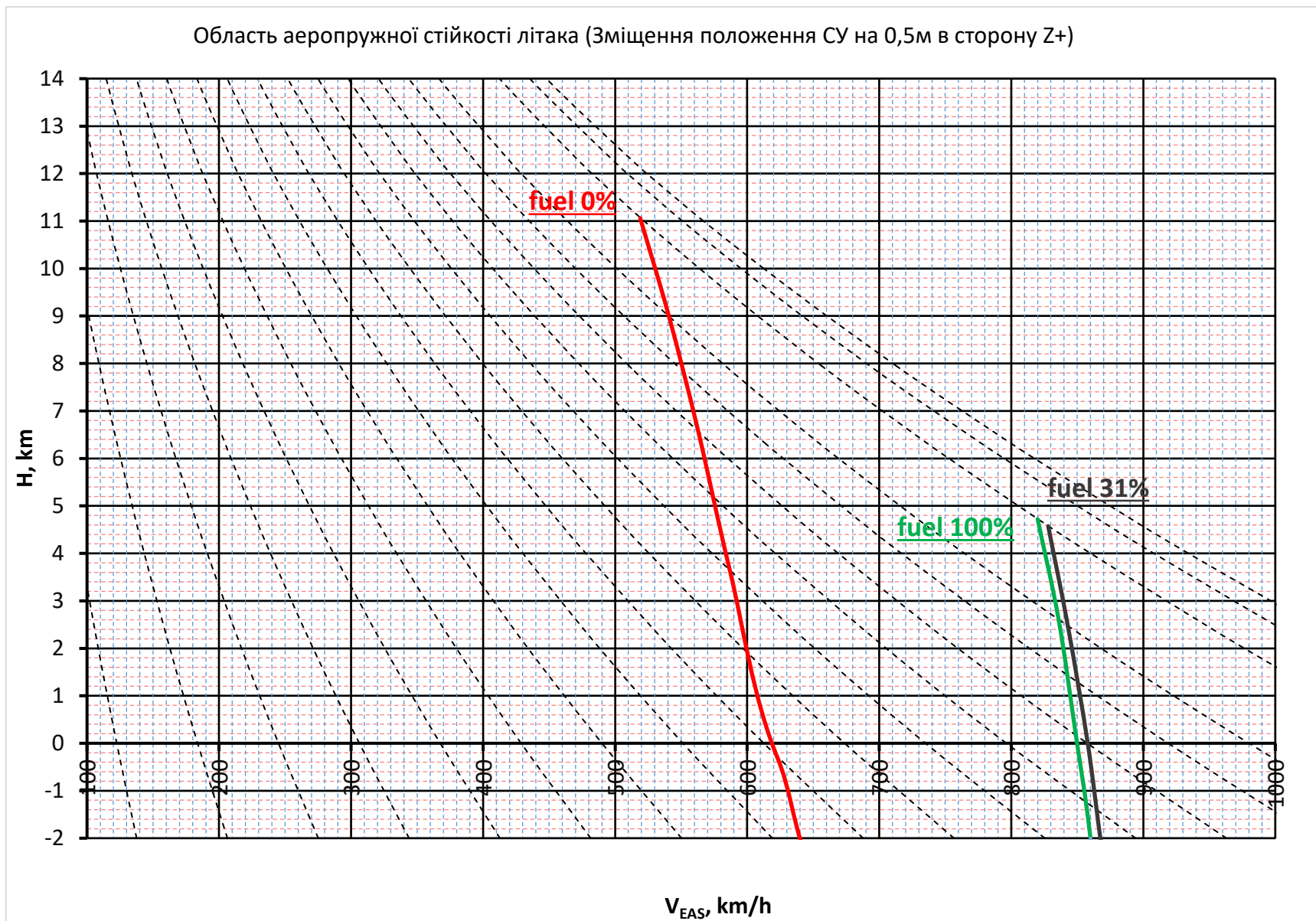


Рис 3.4 Область аеропружної стійкості літака (Зміщення положення СУ на 0,5м в сторону Z+)

До таблиць 3.15-3.17 були внесені данні розрахунків при зміщенні положення силових установок на 0.5 метра по напрямку осі Z(-), та побудований відповідний графік (Рис. 3.5).

Таблиця 3.15 Отримані флатерні характеристики літака при 0% палива

Точки	Висота H[м]	Число Маха М	Швидкість V [км/год]	Частота f [Гц]
1	7586	0,9	673,729	3,73674
2	3281	0,9	900,948	3,75388
1	4846	0,8	723,143	3,74239
2	1661	0,8	886,486	3,74365
1	-2193	0,7	973,597	3,528754
2	-	0,7	-	-
1	-6742	0,6	1066,72	3,60236
2	-	0,6	-	-
1	-	0,5	-	-
2	-	0,5	-	-

Таблиця 3.16 Отримані флатерні характеристики літака при 31% палива

Точки	Висота H[м]	Число Маха М	Швидкість V [км/год]	Частота f [Гц]
1	2173	0,9	966,195	4,08725
2	-2542	0,9	1276,65	4,30282
1	-89,96	0,8	985,282	4,16417
2	-538	0,8	1335,7	4,22949
1	-2865	0,7	1011,01	4,18568
2	-	0,7	-	-
1	-6318	0,6	1043,54	4,19106
2	-	0,6	-	-
1	-	0,5	-	-
2	-	0,5	-	-

Таблиця 3.17 Отримані флатерні характеристики літака при 100% палива

Точки	Висота H[м]	Число Маха М	Швидкість V [км/год]	Частота f [Гц]
1	3620	0,9	881,537	4,22039
2	-97,46	0,9	1108,93	4,24728
1	600,6	0,8	945,543	4,20709
2	-2775	0,8	1149,66	4,21886
1	-3000	0,7	1018,63	4,19803
2	-5136	0,7	1144,11	4,19965
1	-	0,6	-	-
2	-	0,6	-	-
1	-	0,5	-	-
2	-	0,5	-	-

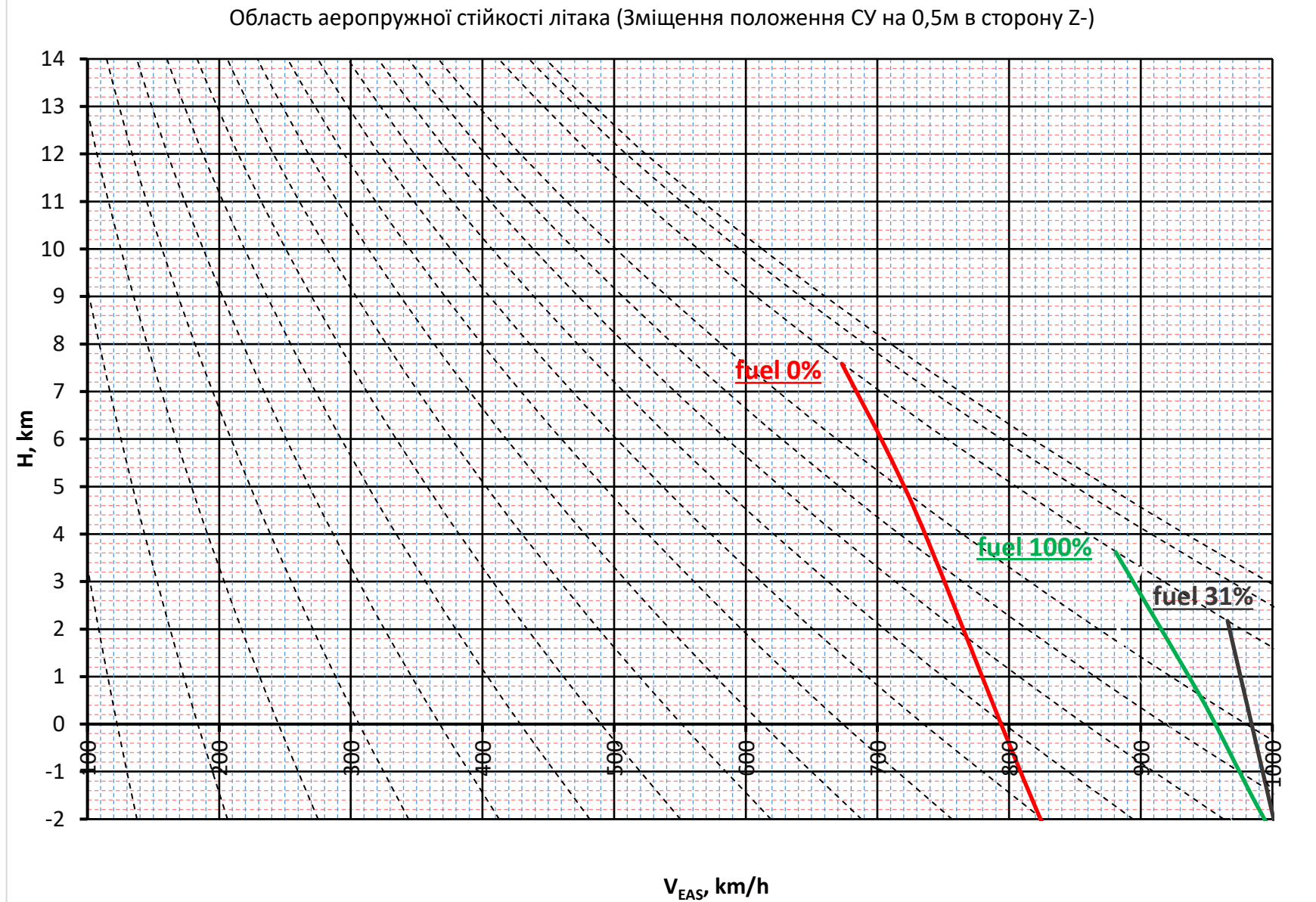


Рис 3.5 Область аеропружної стійкості літака (Зміщення положення СУ на 0,5м в сторону Z-)

3.3.4 Висновки

У розрахунках характеристик згинально-крутильного флатера була врахована тільки симетрична форма флатера, так як вона є визначальною. Вона має достатньо низькі швидкості при малому об'ємі палива у крилі, тому для малої кількості палива на літаках встановлюється обмеження по швидкості. Також, згідно з отриманими результатами, можна оцінити вплив зміни положення СУ на флатерні характеристики літака. При винесенні центра тяжіння СУ в сторону на 0,5 метра по напрямку осі $Z(+)$, що є далі від ПСЛ, то критичні швидкості флатера зменшуються, а при зміщенні центра тяжіння на 0,5 метра по напрямку осі $Z(-)$, що є ближче до ПСЛ - критичні швидкості збільшуються. З точки зору флатера зміщення СУ по напрямку осі $Z(+)$ вигідне, але таке рішення буде суперечити деяким вимогам (шум, аеродинаміка і т.д.).

4. ДОСЛІДЖЕННЯ ІНШИХ НАУКОВЦІВ

У сучасній авіаційній діагностиці є два пов'язані між собою динамічні випробування. Це наземні вібраційні випробування та випробування на флатер (Flutter) ефект. Ці випробування проводять для конкретної конфігурації літака визначення безпечної і стійкої зони польоту.

Флатер ефекту необхідно уникати, оскільки він може призвести до катастрофічних подій і повного руйнування літака. Тому так важливо, щоб отримати абсолютну впевненість у прогнозах, відповідність модельних прогнозів даного ефекту з результатами наземних випробувань.

Подібні дослідження науковці реалізують при різних умовах. Так у статті [8] представлені аналітичні залежності для визначення критичних швидкостей згинально-крутильного флатера крил великого та малого подовження без двигунів та з встановленими на них двигунами. Ці залежності використані розробки наближених методів вагового аналізу силових елементів конструкції та способу вибору раціональних її параметрів на початкових етапах проектування з урахуванням вимог міцності і жорсткості.

Наявність прикріплених до крила двигунів [9] або підвісних баків теж змінює співвідношення частот кручення та вигину, а також вносить додаткові особливості до розрахунку флатера.

Залежність критичної швидкості флатера крила великого подовження від становища у ньому двигунів досліджується у роботі [10]. Пропонується наближений спосіб параметричних досліджень, що базується на принципі Релея. Також у цій роботі визначається раціональне положення двигунів по відношенню до основних осей крила на спрощеній моделі, в якій масові та жорсткі характеристики крила призводять до обраного перерізу.

Висновки

Усі дослідження на флатер є актуальними та потребують вивчення. Можливості виникнення флатер ефекту нового літака повинні бути добре вивчені. Після аналітичних перевірок та випробувань на землі переходять до фактичного аналізу флатер ефекту при льотних тестових випробуваннях. Методично та ретельно, проводячи тестові випробування на різних висотах та швидкостях польоту, перевіряється та розширюється зона стійкого польоту літака. Буває так, що характеристики польоту літака істотно змінюються через додаткові конфігурації корисного навантаження або навіть від кількості палива в баках. Важливо провести наземні вібраційні випробування та протестувати всі конфігурації літака, які можуть вплинути на льотно-технічні характеристики.

Унікальністю проведеної роботи є дослідження явища флатеру для конкретного літака з його параметрами. Дослідження включають в себе розрахунок при різних спектрах частот ЛА, а саме при симетричних та антисиметричних. Ці дані були проаналізовані з результатами тестових випробувань літака та порівняні. Проведений також флатерний розрахунок, а саме згинально-крутильного флатера при різних розташуваннях СУ. Експеримент полягав у зміні положення СУ шляхом переміщення її центра тяжіння вздовж осі Z. Метою розрахунку є пошук найвигіднішого положення СУ з точки зору флатера. Розрахунки порівнювались між собою з точки зору знаходження найвищої швидкості флатера по індикаторній швидкості.

5. РОЗРОБЛЕННЯ СТАРТАП ПРОЕКТУ

5.1 Опис ідеї проекту

В розділі проведено маркетинговий аналіз стартап проекту, визначені можливості та доцільність його впровадження на ринок.

Таблиця 5.1 Опис стартап-проекту

Зміст проекту	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Оцінка вигідного розташування СУ на крилі	Авіаційна галузь	1) Оцінка розташування СУ з різних сторін; 2) Аналіз форм флатера

Запропоноване автором дослідження дозволяє проведенні параметричних розрахункових досліджень в симетричному спектрі власних коливань за допомогою програмного комплексу IMAD.

Конкурентами в нашій роботі є: дослідження коливань за допомогою інших програмних комплексів.

5.2 Технологічний аудит

Реалізувати ідею проекту можна за допомогою проектних розрахунків.

В табл. 5.2 проведений аналіз потенційних техніко-економічних переваг даної ідеї у порівнянні з конкурентами.

Таблиця 5.2 Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту

№ п/п	Техніко-економічні характеристики ідеї	W	N	S
1.	Грошові витрати		Мій проект та конкуренти	
2	Складність розрахунку	—	—	Мій проект та конкуренти
3	Зображення форм флатера	—	—	Мій проект
4	Отримання векторної діаграми стану			Мій проект

Визначення технологічної здійсненності ідеї проекту наведено в табл. 5.3

Таблиця 5.3 технологічна здійсненність ідеї проекту

№ п/п	Ідея проекту	Технологія її реалізації	Наявність технології	Доступність технології
1.	Використання програмного комплексу для розрахункових досліджень в симетричному спектрі власних коливань	Теоретичний розрахунок	+	+
		Практичне використання	+	
Обрана технологія може бути реалізована				

По показникам характеристики стану ринку можна зробити висновок, що даний проект є рентабельним.

Визначення потенційних груп клієнтів.

Потенційні групи клієнтів можна умовно поділити на первинних та вторинних споживачів продукту. Первинною групою є авіаційний транспорт. Надалі визначимо потенційні групи клієнтів (табл. 4.5)

Таблиця 5.5 Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

№ п/п	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до товару
1.	Найвигідніше розташування СУ	Авіаційна галузь	фінанси	Точність та розширення можливостей абсолютного використання ресурсу

Після визначення потенційних груп клієнтів проводимо аналіз ринкового середовища, складаємо таблицю факторів, що допоможуть виходу проекту на ринок, та врахування факторів, що цьому можуть перешкодити (табл. 4.6)

Таблиця 5.6 Фактори загроз

№ п/п	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1.	Розробка покращеної методики	Зменшення попиту використання	Вдосконалення вже існуючих методик

Таблиця 5.7 Фактори можливостей

№ п/п	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1.	Не потребує великих затрат на використання	Економність	Достойна оплата праці
2.	Підвищений попит у авіаційній галузі	Використання унікальних аеродинамічних схем	Покращення методики розрахунків

Надалі проведемо аналіз пропозиції, визначивши загальні риси конкуренції на ринку (табл.5.8).

Таблиця 5.8. Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється дана характеристика	Вплив на діяльність підприємства
Тип конкуренції олігополія	Невелика кількість програмних комплексів, які ведуть між собою здебільшого нецінову конкуренцію.	Не відрізняється помітним впливом
Національний рівень конкурентної боротьби	Даний ринок достатньо відкритий	Помітний вплив на модернізації галузі
Внутрішньогалузева ознака	Боротьба ведеться між методиками розрахунків	Пошук доступніших програмних комплексів

Нецінова конкуренція	Підвищення якості методики в порівнянні з іншими	Робота над постійним покращенням методики
----------------------	--	---

Після аналізу конкуренції проводимо більш детальний аналіз умов конкуренції в галузі (табл.5.9.).

Таблиця 5.9. Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером

Складові аналізу	Прямі конкуренти в галузі	Потенційні конкуренти	Клієнти	Товари-замінники
	Є	Бар'єрів впровадження нема	ДП «Антонов»	Загрози з боку замінників є
Висновки:	Низька інтенсивність	Є можливість входження в галузь	Диктують умови роботи на ринку. Такі, як час на розрахунок і забезпечення потрібним програмним забезпеченням	Відсутність обмежень від замінників

З огляду на конкурентну ситуацію існує можливість виходу на ринок даної галузі. Щоб бути конкурентоспроможним на ринку даному проекту необхідно розробити покращену методику для розрахунків.

На основі аналізу конкуренції, проведеного в табл.5.9, а також із урахуванням характеристик ідеї проекту табл.5.2, вимог споживачів до товару табл.5.5 та факторів маркетингового середовища табл.5.6-5.7 визначаємо та обґрунтовуємо перелік факторів конкурентоспроможності. Аналіз оформлюється в табл.5.10.

Таблиця 5.10. Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування (наведення чинників, що роблять фактор для порівняння конкурентних проектів значущим)
1	Менша потреба у витратах	Для методики розрахунку мала необхідність в затратах
2	Точність розрахунків	Удосконалення отримання результатів
3	Використання отриманих даних	Максимальне вичерпання ресурсу

За визначеними факторами конкурентоспроможності (табл.5.10) проведемо аналіз сильних та слабких сторін мого стартап-проекту (табл.5.11).

Таблиця 5.11. Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін «Використання схеми закріплення СтАЗФ вогнепального перелому під кутом 60»

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Бали 1-20	Рейтинг методки у порівнянні з проектом конкурента						
			-3	-2	-1	0	1	2	3
1	Менша потреба у витратах	20				●			
2	Точність розрахунків	20			●				
3	Використання отриманих даних	20					●		
4	Точність розрахунку в проекті	20					●		

Фінальним етапом ринкового аналізу можливостей впровадження проекту є складання SWOT-аналізу (матриці аналізу сильних (Strength) та слабких (Weak) сторін, загроз (Troubles) та можливостей (Opportunities) (табл.5.12) на основі виділених ринкових загроз та можливостей, та сильних і слабких сторін (табл.5.11).

Перелік ринкових загроз та ринкових можливостей складається на основі аналізу факторів загроз та факторів можливостей маркетингового середовища. Ринкові загрози та ринкові можливості є наслідками впливу факторів, і, на відміну від них, ще не є реалізованими на ринку та мають певну ймовірність здійснення.

Таблиця 5.12. SWOT- аналіз стартап-проекту

Сильні сторони: Унікальність аеродинамічних схем	Слабкі сторони: Доступність роботи в програмному комплексі
Можливості: Розширення досліджень	Загрози: розробка доступнішої методики

На основі SWOT-аналізу розробляються альтернативи ринкової поведінки для виведення стартап-проекту на ринок та орієнтовний оптимальний час їх ринкової реалізації з огляду на потенційні проекти конкурентів, що можуть бути виведені на ринок.

Визначені альтернативи аналізуються з точки зору строків та ймовірності отримання ресурсів (табл.5.13).

Таблиця 5.13. Альтернативи ринкового впровадження стартап-проекту

№ п/п	Альтернатива ринкової поведінки	Ймовірність отримання ресурсів	Строки реалізації
1	Публічне ознайомлення, перевірка з існуючими методиками (аналогами), державне затвердження	Висока	2 місяці
2	Публічне ознайомлення, перевірка на справжньому експерименті, державне затвердження	Висока	2 роки

Із зазначених альтернатив виберемо першу, бо отримання ресурсів є більш простим та ймовірним а строки реалізації – більш стислими.

5.3 Розроблення ринкової стратегії проекту

Розроблення ринкової стратегії першим кроком передбачає визначення стратегії охоплення ринку: опис цільових груп потенційних споживачів (табл.4.14).

Таблиця 5.14. Вибір цільових груп потенційних споживачів

№ п/п	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів сприйняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільової групи	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Простота входу у сегмент
1	ДП «Антонов»	Повністю готові	Високий	Середня	Середня

Для роботи в обраному сегменті ринку необхідно сформулювати базову стратегію розвитку (табл.5.15).

Таблиця 5.15. Визначення базової стратегії розвитку

Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія охоплення ринку	Ключові конкурентоспроможні позиції відповідно до обраної альтернативи	Базова стратегія розвитку
Альтернативна	Охоплення на 70-80 %	Конкуренти	Спеціалізація

Далі виберемо стратегію конкурентної поведінки (табл.5.16).

Таблиця 5.16. Визначення базової стратегії конкурентної поведінки

Чи є проект «першопроходцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики то-вару конкурента, і які?	Стратегія конкурентної поведінки
Ні	Так	Копіювати лише загально використані ідеї	Стратегія заняття галузі

Результатом даного підрозділу є узгоджена система рішень щодо ринкової поведінки стартап-компанії, яка визначатиме напрями роботи стартап-компанії на ринку:

- використання в проекті сучасних технологій;
- напряму роботи лише у заданій ніші ринку.

5.4 Розроблення маркетингової програми стартап-проекту

Першим кроком є формування маркетингової концепції товару, який отримає споживач. Для цього у табл.4.17 підсумуємо результати попереднього аналізу конкурентоспроможності товару.

Таблиця 5.17. Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

№ п/п	Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами
1	Не потребує великих затрат на розрахунки	Зменшення собівартості	Достойна оплата праці
2	Підвищений попит у авіаційній галузі	Використання унікальних аеродинамічних схем	Покращення методики розрахунків

Далі визначаємо оптимальну систему збуту, в межах якого приймається рішення (табл.5.18).

Таблиця 5.18. Формування системи збуту

Специфіка закупівельної поведінки цільових клієнтів	Функції збуту, які має виконувати постачальник товару	Глибина каналу збуту	Оптимальна система збуту
Одноразова покупка	Інформування	Глибока	Державне затвердження методики

Останньою складовою маркетингової програми є розроблення концепції маркетингових комунікацій, що спирається на попередньо обрану основу для позиціонування, визначену специфіку поведінки клієнтів (табл.4.19).

Таблиця 5.19. Концепція маркетингових комунікацій

Специфіка поведінки цільових клієнтів	Канали комунікацій, якими користуються цільові клієнти	Ключові позиції, обрані для позиціонування	Завдання рекламного повідомлення	Концепція рекламного звернення
Комунікабельні	Наукові праці	Реклама методики на конференціях	Освітлення ідеї	Показати, що наша методика краща та доцільніша

Результати маркетингового дослідження:

- даний стартап-проект є актуальним, тому що може вивести авіаційну галузь на наступну сходинку
- мала кількість конкурентів
- унікальність ідеї
- впровадження в ринок є абсолютно доцільним, прибутковим.

6. Список використаної літератури

1. Р. Л. Бисплингхофф, Х. Эшли, Р. Л. Халфмэн «Аэроупругость»; пер. с англ. Г. И. Баренблатта, А. И. Смирнова, В. П. Шидловского; под. ред. Э. И. Григолюка. – Москва, 1958. – 791 с.
2. Введение в аэроупругость [Текст] / Белоцерковский С. М., Кочетков Ю. А., Красовский А. А., Новицкий В. В. – М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1980. – 384 с.
3. Бишоп Р. Колебания: Пер. с англ./Под ред. Я. Г. Пановко. – 3-е изд. – М.: Наука. Гл. ред. Физ.-мат. лит., 1986. – 192 с.
4. Я. Г. Пановко, И. И. Губанова «Устойчивость и колебания упругих систем» [Текст] / М., 1967 г., 420 стр, с илл.
5. И. В. Остославский. Аэродинамика самолёта. М. Государственное издательство оборонной промышленности, 1975.
6. Г. С. Бюшгенс. Динамика самолёта. Пространственное движение. М. Машиностроение 1983.
7. Шульженко, М. Н. Конструкция самолетов [Текст]: учебник для студентов авиационных ВУЗов, М.: Машиностроение, 1971. – 416 с.
8. Литвинов В. М., Литвинов Е. В. Методика расчета массы крыла самолета с учетом ограничений по аэроупругости // Ученые записки ЦАГИ // 2006. Т. XXXVII. № 3. С. 63-83.

9. Келдыш М.В., Пархомовский Я.М. Колебания крыла с упруго прикрепленным мотором //Труды ЦАГИ. 1941. Вып. 535., 25 с.
10. Дулина Н.Г. Исследование влияния параметров компоновки крыла с двигателями на величину критической скорости флаттера //Ученые записки ЦАГИ// 1979. Т. 10. № 6. С. 90-98.
11. Методичні ре-комендації до виконання розділу магістерських дисертацій для студентів інженерних спеціальностей / За заг. ред. О.А. Гавриша. – Київ : НТУУ «КПІ», 2016. – 28 с.