

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

Факультет літакобудування

Кафедра міцності літальних апаратів

Кваліфікаційна робота

(тип кваліфікаційної роботи)

другий (магістерський)

(освітнійступінь)

на тему: «РОЗРАХУНКИ СТАТИЧНОЇ МІЦНОСТІ, РЕСУРСУ ТА АЕРОПРУЖНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАКА ТИПУ АН-74ТК-300»
ХАІ.102.168.24О.1316729816 КР

Виконав: студент ІІ курсу групи № 168

Галузь знань 13 «Механічна інженерія»

(код та найменування)

Спеціальність 131 «Прикладна механіка»

(код та найменування)

Освітня програма «Динаміка і міцність машин»

(найменування)

Ірини ЯЛОВЕНКО

(ім'я прізвище студента)

Керівник: Анатолій КИРПІКІН

(ім'я прізвище)

Рецензент: Володимир КОПИЧКО

(ім'я прізвище)

Харків – 2024

Міністерство освіти і науки України
Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

Факультет Літакобудування
Кафедра 102 «Міцність літальних апаратів»
Рівень вищої освіти другий (магістерський)
Галузь знань 13 «Механічна інженерія»
Спеціальність 131 «Прикладна механіка»
(код та найменування)
Освітня програма «Динаміка і міцність машин»
(найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри

д.т.н., професор. Віталій МІРОШНІКОВ
“ ” _____ 2023 року

ЗАВДАННЯ
НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ

Яловенко Ірина Ігорівна
(прізвище, ім'я та по батькові)

1. Тема кваліфікаційної роботи «Розрахунки статичної міцності, ресурсу та аеропружних характеристик літака типу АН-74тк-300»

керівник кваліфікаційної роботи Кирпикін Анатолій Олексійович, к.т.н., доцент каф.102
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом Університету № уч від « » _____ 2023 року

2. Термін подання студентом кваліфікаційної роботи _____

Вихідні дані до
роботи _____

Зміст пояснювальної записки (перелік завдань, які потрібно розв'язати)

Літак Ан-74ТК-300 є глибокою модифікацією літака АН-74 та призначений для виконання пасажирських перевезень, у тому числі в умовах підвищеної комфортності. Літак транспортної категорії Ан-74ТК-300, спроектований авіаційним науково-технічним комплексом "АНТОНОВ", є суцільнометалевим вільнонесучим монопланом з високорозташованим крилом малої стрілоvidності та однокільовим Т-подібним оперенням. Основні тактико-технічні характеристики літака: розмах крила, м 31,89; довжина літака, м 28.07; висота літака, м 8,65; площа крила, м² 98,62; маса, кг порожній літак 19000; максимальна злітна 37500; палива 13210; тип двигуна 2 ТРДД Прогрес Д-36серія 4А; тяга, кН 2 x 63,80; максимальна швидкість, км/год 750; крейсерська швидкість, км/год 650; перегінна дальність, км 5300; практична дальність, км із завантаженням 10000 кг 1450 з 52 пасажирами 3500 з 24 пасажирами 4500; практична стеля, м 10100; екіпаж, чол 2.

У цій роботі розглянуті питання міцності та ресурсу конструкцій крила та шасі літака, а також питання аеропружності. Визначено перевантаження, прийнято коефіцієнти безпеки, навантаження на розглянуті агрегати згідно з розрахунковими випадками. Після визначення зовнішніх навантажень, що є вихідними даними для розрахунку на міцність, проводиться проектування та перевірені розрахунки елементів конструкції за вимогами ресурсу.

Основною темою роботи є дослідження ресурсу конструкції залежно від прийнятих профілів польоту для літака даного типу за його змішаної експлуатації. Для цього визначено розрахункові залежності згідно з механізмом втомних пошкоджень, моделі турбулентності атмосфери для регулярних зон конструкції та зон конструктивних нерегулярностей.

6. Консультанти розділів кваліфікаційної роботи

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
1	<i>кандидат технічних наук, доцент каф. 102 Кирп'юк Анатолій Олексійович.</i>	22.09.23	15.10.23
2	<i>кандидат технічних наук, доцент каф. 102 Кирп'юк Анатолій Олексійович.</i>	18.10.23	23.10.23
3	<i>кандидат технічних наук, доцент каф. 102 Кирп'юк Анатолій Олексійович.</i>	14.12. 23	20.12.23

Нормоконтроль _____
(підпис)

Оксана УТИРАЛОВА «10» січня 2024 р.
(ім'я прізвище)

7. Дата видачі завдання «10» вересня 2023 р.

№ п/п	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів кваліфікаційної роботи	Примітка
1	Затвердження теми, мети та завдань роботи.	10.09.23-17.09.23	
2	Складання плану роботи.	18.09.23-21.09.23	
3	Аналіз літературних джерел. Написання першого розділу роботи.	22.09.23-15.10.23	
4	Планування дослідження та підбір методик. Написання другого розділу роботи.	18.10.23-23.10.23	
5	Проведення дослідження.	24.10.23-31.11.23	
6	Статистична обробка отриманих даних.	01.12.23-13.12.23	
7	Написання третього розділу роботи.	14.12. 23- 20.12.23	
8	Написання загальних висновків по роботі та оформлення тексту роботи.	21.12. 23- 25.12.23	
9	Передзахист.	26.12.2023	
10	Внесення коректив до роботи.	27.12.23-30.12.23	
11	Оформлення та підписання відповідної документації(висновок керівника, висновок кафедри, рецензія та довідка на предмет наявності порушень академічної доброчесності).	02.01.24-06.01.24	
12	Підготовка електронної презентації та тексту доповіді.	07.01.24-09.01.24	
13	Строк подання здобувачем роботи на кафедру.	10.01.24	
14	Захист.	16-19, 22.01.24	

Здобувач



(підпис)

Ірина ЯЛОВЕНКО

(ім'я та прізвище)

Керівник кваліфікаційної роботи

(підпис)

Анатолій КИРПІКІН

(ім'я та прізвище)

ЗАВДАННЯ
НА ВИПУСКНУ РОБОТУ МАГІСТРА
за спеціальністю 131 «Динаміка та міцність машин»
Студентки 168М групи Яловенко І.І.

ТЕМА ВИПУСКНОЇ РОБОТИ:
РОЗРАХУНКИ СТАТИЧНОЇ МІЦНОСТІ, РЕСУРСУ ТА
АЕРОПРУЖНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАКА ТИПУ
АН-74ТК-300

Зміст випускної роботи

Реферат

Зміст

Розділ 1. Опис літака, призначення, тактико-технічні дані.

Розділ 2. Розрахунок перевантажень при маневруванні та польоті в неспокійному повітрі

2.1 Нормування маневрених перевантажень та розрахункових швидкостей польоту.

2.2 Перевантаження у неспокійному повітрі.

2.3 Побудова оригінальної польотних режимів.

Розділ 3.Формування профілю типового польоту та розрахунок директивних напруг, що забезпечують заданий ресурс.

Розділ 4. Розрахунок навантажень на крило літака.

Розділ 5.Проектувальний розрахунок перерізів крила ($z=0.1$, $z=0.4$) з урахуванням вимог забезпечення ресурсу.

Розділ 6.Перевірочні розрахунки перерізів крила на нормальні та дотичні напруги при розрахункових навантаженнях.

6.1 Метод редуційних коефіцієнтів.

6.2 Формування кінцево-елементної моделі крила.

6.3 Метод кінцевих елементів.

Розділ 7.Проектувальний та перевірочний розрахунки поперечного стику крила.

Розділ 8.Розрахунок ресурсу регулярних зон конструкції крила та поперечного стику за профілем типового польоту або інтегральної повторюваності перевантажень. Висновок про ресурс конструкції.

Розділ 9.Проектувальний та перевірочний розрахунок стійки шасі на заданий ресурс.

Розділ 10. Розрахунок на міцність оперення літака

10.1 Розрахунок навантажень на стабілізуючі та рульові поверхні
- Елерони.

10.2 Розрахунок на міцність за методом кінцевих елементів елерону з тришарнірною підвіскою.

Розділ 11. Розрахунок на міцність елерона літака.

11.1 Теоретичні дані

11.2 Вихідні дані

11.3 Розрахунок навантажень на елерон

11.4 Розрахунок НДС елерону шляхом кінцевих елементів

Створення кінцево-елементної моделі

Розрахунок моделі та аналіз результатів

11.5 Аналіз розміщення опор елерону

Розділ 12. Дослідження аеропружних характеристик літака

12.1 Вимоги Авіаційних правил (АП-25)

12.2 Аеродинамічні характеристики літака

12.3 Масово-інерційні та жорсткісні характеристики крила

12.4 Розрахунок динамічних характеристик крила

12.5 Дослідження динамічної реакції та навантаження літака в турбулентній атмосфері

12.5.1 Короткоперіодичний рух літака

12.5.2 Динамічна реакція літака на дію вертикального пориву

12.6 Статична аеропружність крила. Дивергенція

12.7 Динамічна аеропружність крила. Флаттер

Явище флаттера

Визначення критичної швидкості згинально-крутильного флаттера крила

Висновки

Список літератури

Додатки

РЕФЕРАТ

Звіт про дипломну роботу магістра: 158 с., 98 мал., 6 табл., 8 додатків, 13 джерел.

Об'єкт дослідження – літак типу Ан-74ТК-300, елементи конструкції крила та шасі літака.

Мета роботи – дослідження ресурсу літака залежно від профілів типових польотів під час змішаної експлуатації. Проектувальні та перевірочні розрахунки елементів конструкції крила та шасі за вимогами ресурсу. Дослідження аеропружних характеристик літака.

Метод дослідження – статистичний аналіз умов експлуатації літака. Аналіз навантаженості елементів конструкції в польоті та при посадці.

До літака як літального апарата висувається низка складних і різноманітних вимог порівняно з вимогами до інших інженерних споруд. Багато з цих вимог є суперечливими: літак повинен мати хороші льотні дані і одночасно з цим він повинен бути досить міцним в експлуатації та мати мінімальну вагу при відносно невеликих розмірах конструкції. Авіаційна конструкція характеризується складним розподілом мас і жорсткостей і має нескінченне число ступенів свободи. Норми льотної придатності вказують на необхідність перевірки міцності літального апарата (ЛА) в різних умовах його експлуатації.

Міцність конструкцій є одним з основних чинників забезпечення безпеки польоту будь-якого літального апарата (ЛА). Для створення літаків з хорошими льотними даними, міцність необхідно визначати найдосконалішими методами. У цій роботі розглянуті питання міцності та ресурсу конструкцій крила та шасі літака, а також питання аеропружності.

У цій роботі розглянуті питання міцності та ресурсу конструкцій крила та шасі літака, а також питання аеропружності.

Визначено перевантаження, прийнято коефіцієнти безпеки, навантаження на розглянуті агрегати згідно з розрахунковими випадками. Після визначення зовнішніх навантажень, що є вихідними даними для розрахунку на міцність, проводиться проектування та перевірочні розрахунки елементів конструкції за вимогами ресурсу.

ABSTRACT

Master's thesis report: 158 pages, 98 figures, 6 tables, 8 appendices, 13 sources.

The object of the study is the An-74TK-300 type aircraft, elements of the wing and landing gear of the aircraft.

The purpose of the work is to study the resource of the aircraft depending on the profiles of typical flights during mixed operation. Design and verification calculations of wing and chassis design elements according to resource requirements. Study of aeroelastic characteristics of the aircraft.

The research method is statistical analysis of aircraft operating conditions. Analysis of the load of structural elements in flight and during landing.

The airplane as a flying machine has a number of complex and diverse requirements compared to the requirements for other engineering structures. Many of these requirements are contradictory: the aircraft must have good flight data and, at the same time, it must be sufficiently strong in operation and have a minimum weight with relatively small dimensions of the structure. An aviation structure is characterized by a complex distribution of masses and stiffnesses and has an infinite number of degrees of freedom. Airworthiness standards indicate the need to check the strength of the aircraft (LA) in various conditions of its operation.

The strength of structures is one of the main factors in ensuring the flight safety of any aircraft (LA). To create aircraft with good flight data, strength must be determined by the most advanced methods.

In this work, the issues of strength and resource of aircraft wing and landing gear structures, as well as issues of aeroelasticity, are considered.

The overload was determined, the safety factors were adopted, and the load on the considered units was determined according to the calculated cases. After determining the external loads, which are the initial data for the calculation of strength, design and verification calculations of structural elements are carried out according to resource requirements.

ЗМІСТ

ВСТУП	5
1 ОПИС ЛІТАКА, ПРИЗНАЧЕННЯ, ТАКТИКО-ТЕХНІЧНІ ДАНІ	6
2 МЕЖІ ДОПУСТИМИХ ШВИДКОСТЕЙ І ПЕРЕВАНТАЖЕНЬ	8
2.1 Обґрунтування вибору норм льотної придатності літака	8
2.2 Розрахунок огинаючої граничних польотних умов V-n Визначення розрахункових швидкостей польоту Вибір максимальної та мінімальної маневрених перевантажень Розрахунок перевантажень при польоті у неспокійному повітрі Максимальне та мінімальне експлуатаційне навантаження	8
3 ПРОФІЛЬ ТИПОВОГО ПОЛЬОТУ ЛІТАКА. ВИЗНАЧЕННЯ ДИРЕКТИВНИХ НАПРУГ, ЩО ЗАБЕЗПЕЧУЮТЬ РЕСУРС КОНСТРУКЦІЇ	15
3.1 Формування профілю польоту	15
3.2 Розрахунок директивної напруги, що забезпечує заданий ресурс	17
4 РОЗРАХУНОК НАВАНТАЖЕННЯ НА КРИЛО ЛІТАКА	19
4.1 Спрямлення крила	19
4.2 Розрахунок рівнодіючого навантаження на крило	20
4.3 Розподіл повітряного та масового навантажень по розмаху крила Розподіл повітряного навантаження Розподіл масових навантажень	20
4.4 Розрахунок поперечних сил і згинального моменту по розмаху крила	23
4.5 Визначення точок застосування рівнодіючого навантаження за перерізами крила. Розрахунок наведених погонних моментів	25
4.6 Перевірка правильності побудови епюр навантажень по крилу	27
5 ПРОЕКТУВАЛЬНИЙ РОЗРАХУНОК КРИЛА З ОБЛІКОМ ВИМОГИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ РЕСУРСУ	29
5.1 Проектувальний розрахунок перерізу крила $z = 0.1$	29

Визначення товщин обшивки та кроку стрінгерів у розтягнутій панелі крила	
Розрахунок площ стрінгерів у розтягнутій та стислій панелях крила. Підбір стрінгерів за сортаментом авіаційних профілів	
Розрахунок площ лонжеронів	
Розрахунок відстані між рядовими нервюрами крила	
5.2 Проектувальний розрахунок перерізу крила $Z=0,4$	38
Визначення товщин обшивки та кроку стрінгерів у розтягнутій панелі крила	
Розрахунок площ стрінгерів у розтягнутій та стислій панелях крила. Підбір стрінгерів за сортаментом авіаційних профілів	
Розрахунок площ лонжеронів	
Розрахунок відстані між рядовими нервюрами крила	
6 ФОРМУВАННЯ КІНЦЕВО-ЕЛЕМЕНТНОЇ МОДЕЛІ КРИЛА	46
6.1 Вихідні дані	46
6.2 Створення геометрії моделі	47
6.3 Створення сітки кінцевих елементів	48
6.4 Завдання властивостей елементам моделі	49
6.5 Моделювання навантаження та граничних умов	50
7 ПЕРЕВІРОЧНІ РОЗРАХУНКИ ПЕРЕРІЗІВ КРИЛА	52
7.1 Перевірочний розрахунок за методом редуційних коефіцієнтів	52
7.2 Перевірочний розрахунок за методом кінцевих елементів	53
8 ПРОЕКТУВАЛЬНИЙ І ПЕРЕВІРКОВИЙ РОЗРАХУНКИ ПОПЕРЕЧНОГО СТИКУ КРИЛА	55
8.1 Вихідні дані	55
8.3. Розрахунок геометричних параметрів	56
8.4 Розрахунок основних даних	56
8.5. Моделювання конструкції	59
8.6. Результати розрахунку моделі	61
9 РОЗРАХУНОК РЕСУРСУ КОНСТРУКЦІЇ КРИЛА	62

9.1 Ресурс регулярних зон конструкції	62
9.2 Ресурс нерегулярної зони конструкції крила	62
Розрахунок поперечного стику панелі спроектованої за статичною міцністю	
Розрахунок поперечного стику панелі спроектованої за вимогами ресурсу	
9.3 Висновок про ресурс конструкції	68
10 ПРОЕКТУВАЛЬНИЙ І ПЕРЕВІРНИЙ РОЗРАХУНОК ШАСИ НА ЗАДАНИЙ РЕСУРС	69
10.1 Розрахунок ресурсу осі колеса	70
11 РОЗРАХУНОК НА МІЦНІСТЬ ЕЛЕРОНА ЛІТАКА	73
11.1 Теоретичні дані	73
11.2 Вихідні дані	73
11.3 Розрахунок навантажень на елерон	74
11.4 Розрахунок НДС елерону шляхом кінцевих елементів	76
Створення кінцево-елементної моделі	
Розрахунок моделі та аналіз результатів	
11.5 Аналіз розміщення опор елерону	79
12 ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОПРУГИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАКА	82
12.1 Вимоги Авіаційних правил (АП-25)	82
12.2 Аеродинамічні характеристики літака	83
12.3 Масово-інерційні та жорсткі характеристики крила	84
12.4 Розрахунок динамічних характеристик крила	87
12.5 Дослідження динамічної реакції та навантаження літака в турбулентній атмосфері	89
12.5.1 Короткоперіодичне рух літака	91
12.5.2 Динамічна реакція літака на дію вертикального пориву	92
12.6 Статична аеропружність крила. Дивергенція	99
12.7 Динамічна аеропружність крила. Флаттер	102
Явище флаттера	
Визначення критичної швидкості згинально-крутильного флаттера крила	

ВИСНОВКИ	107
СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ	108
ДОДАТОК А	110
ДОДАТОК Б	114
ДОДАТОК В	115
ДОДАТОК Д	117
ДОДАТОК Е	127
ДОДАТОК Ж	135
ДОДАТОК И	148
ДОДАТОК К	150

ВСТУП

До літака як літального апарата висувається низка складних і різноманітних вимог порівняно з вимогами до інших інженерних споруд. Багато з цих вимог є суперечливими: літак повинен мати хороші льотні дані і одночасно з цим він повинен бути досить міцним в експлуатації та мати мінімальну вагу при відносно невеликих розмірах конструкції. Авіаційна конструкція характеризується складним розподілом мас і жорсткостей і має нескінченне число ступенів свободи. Норми льотної придатності вказують на необхідність перевірки міцності літального апарата (ЛА) в різних умовах його експлуатації. Вивчення навантаження конструкції, деформування і руху літака під час польоту в неспокійній атмосфері - одне з найважливіших завдань аеропружності. Міцність конструкцій є одним з основних чинників забезпечення безпеки польоту будь-якого літального апарата (ЛА). Для створення літаків з хорошими льотними даними, міцність необхідно визначати найбільш досконалими методами.

У даній роботі розглядаються питання міцності та ресурсу конструкцій крила і шасі літака, динамічної міцності ЛА під час дії атмосферної турбулентності, статична і динамічна аеропружність.

Визначаються перевантаження, коефіцієнти безпеки, навантаження на розглянуті агрегати згідно з розрахунковими випадками. Після визначення зовнішніх навантажень, які є вихідними даними для розрахунку на міцність, проводять проектувальний розрахунок елементів конструкції за вимогами ресурсу. Далі аналіз руйнівних напружень і граничних навантажень, за якими остаточно прийнято судити про міцність ЛА.

Після перевірки агрегатів на міцність згідно з вимогами ресурсу проведено динамічний аналіз реакції літака на дію турбулентності та дослідження аеропружності конструкції. Внаслідок впливу на ЛА поривів вітру можливі руйнування конструкції через велике одноразове навантаження або дію змінних навантажень, а також вихід літака на нестійкі режими польоту. Для запобігання подібним випадкам в авіаційних правилах (АП) існують вимоги щодо необхідності перевірки міцності ЛА, врахування впливу швидкості прикладання навантажень і динамічних характеристик літака в умовах дії турбулентної атмосфери. Особливо актуальні ці завдання для важких літаків транспортної категорії.

Основною темою роботи є дослідження ресурсу конструкції залежно від прийнятих профілів польоту для літака даного типу за його змішаної експлуатації. Для цього визначено розрахункові залежності відповідно до механізму втомних ушкоджень, моделі турбулентності атмосфери для регулярних зон конструкції та зон конструктивних нерегулярностей.

1 ОПИС ЛІТАКА, ПРИЗНАЧЕННЯ, ТАКТИКО-ТЕХНІЧНІ ДАНІ

Літак Ан-74ТК-300 є глибокою модифікацією літака АН-74 і призначений для виконання пасажирських перевезень, зокрема в умовах підвищеної комфортності.

Літак Ан-74ТК-300 може експлуатуватися на регіональних, ближніх магістральних і міжнародних авіалініях з можливістю експлуатації в широкому діапазоні висот аеродромів.

Літак транспортної категорії Ан-74ТК-300, спроектований авіаційно-науково-технічним комплексом "АНТОНОВ", являє собою суцільнометалевий вільнонесучий моноплан із високорозташованим крилом малої стріловидності та однокілевим Т-подібним оперенням.

Силова установка літака містить два турбовентиляторні двоконтурні двигуни Д-36 серії 4А, які встановлено на пілонах під крилом.

На літаку передбачено реверсування тяги двигунів для зменшення довжини пробігу після посадки або перерваного зльоту.

Допоміжна силова установка складається з газотурбінного двигуна ТА-12, встановленого в правому обтічнику шасі та забезпечує:

- повітряний запуск двигуна;
- живлення стисненим повітрям системи кондиціонування повітря на землі;
- живлення бортмережі літака електроенергією змінного струму на аеродромах і в польоті.

Шасі дає змогу експлуатувати літак на аеродромах зі штучним, ґрунтовим, льодовим і сніговим покриттям.

У хвостовій частині фюзеляжу розташований вантажний люк для навантаження і вивантаження багажу. Вантажний люк і рампа, зафіксована в проміжному положенні, використовуються для посадки і висадки пасажирів. Прибирання рампи під фюзеляж забезпечує під'їзд автомашин до порога транспортної кабіни і завантаження літака з борту автомашини.

Навігаційний комплекс, пілотажне і зв'язкове обладнання дають змогу експлуатувати літак на обладнаних і необладнаних повітряних трасах у будь-яку пору року та доби, у простих і складних метеоумовах, а також розв'язувати задачі автоматичного й ручного керування польотом за заданою траєкторією на всіх етапах польоту.

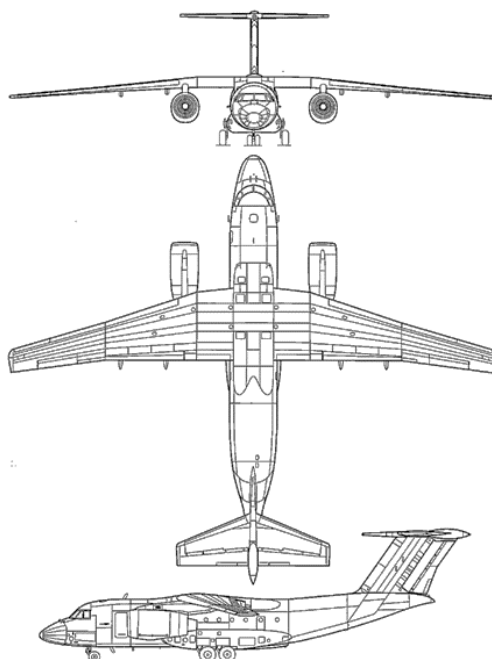


Рис. 1.1 – Загальний вигляд літака

Таблиця 1.1 - Основні тактико-технічні характеристики літака

Розмах крила, м	31,89
Довжина літака, м	28,07
Висота літака, м	8,65
Площа крила, м ²	98,62
Маса, кг	
порожнього літака	19000
максимальна злітна	37500
палива	13210
Тип двигуна	2 ТРДД Прогрес Д-36серія 4А
Тяга, кН	2 x 63,80
Максимальна швидкість, км/год	750
Крейсерська швидкість, км/год	650
Перегінна дальність, км	5300
Практична дальність, км	
із завантаженням 10000 кг	1450
з 52 пасажирями	3500
з 24 пасажирями	4500
Практична стеля, м	10100
Екіпаж, чол	2

2 МЕЖІ ДОПУСТИМИХ ШВИДКОСТЕЙ І ПЕРЕВАНТАЖЕНЬ

2.1 Обґрунтування вибору норм льотної придатності літака

Регіональний конвертований вантажопасажирський літак Ан-74ТК-300 належить до транспортної категорії літаків, вимоги до яких прописані в авіаційних правилах АП-25. Вони встановлюють норми льотної придатності для видачі сертифікатів типу та змін до цих сертифікатів на літаки транспортної категорії. За структурою і змістом АП-25 гармонізовані з FAR-25 (Federal Aviation Regulations) і CS-25 (Certification Specification). АП-25 містять розділи, що охоплюють тематичні вимоги до льотної придатності літака, 10 додатків, які містять пояснення до відповідних пунктів розділів АП-25, та умовні позначення, які застосовуються у FAR-25, і відповідні їм позначення, прийняті у вітчизняній практиці сертифікації. У цій роботі було виконано вимоги відповідно до Розділу С - Міцність.

2.2 Розрахунок огинаючої граничних польотних умов $V-n$

Навантаження, що діють на літак у процесі експлуатації, в АП-25 зведено до обмеженого числа розрахункових випадків, які визначають міцність конструкції. Потрібно побудувати межі областей безпечних польотів літака в координатній площині $V - n$. Відповідно до вимог міцності має бути доведено, що будь-які комбінації швидкості польоту V і перевантаження n перебувають на кордоні та всередині огинаючої польотних умов $V - n$, зумовлені маневруванням або поривами вітру. Зазначимо, що під n мається на увазі величина n_y - проекція перевантаження на вісь у зв'язної системи координат.

Міцність має бути забезпечена як усередині, так і на межах огинаючої граничних режимів польоту.

Визначення розрахункових швидкостей польоту

Літак, починаючи з висоти 3 км, здійснює політ з постійною індикаторною швидкістю. Усі швидкості в Нормах АП-25 є індикаторними.

Профіль польоту показано на рис. 2.2.1. У точці 3 траєкторії витрачено 80%, у точці 4 - 85% палива.

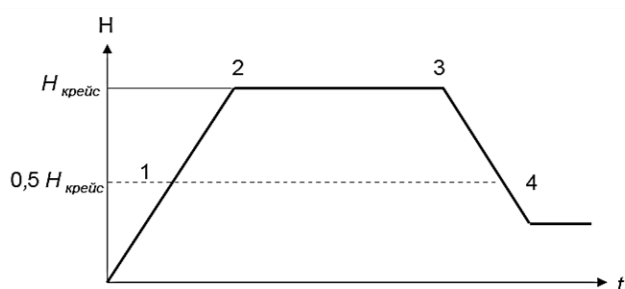


Рис. 2.2.1 – Профіль польоту

Розрахункова швидкість V_C називається крейсерською. Вона відповідає польоту з максимально тривалою тягою двигунів. Це одна з основних тактико-технічних характеристик літака. Її дійсне значення наведено у вихідних даних.

Знаходять індикаторну крейсерську швидкість польоту:

$$V_{Ci} = V_C \sqrt{\frac{\rho_H}{\rho_0}} = 650 \cdot \sqrt{\frac{0.413}{1.225}} = 377.41 \text{ км/ч} = 104.83 \text{ м/с}. \quad (2.2.1)$$

де ρ_0 – густина повітря біля землі;

ρ_H – густина повітря на висоті крейсерського польоту.

Швидкість V_B називається розрахунковою швидкістю за максимальної інтенсивності поривів. Мінімальне значення V_{Ci} має бути набагато більшим, ніж V_{Bi} , щоб враховувати непередбачене збільшення швидкості, яке може статися внаслідок сильної атмосферної турбулентності. Згідно з АП-25 індикаторна швидкість V_{Bi} повинна поступатися V_{Ci} не менше, ніж на 81 км/год. Тому користуються співвідношенням:

$$\begin{aligned} V_{Ci} - V_{Bi} &= 81 \text{ км/час}, \\ V_{Bi} &= V_{Ci} - 81 = 377.41 - 81 = 296.41 \text{ км/час} = 82.33 \text{ м/с}. \end{aligned} \quad (2.2.2)$$

Швидкість V_D називається розрахунковою швидкістю пікірування. Це гранична розрахункова швидкість. Згідно з АП-25 швидкість V_{Di} визначається з таких двох нерівностей:

$$V_{Di} \geq 1.2V_{Ci}; \quad M_D - M_C \geq 0.05, \quad (2.2.3)$$

де M_C, M_D – числа Маха для швидкостей V_C, V_D .

Нехай першій нерівності задовольняє швидкість V'_{Di} , другій - швидкість V''_{Di} . Тоді потрібно приймати:

$$V_{Di} = \max(V'_{Di}, V''_{Di}). \quad (2.2.4)$$

Виходячи з першої нерівності, знаходять постійну індикаторну швидкість V'_{Di} :

$$V'_{Di} = 1.2 \cdot V_{Ci} = 1.2 \cdot 377.41 = 452.89 \text{ км/час} = 125.80 \text{ м/с}. \quad (2.2.5)$$

Швидкості V''_{Di} у точках 3 і 4 різні. Знаходять V''_{Di} у точці 3, яка задовольняє другу нерівність. Під час обчислень користуються формулою:

$$M = \frac{V_{\text{дійсн}}}{a} \quad (2.2.6)$$

де a – швидкість звуку на висоті польоту.

$V_{\text{дійсн}}$ – дійсне значення крейсерської швидкості з вихідних даних.

Обчислюють:

$$M_{C,3} = \frac{650}{3.6 \cdot 299.4} = 0.649; M''_{D,3} = 0.649 + 0.05 = 0.699,$$

далі

$$V''_{D \text{ дійсн},3} = M''_{D,3} \cdot a = 0.699 \cdot 299.4 = 209.28 \text{ м/с},$$

і, нарешті, індикаторна:

$$V''_{Di,3} = V''_{D \text{ дійсн},3} \cdot \sqrt{\frac{\rho_H}{\rho_0}} = 209.28 \cdot \sqrt{\frac{0.413}{1.225}} = 121.52 \text{ м/с}. \quad (2.2.7)$$

Аналогічним способом визначається в точці 4 індикаторна швидкість $V''_{Di,4}$. Відмінність полягає в наступному: а) швидкість звуку a і густину повітря потрібно брати для висоти $0.5H_{\text{крейс}}$; б) у точці 4 швидкість $V_{C \text{ дійсн},4}$ необхідно обчислити за формулою:

$$V_{C \text{ дійсн},4} = \frac{V_{Ci,4}}{\sqrt{\frac{\rho_{0.5H}}{\rho_0}}} = \frac{377.41}{\sqrt{\frac{0.736}{1.225}}} = 486.98 \text{ км/год} = 135.27 \text{ м/с}, \quad (2.2.8)$$

далі визначено величину числа Маха в точці 4:

$$M_{C,4} = \frac{135.27}{320.5} = 0.422; M_{D,4} = 0.422 + 0.05 = 0.472,$$

обчислюється значення дійсної швидкості пікірування в точці 4:

$$V_{D \text{ дійсн},4} = 0.472 \cdot 320.5 = 161.68 \text{ м/с},$$

і, нарешті, індикаторна

$$V''_{Di,4} = 161.68 \cdot \sqrt{\frac{0.736}{1.225}} = 125.32 \text{ м/с}. \quad (2.2.9)$$

З кожної пари швидкостей $V'_{Di,3}$, $V''_{Di,3}$, $V'_{Di,4}$, $V''_{Di,4}$ потрібно вибрати найбільшу, яка задовольняє обидві нерівності. Отримано:

$$V_{Di} = 125.80 \text{ м/с}. \quad (2.2.10)$$

Усі швидкості в АП-25 є індикаторні, тому надалі індекс і опускається.

Для визначення розрахункової швидкості звалювання V_s - мінімальної швидкості, при якій підйомна сила літака дорівнює його вазі, (обчислюють за умови прибраних закрилків, максимального коефіцієнта підйомної сили та розрахункової ваги літака) треба задатись додатковими вихідними даними.

Згідно з АП-25 формула для розрахунку V_s має такий вигляд:

$$V_s = \sqrt{\frac{2G}{\rho_0 C_{y \text{ max}} S_{\text{кр}}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 37500}{1.225 \cdot 1.54 \cdot 99.2}} = 20.02 \text{ м/с} = 72.07 \text{ км/год} \quad (2.2.11)$$

де $C_{y\max}$ – максимальне значення коефіцієнта підйомної сили;
 $S_{кр}$ – площа крила з вихідних даних.

Розрахункова швидкість маневрування (політ із максимальним експлуатаційним перевантаженням за максимального коефіцієнта підйомної сили):

$$V_a = \sqrt{\frac{2n_{y\max}^3 G}{C_{y\max} \rho_0 S_{кр}}} \geq V_S \sqrt{n_{y\max}^3} = 72.07 \cdot \sqrt{2.5} = 114 \text{ км/год} \quad (2.2.12)$$

Вибір максимального і мінімального маневрених перевантажень

Максимальні маневрені експлуатаційні перевантаження згідно з АП-25 для літаків транспортної категорії мають бути в межах:

$$2.1 + \frac{10890}{G + 4540} \leq n_{y\max}^e \leq 3.8, \quad (2.2.13)$$

де G – максимальна злітна вага літака, кг.

Але величина $n_{y\max}^e$ не може бути меншою за 2.5.

Тоді:

$$n_{y\max}^e = 2.1 + \frac{10890}{37500 + 4540} = 2.5$$

Мінімальне маневрове експлуатаційне перевантаження має бути меншим, ніж -1. Згідно з АП-25 прийнято: $n_{y\min}^e = -1$.

Розрахунок перевантажень під час польоту в неспокійному повітрі

Крім маневрених перевантажень, незалежно від льотчика виникають перевантаження під час польоту в неспокійному повітрі. Унаслідок нерівномірного розподілу поля температур в атмосфері завжди існують горизонтальні та вертикальні повітряні течії.

Максимальні та мінімальні перевантаження під час польоту в неспокійному повітрі визначено для нормованих швидкостей повітряних поривів, для крейсерської швидкості V_C і швидкості пікірування V_D . Розрахунок зроблено на висоті $H = 10\,000$ м. Для розрахункових швидкостей звалювання і маневрування перевантаження не визначено, оскільки вони не можуть перевищувати максимальне експлуатаційне перевантаження. Перевантаження під час польоту в неспокійному повітрі обчислюється за такою формулою:

$$n_{y \max}^{нб} = n_{y0} + \Delta n_y ; n_{y \min}^{нб} = n_{y0} - \Delta n_y , \quad (2.2.14)$$

де $n_{y0} = 1$ - перевантаження до дії пориву в горизонтальному польоті;
 Δn_y – приріст перевантаження від дії пориву.

Для наближеної оцінки перевантаження під час польоту в неспокійному повітрі використовують залежність:

$$\Delta n_y = \frac{C_y^\alpha \cdot \rho_0 \cdot V \cdot W_y}{2gM_{пол} / S_{кр}} K_g , \quad (2.2.15)$$

де W_y – ефективна швидкість пориву, м/с;

V – індикаторна швидкість польоту, м/с;

C_y^α - аеродинамічний коефіцієнт для обраного профілю;

$M_{пол}$ – польотна вага літака, кг;

K_g - коефіцієнт ослаблення пориву, який дорівнює:

$$K_g = \frac{0,88 \cdot \mu}{5,3 + \mu} , \quad (2.2.16)$$

де μ – масовий параметр літака:

$$\mu = \frac{2G / S_{кр}}{C_y^\alpha \cdot \rho_H \cdot b_{сзх}} = \frac{2 \cdot 37500}{5.16 \cdot 0.413 \cdot 99.2 \cdot 3.1} = 114.44, \quad (2.2.17)$$

де $G / S_{кр}$ – питоме навантаження на крило, кг/м²;

ρ_H – густина повітря на висоті крейс. польоту ($\rho_H = 0.413 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$);

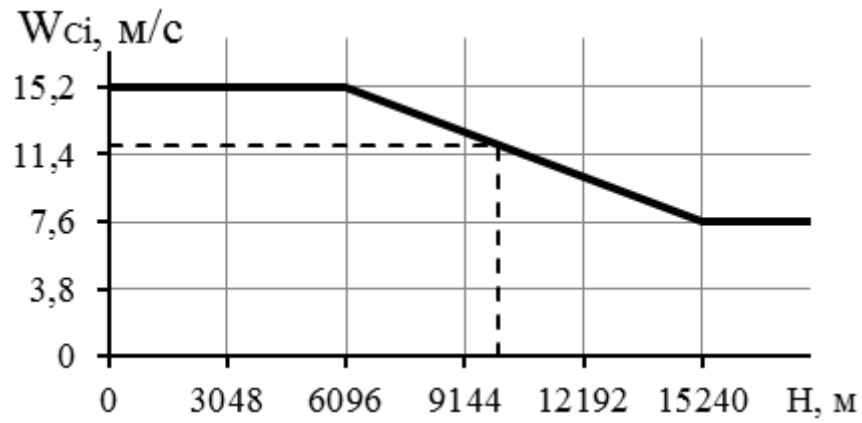
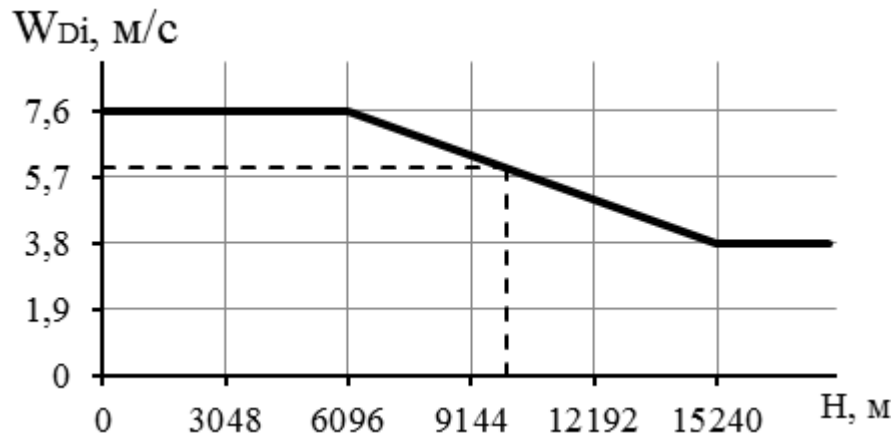
$b_{сзх}$ – середня геометрична хорда крила:

$$b_{сзх} = \frac{S_{кр}}{L_{кр}} = \frac{99.2}{32} = 3.1 \text{ м} . \quad (2.2.18)$$

Тоді коефіцієнт ослаблення пориву:

$$K_g = \frac{0.88 \cdot 114.44}{5.3 + 114.44} = 0.84 \quad (2.2.19)$$

Залежності ефективної швидкості пориву від висоти польоту літака за крейсерської швидкості та швидкості пікірування наведено на рисунках 2.2.2-2.2.2 - 2.2.3.

Рис. 2.2.2 – Залежність швидкості пориву для швидкості V_C Рис. 2.2.3 – Залежність швидкості пориву для швидкості V_D

З графіків визначено ефективні швидкості поривів для крейсерської висоти польоту ($H = 10000$ м):

$$W_y^C = 11.955 \text{ м/с}; W_y^D = 5.977 \text{ м/с}. \quad (2.2.20)$$

Тоді максимальне і мінімальне перевантаження від дії неспокійного повітря визначаються за формулою:

$$n_{y_{HB}}^e = 1 \pm \frac{C_y^\alpha \cdot \rho_0 \cdot V_c \cdot (V_d) \cdot W_y^C (W_y^D)}{2gM_{пол}/S_{кр}} K_g. \quad (2.2.21)$$

Таблиця 2.2.1 – Результати розрахунку перевантаження

	V_C	V_D
$V, \text{ м/с}$	141.13	146
$n_{y_{HB}}^{e \max}$	2.21	1.62
$n_{y_{HB}}^{e \min}$	-0.212	-0.735

На рисунку 2.2.4 наведено огинальні режимів польоту для маневрених перевантажень і перевантажень під час польоту в неспокійному повітрі.

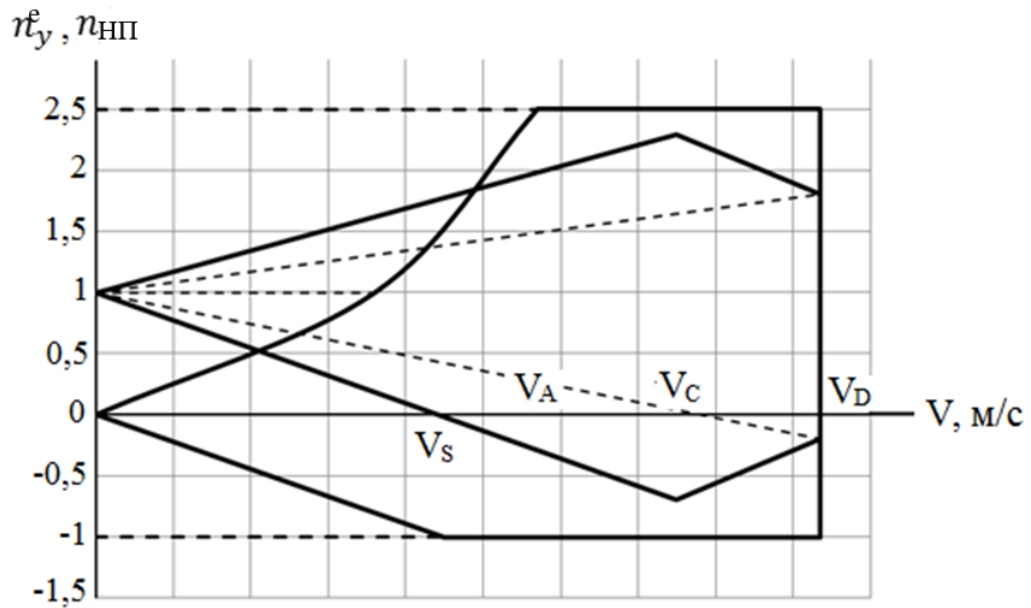


Рис. 2.2.4 – Огинаюча польотних режимів V-n для максимального злітної ваги

Максимальне і мінімальне експлуатаційні перевантаження

Отримавши значення маневреного перевантаження і перевантаження під час польоту в неспокійному повітрі, можна визначитися з тим, які величини перевантажень є визначальними для цього літака. У зв'язку з цим у подальших розрахунках будуть використані такі значення максимального і мінімального експлуатаційних перевантажень:

$$n_{y \max}^{\circ} = 2.5; \quad n_{y \min}^{\circ} = -1 \quad . \quad (2.2.22)$$

У цьому розділі було визначено розрахункові швидкості польоту, а також маневрові перевантаження і перевантаження під час польоту в неспокійному повітрі. Використані в процесі розрахунку методики повністю відповідають вимогам норм льотної придатності літаків транспортної категорії.

3 ПРОФІЛЬ ТИПОВОГО ПОЛЬОТУ ЛІТАКА. ВИЗНАЧЕННЯ ДИРЕКТИВНИХ НАПРУГ, ЩО ЗАБЕЗПЕЧУЮТЬ РЕСУРС КОНСТРУКЦІЇ

3.1 Формування профілю польоту

Профіль типового польоту характеризує зміну висоти, швидкості польоту та ваги літака залежно від часу польоту. Характеристики профілю типового польоту є одними з основних під час розрахунку перевантажень у центрі мас літака, а отже, і всіх навантажень на основні агрегати, зокрема на крило.

Для одного типу літака необхідно розглядати кілька профілів типових польотів, наприклад, тренувальний (для відпрацювання навичок екіпажу), легкий, середній і важкий польоти залежно від ваги комерційного навантаження і польотного завдання. Необхідно встановити процентне відношення кожного із зазначених профілів, t_i , у загальному нальоті літака.

Якщо втомне пошкодження конкретного профілю позначити через D_i , а сумарне число типових польотів за всіма профілями через $\lambda_{\text{сум}}$, то умова руйнування згідно з лінійною гіпотезою підсумовування втомних пошкоджень набуде вигляду:

$$\lambda_{\text{сум}} \sum_{i=1}^k t_i D_i = 1, \quad (3.1.1)$$

Відповідно до наведеної формули:

$$\lambda_{\text{сум}} = 1 / \sum_{i=1}^k t_i D_i. \quad (3.1.2)$$

Ресурс конструкції в числі типових польотів становитиме

$$T_\lambda = \lambda_{\text{сум}} / \eta_\Sigma, \quad (3.1.3)$$

де η_Σ - сумарний коефіцієнт надійності (у роботі прийнято 4).

У цьому розрахунку умовлено розгляд одного профілю типового польоту, який прийнято як узагальнений для літака цього типу.

Для розрахунку перевантажень і ресурсу мають бути задані три типи залежностей $H(\tau)$, $V(\tau)$, $G(\tau)$. Залежності набудуть вигляду, показаного на рисунках 3.1.1-3.1.2

Загальний час польоту дорівнює:

$$\tau_{\text{ТП}} = \tau_n + \tau_c + \tau_{\text{сн}} = 22 + 100 + 19 = 141 \text{ мин}, \quad (3.1.4)$$

де - $\tau_n = 22 \text{ мин}$ - час набору висоти крейсерського польоту;

$\tau_c = 100 \text{ мин}$ - час крейсерського польоту;

$\tau_{\text{сн}} = 19 \text{ мин}$ - час зниження літака від висоти крейсерського польоту до висоти заходу на посадку.

Для літака типу Ан-74ТК-300 розглядається середній тип польоту, а саме: перевезення 52 пасажирів на відстань у 1400 км. Літак із двома членами

екіпажу повністю споряджений і заправлений паливом відповідно до норм безпечного польоту.

Профіль типового польоту, необхідний для розрахунку ресурсу, необхідно описати трьома залежностями:

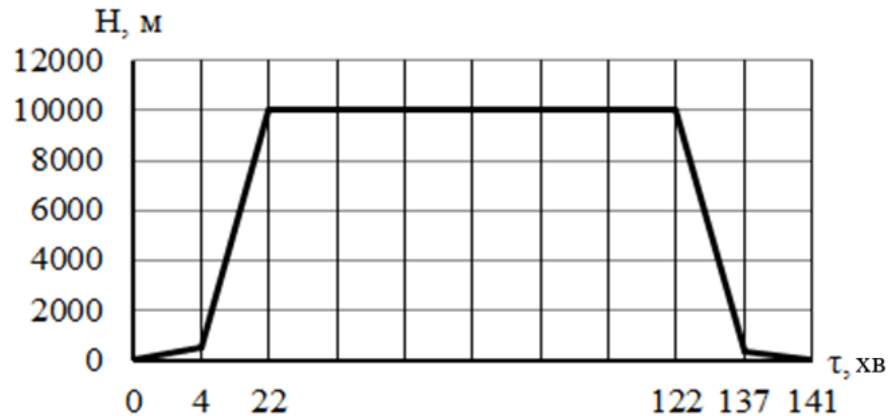


Рис. 3.1.1 – Залежність висоти літака в типовому польоті від часу

Висота крейсерського польоту становить 10 000 м. Більшу частину часу польоту літак проводить на цій висоті (100 хв.). Час набору висоти і зниження на висоту кола становить близько 20 хв, а розбіг на зльоті і пробіг при посадці займають лічені хвилини.

Зміна ваги літака під час крейсерського польоту відбувається практично лінійно. Невеликі переломи кривої залежності $G(\tau)$ відповідають ділянкам зльоту і посадки, під час яких спостерігається зміна витрат пального, що відповідає режимам двигуна на цих ділянках (див. рис. нижче).

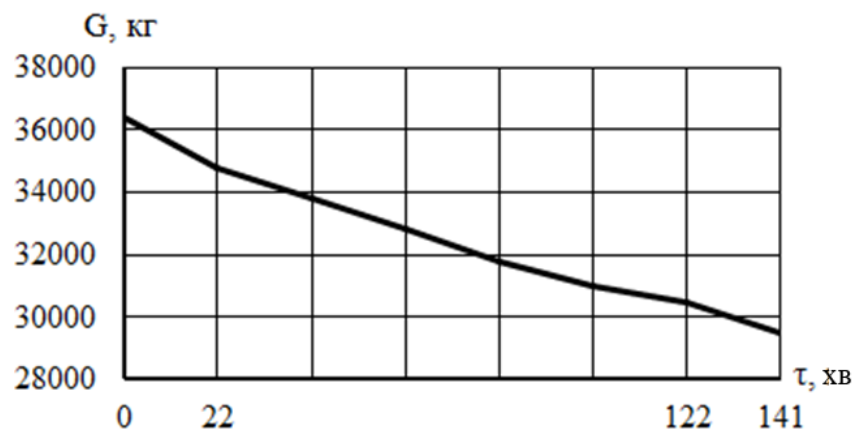


Рис. 3.1.2 – Залежність ваги літака в типовому польоті від часу

Залежність швидкостей від часу типового польоту має найбільш складну характеристику. До виходу на крейсерський режим і після початку зниження швидкість літака може змінюватися нелінійно залежно від умов експлуатації та вимог, прописаних у РЛЕ літака цього типу.

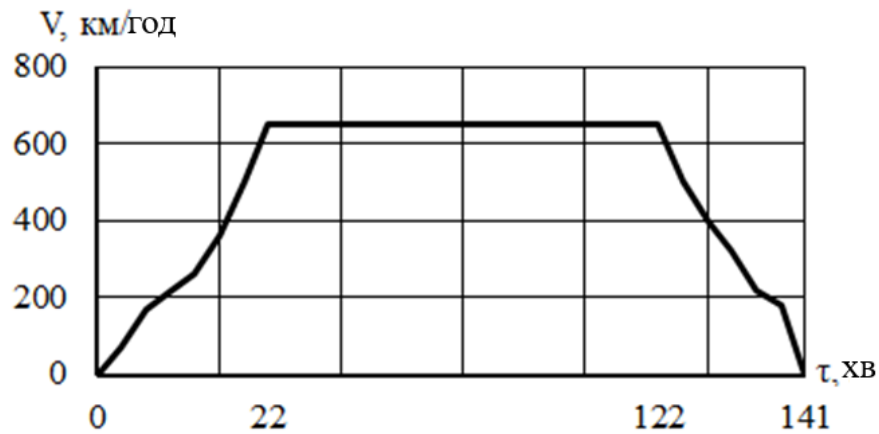


Рис. 3.1.3 – Залежність швидкості в типовому польоті від загального часу

Проектний ресурс літака Ан-74-ТК-300 відповідає 20 тис. злетів і посадок. У процесі перепроєктування конструкції ЛА за вимогами ресурсу необхідно дотриматися величини заданого ресурсу літака.

3.2 Розрахунок директивних напружень, що забезпечують заданий ресурс

Директивні розрахункові напруження (прийняті під час проектування конструкції на розрахункове перевантаження), які відповідають ресурсу, будуть знайдені відповідно до рівняння:

$$\sigma_{дир} = \sigma_{n_y=1} f n_y^3. \quad (3.1.5)$$

Знаючи необхідний ресурс конструкції, необхідно підібрати величину $\sigma_{n_y=1}$, що його забезпечує.

Для забезпечення ресурсу в 20 тис. польотів необхідно визначити величину директивних напружень із графіка, на якому показано залежність ресурсу регулярних зон нижньої панелі крила літака типу Ан-74ТК-300 від величини директивних напружень.

Слід зазначити, що визначення директивних напружень, згідно з експериментальними даними ЦАГІ, проводиться з урахуванням перелому кривої втоми в ділянці малих напружень. Це є обов'язковою умовою під час розрахунку довговічності, оскільки неврахування перелому кривої втоми призводить до завищених значень пошкоджень. У міру зменшення директивних напружень зростає число циклів навантажень з відносно малими напруженнями. У кінцевому підсумку неврахування перелому кривої втоми призведе до результатів, що свідчать про значне заниження ресурсу.

Зменшення ваги літака в типовому польоті за рахунок вироблення палива, з одного боку, призводить до зростання перевантажень від поривів, з іншого боку, зменшуються і напруження в елементах конструкції за одиничного перевантаження. Підйомна сила крила, а отже, згинальні моменти і номінальні напруження, залежать від величини перевантаження в центрі тяжіння літака і величини балансувального навантаження на горизонтальне оперення. Нехтуючи зміною балансувального навантаження, напругу від одиничного

перевантаження можна представити як добуток цієї напруги за розрахункової ваги літака на відношення поточної ваги до розрахункової.

Нижче подано результати розрахунку директивних напруг.

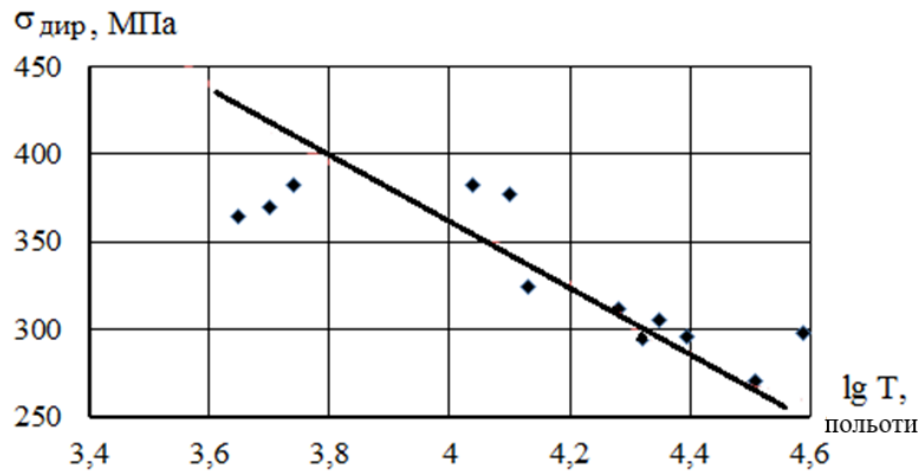


Рис. 3.2.1 – Залежність директивних напруг від величини проектного ресурсу

У вигляді маркерів відзначено експериментальні дані ЦАГІ для нижніх панелей крила зі сплаву Д16Т сучасного пасажирського літака за середнього значення коефіцієнта надійності, що дорівнює трьом. Узгодження результатів розрахунків директивних напружень залежно від ресурсу конструкції цілком задовільне.

Як видно з графіка, для забезпечення ресурсу в 20 тис. польотів величина директивних напружень становитиме 307 МПа. Оскільки всі силові елементи нижніх панелей крила (обшивка, стрингери, полиці лонжеронів) виготовлено зі сплаву Д16Т, то результат розрахунку директивних напруг, які забезпечують проектний ресурс крила літака, достатній і може бути застосовано для проектувальних розрахунків крила.

4 РОЗРАХУНОК НАВАНТАЖЕНЬ НА КРИЛО ЛІТАКА

4.1 Спрявлення крила

Під час розрахунку стрілоподібного крила (рис. 4.1.1) необхідно ввести еквівалентне пряме крило і всі подальші розрахунки проводити для спрямленого крила.

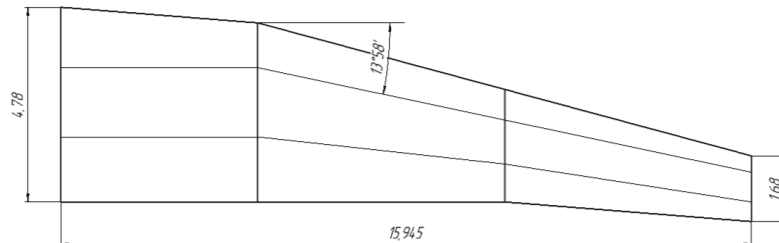


Рис. 4.1.1 – Початкове крило.

Стріловидне крило спрямлене до рівновеликого за площею прямого крила. Стріловидність крила враховується введенням поправки на стріловидність у вираз циркуляції потоку за розмахом крила.

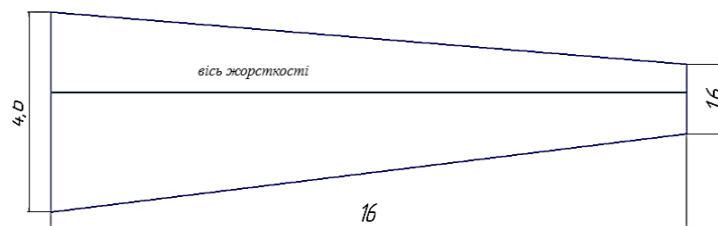


Рис. 4.1.2 – Спрявлене крило.

Під час визначення величини напіврозмаху $L/2$ враховано схему розташування крила літака - високоплан. Для високоплана як параметр $L/2$ прийнято значення, що дорівнює відстані від кінця напівкрила до осі літака.

Геометричні характеристики спрямленого крила:

$$\begin{aligned} L/2 &= 16 \text{ м,} \\ b_0 &= 4.6 \text{ м,} \\ b_k &= 1.6 \text{ м.} \end{aligned} \quad (4.1.1)$$

Подовження крила:

$$\lambda = \frac{L^2}{S} = \frac{(2 \cdot 16)^2}{99.2} \cong 10 \quad (4.1.2)$$

Відносне звуження крила:

$$\eta = \frac{b_0}{b_k} = \frac{4,6}{1,6} \cong 3 \quad (4.1.3)$$

4.2 Розрахунок рівнодіючого навантаження на крило

На крило впливають розподілені по поверхні повітряні сили і масові сили від конструкції крила і від палива, що розміщується в крилі, зосереджені сили від мас агрегатів, розташованих на крилі.

Експлуатаційне значення аеродинамічного навантаження на крило:

$$Y_{кр}^{\vartheta} = n_{y_{\max}}^{\vartheta} \cdot G_{взл} = 2.5 \cdot 367748 = 919.37 \text{ кН}. \quad (4.2.1)$$

де $n_{y_{\max}}^{\vartheta} = 2.5$ – максимальне перевантаження, можливе під час експлуатації;

$G = 367748 \text{ Н}$ – злітна вага літака.

Величина розрахункової підйомної сили:

$$Y_{кр}^p = Y_{кр}^{\vartheta} \cdot f, \quad (4.2.2)$$

де f – коефіцієнт безпеки (з АП-25: $f = 1.5$).

$$Y_{кр}^p = 919.37 \cdot 1.5 = 1\,379 \text{ кН}.$$

4.3 Розподіл повітряного та масового навантажень за розмахом крила

Розподіл повітряного навантаження

Розподілене (погонне) повітряне навантаження є підйомна сила, створювана відсіком крила одиничної довжини. Погонне повітряне навантаження можна знайти через рівнодійне повітряне навантаження і відносну циркуляцію:

$$q_y^B(z) = \frac{Y_{кр}^{\vartheta}}{L_{кр}} \cdot \Gamma(z), \quad (4.3.1)$$

де $\Gamma(z)$ – відносна циркуляція повітряного навантаження за розмахом крила.

Відносну циркуляцію заведено задавати у вигляді суми відносної циркуляції прямого плоского крила і поправок на стріловидність, крутку і вплив надбудов (фюзеляжу і мотогондол):

$$\Gamma = \Gamma_{пл} + \Delta\Gamma_{\chi} + \Delta\Gamma_{\varphi} + \Delta\Gamma_{\phi} \quad (4.3.2)$$

Відносна циркуляція прямого плоского крила $\Gamma_{пл}$ залежить від подовження і звуження крила. Оскільки кутка, як геометрична, так і аеродинамічна, відсутні, а вплив фюзеляжу і мотогондол не враховується, визначено тільки поправку на стріловидність:

$$\Delta\Gamma\chi = \Delta\Gamma_{45} \frac{\chi}{45^\circ}, \quad (4.3.3)$$

де $\Delta\Gamma_{45}$ – табульоване значення поправочної функції для кута стріловидності 45° ;

χ – даний кут стріловидності крила ($\chi = 14^\circ$).

Розрахункові значення функції Γ і повітряного навантаження наведено в Додатку А.

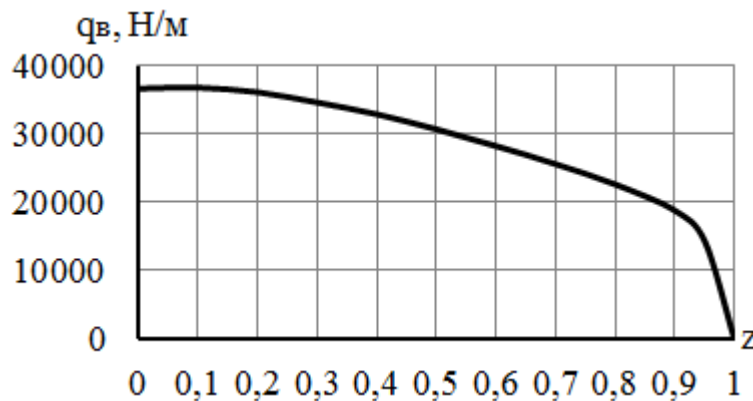


Рис. 4.3.1 – Розподіл повітряного навантаження за розмахом крила

Розподіл масових навантажень

На літак як у польоті, так і на землі діє навантаження від маси агрегатів, що складають конструкцію. На крило також діє масове навантаження від його власної ваги. У наближених розрахунках можна вважати, що погонне навантаження масових сил крила пропорційно хордам. Точка прикладання цього навантаження (лінія центрів тяжіння) в перерізі крила дорівнює $0.4 \cdot b(z)$ від носка крила.

Тоді користуються формулою:

$$q_y^{кр}(z) = \frac{n_{y\max}^3 \cdot G_{кр}}{S_{кр}} \cdot b(z), \quad (4.3.4)$$

де $b(z)$ – поточна хорда перерізу з координатою z ;

$S_{кр}$ – площа крила в плані.

Розподілене навантаження від ваги палива в загальному випадку може бути представлено як:

$$q_y^T(z) = n_{\max}^3 \cdot \gamma \cdot S_{\text{бака}}(z), \quad (4.3.5)$$

де γ – питома вага палива (для керосину $\gamma = 800 \text{ кг} / \text{м}^3$);

$S_{\text{бака}}(z)$ – площа поперечного перерізу бака з координатою z .

Проте такий розподіл справедливий, якщо паливний бак заповнений повністю. У разі часткового заповнення слід використовувати розподіл палива пропорційно хордам паливного бака (b_{δ}). У цьому разі q_y^T в 1 і 2 перерізах знаходиться так:

$$\frac{q_y^{T1} + q_y^{T2}}{2} \cdot l_{\delta} = n_y^3 \cdot G_m, \quad \frac{q_{y1}^T}{q_{y2}^T} = \frac{b_{\delta1}}{b_{\delta2}}, \quad (4.3.6)$$

$$q_y^{T1} = \frac{2 \cdot n_{y\max}^3 \cdot G_m}{2 \cdot L_{\delta} \left(1 + \frac{b_{\delta2}}{b_{\delta1}}\right)}, \quad q_y^{T2} = q_y^{T1} \cdot \frac{b_{\delta2}}{b_{\delta1}},$$

где L_{δ} – довжина паливного бака: $L_{\delta} = 15.2 \text{ м}$;

G_{Π} – вага палива в консолі крила: $G_{\Pi} = 32386.3 \text{ Н}$;

$b_{\delta1}$ – ширина бака у кореня крила: $b_{\delta1} = 1.84 \text{ м}$;

$b_{\delta2}$ – ширина бака у кінці крила: $b_{\delta2} = 0.7 \text{ м}$.

Паливо, об'ємом 8.128 м^3 (у розрахунках приймаємо 50% ваги палива), розміщено в кесон-баках крила. Підібрано геометричні розміри паливного бака.

Визначено розташування лонжеронів. Передній лонжерон розташований на відстані 20% від хорди, задній – 60% від хорди крила. Відповідно відстань між лонжеронами визначено як 45% від хорди крила, щоб лінія дії навантаження від ваги палива не збігалася з масовою самого крила. Будівельні висоти для переднього та заднього лонжеронів для несиметричного профілю обраного з каталогу аеродинамічних профілів.

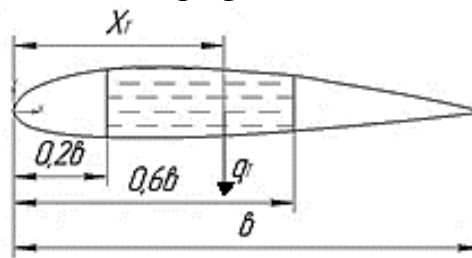


Рис. 4.3.2 – Положення паливного бака в перерізі

Паливний бак розглядають як усічену піраміду висотою, що дорівнює довжині бака $L_{\text{бака}} = 15.2 \text{ м}$. Площа більшої основи дорівнює S_i , площа меншої – S_{i+1} . Тоді об'єм палива, що поміщається в підібраному паливному баку:

$$V = \frac{1}{3} \cdot L_{\text{бака}} (S_i + S_{i+1} + \sqrt{S_i \cdot S_{i+1}}) = \quad (4.3.7)$$

$$= \frac{1}{3} \cdot 15.2 \cdot (1.103 + 0.1597 + \sqrt{1.103 \cdot 0.1597}) = 8.4 \text{ м}^3$$

Результати розрахунку зведено в Додатку А.

Сумарне погонне навантаження:

$$q_{\Sigma}(z) = q_e(z) - q_y^{kp}(z) - q_y^T(z). \quad (4.3.8)$$

Розрахунок сумарного погонного навантаження зведено в Додаток А, за даними якого побудовано епюри q_y^{kp} , q_y^T , q_{Σ} (див. рис. 4.3.4).

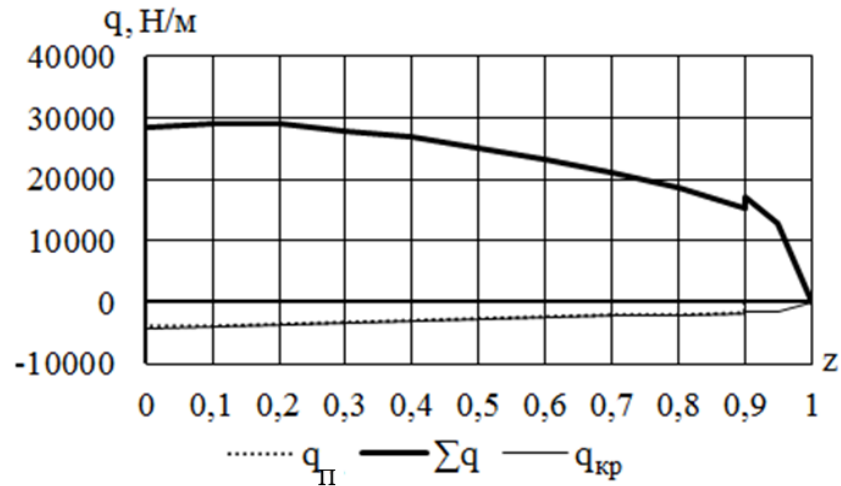


Рис. 4.3.4 – Епюри погонних навантажень, що діють на крило

4.4 Розрахунок поперечних сил і згинального моменту за розмахом крила

Епюра поперечних сил отримана шляхом чисельного інтегрування епюри розподіленого сумарного навантаження з урахуванням зосереджених навантажень. Застосовано метод трапецій. Довжину консолі розбито на 10 ділянок, довжиною $\Delta z = 1,6$ м. Нумерація перерізів від площини симетрії літака. Тоді поперечна сила:

$$Q = \int_0^z q_{\Sigma} dz - \sum n_y^{\circ} \cdot G_{epi}. \quad (4.4.1)$$

звідки відповідно до методу трапецій:

$$\Delta Q_{11} = \frac{2}{3} q_{\Sigma 10} \cdot \Delta z, \quad \Delta Q_{10} = \frac{q_{\Sigma 10} + q_{\Sigma 11}}{2} \cdot \Delta z, \quad (4.4.2)$$

$$\Delta Q_i = \frac{q_{\Sigma i+1} + q_{\Sigma i}}{2} \cdot \Delta z - n_y^{\circ} \cdot G_{epi}$$

$$Q_{11} = \Delta Q_{11};$$

$$Q_{10} = Q_{11} + \Delta Q_{10}; \quad (4.4.3)$$

$$Q_i = Q_{i+1} + \Delta Q_i$$

Як зосереджене навантаження на крилі є навантаження від ваги двигуна, що прикладено на відстані $z = 4.8$ м.

$$Q_{об} = G_{об} \cdot n_y^3 = 10885.326 \cdot 2.5 = 27213.3 \text{ Н.} \quad (4.4.4)$$

Розрахунок перерізуючої сили наведено в Додатку А.
Епюра перерізуючої сили представлена на рис. 4.4.1:

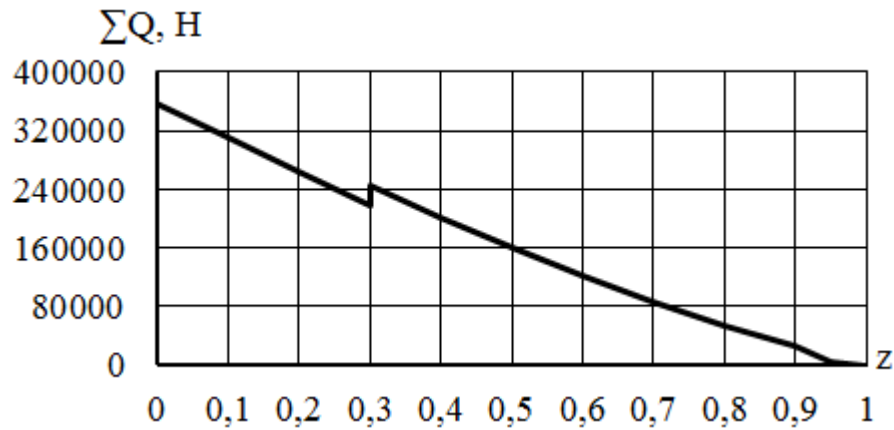


Рис. 4.4.1 – Епюра поперечної сили

Значення перерізуючої сили в кореневому перерізі – 373.32 кН.

Епюра згинальних моментів отримана шляхом інтегрування епюри поперечних сил:

$$M = \int_0^z Q \cdot dz. \quad (4.4.6)$$

Розрахунок згинальних моментів за розмахом крила наведено в Додатку А.

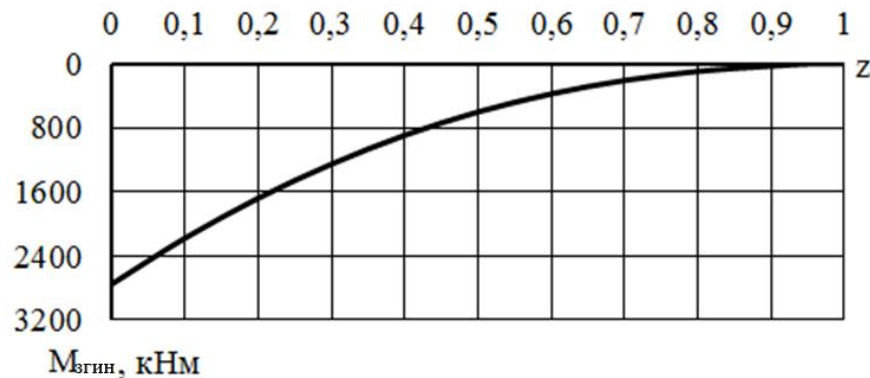


Рис. 4.4.2 – Епюра згинального моменту

4.5 Визначення точок прикладання рівнодіючого навантаження за перерізами крила. Розрахунок наведених погонних моментів

Наведені моменти необхідні для знаходження точки прикладання рівнодіючого навантаження Q у кожному перерізі крила. На рисунку крила у

плані (рисунок 4.5.1.) показано контур паливного бака, лінію центрів тиску, лінію центрів тяжіння перерізів крила і палива; вибрано положення осі приведення. Вісь приведення проходить через точку перетину передньої кромки крила з поздовжньою віссю літака перпендикулярно поздовжній осі літака.

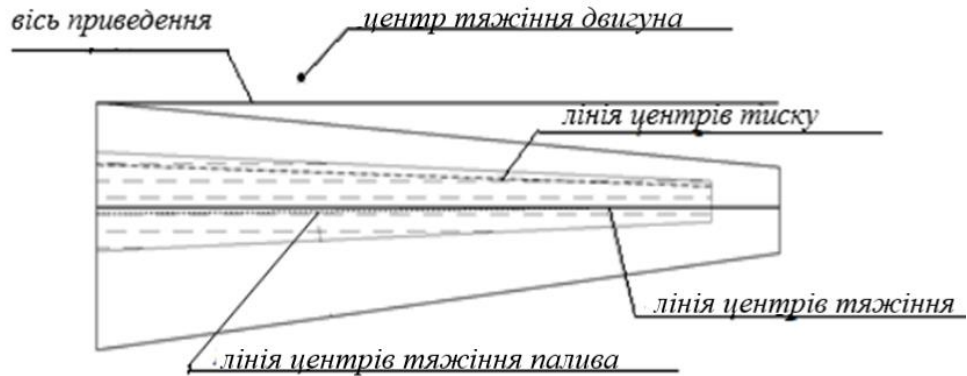


Рис. 4.5.1 – Крило в плані.

Розглянуто один із перерізів крила в плані. Розподілене повітряне навантаження прикладено за лінією центрів тиску, розподілене масове навантаження від ваги крила прикладено за лінією центрів тяжіння крила, розподілене масове навантаження від ваги палива - за лінією центрів тяжіння палива. Навантаження по відношенню до осі приведення розглянуто на рисунку.

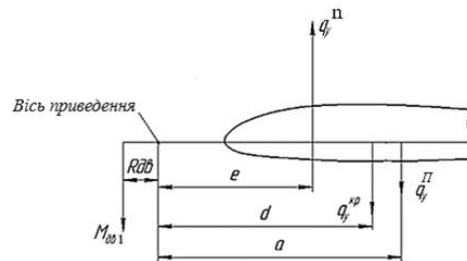


Рис. 4.5.2 – Перетин крила

Повітряне навантаження прикладено в центрі тиску:

$$\begin{aligned} x_d &= \bar{x}_d \cdot b(z), \\ \bar{x}_d &= 0.25. \end{aligned} \quad (4.5.1)$$

Масове навантаження від ваги крила прикладено в центрі ваги перерізу:

$$\begin{aligned} x_T &= \bar{x}_T \cdot b(z), \\ \bar{x}_T &= 0.4. \end{aligned} \quad (4.5.2)$$

Розподілене навантаження від ваги палива прикладено в центрі ваги перерізу бака:

$$x_{T6} = \bar{x}_{T6} \cdot b(z), \quad (4.5.3)$$

$$\overline{x_{тб}} = 0.45$$

Для знаходження приведених моментів побудовано епюру погонних приведених моментів m_z :

$$m_z(z) = q_e \cdot e - q_{кр} \cdot d - q_T \cdot a_T, \quad (4.5.4)$$

де e, d, a_T – відстані від осі приведення до точок прикладання відповідних навантажень (знайдені з креслення).

Розрахунок погонних наведених моментів наведено в Додатку А.
Епюра розподілу погонного наведеного моменту за розмахом крила:

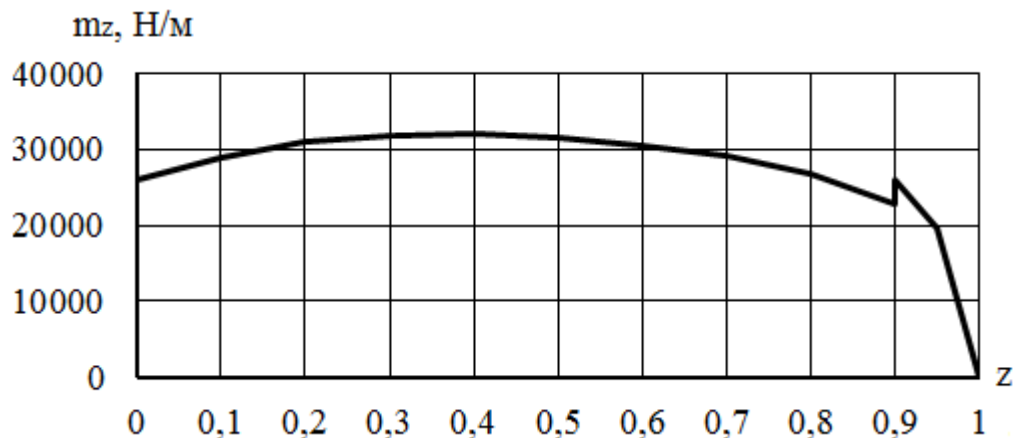


Рис. 4.5.3 – Епюра погонного приведенного моменту

Наведений момент отримано інтегруванням епюри розподіленого наведеного моменту. Інтегрування проведено, враховуючи наявність зосереджених вантажів.

$$M_{np} = \int_0^z m_z dz \pm \sum n_y^3 \cdot G_{\delta\delta} \cdot a_{\delta\delta}, \quad (4.5.5)$$

де $a_{\delta\delta}$ – відстань від осі приведення до центру ваги двигуна. Знак "+" ставиться, якщо момент відносно осі приведення збігається за напрямком із моментом від q_B .

$$a_{\delta\delta} = 0.705 \text{ м}. \quad (4.5.6)$$

Чисельне інтегрування:

$$\Delta M_{np11} = \frac{2}{3} m_{z11} \cdot \Delta z, \quad \Delta M_{np10} = \frac{m_{z11} + m_{z10}}{2} \cdot \Delta z,$$

$$\Delta M_{npi} = \frac{m_{zi+1} + m_{zi}}{2} \cdot \Delta z - n_y^3 \cdot G_{\delta\delta} \cdot a_{\delta\delta} \quad (4.5.7)$$

$$M_{np11} = \Delta M_{np11}; \quad M_{np10} = M_{np11} + \Delta M_{np10}; \quad M_{npi} = M_{npi+1} + \Delta M_{npi}.$$

Точка прикладання рівнодійної поперечної сили знайдена шляхом ділення наведеного моменту на поперечну силу в перерізі:

$$a_Q = \frac{M_{np}(z)}{Q(z)}, \quad (4.5.8)$$

де a_Q – відстань, що відкладається від осі приведення.

Розрахунок представлено в Додатку А.

За результатами розрахунку побудовано епюру наведених моментів.

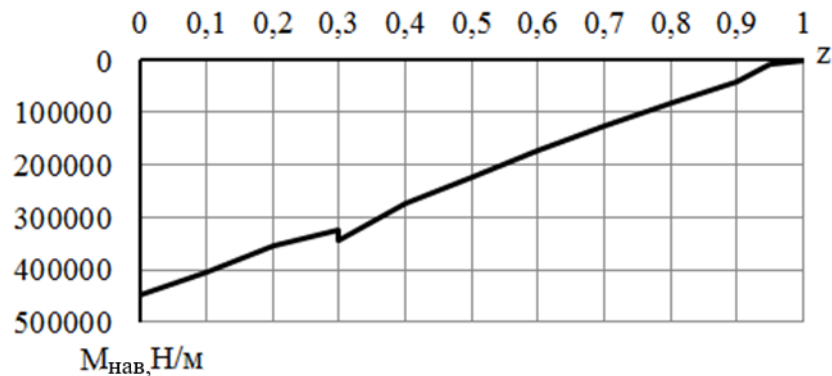


Рис. 4.5.4 – Епюра наведених моментів

4.6 Перевірка правильності побудови епюр навантажень по крилу

Під час перевірки паливо вважаємо зосередженим навантаженням. Значення перерізуючої сили в кореновому перерізі:

$$Q_{\text{корн}}^{\Sigma} = n^p \cdot \left(\frac{1}{2}(G_{\text{пол}} - G_{\text{кр}}) - G_{\text{ов}} \right) = 2,5 \cdot \left(\frac{1}{2}(367747,5 - 36774,75) - 10878 \right) = 386520,9 \text{ Н}$$

$$\Delta = \left| \frac{Q_k - Q}{Q_k} \right| \cdot 100 = \left| \frac{386520 - 383316}{386520} \right| \cdot 100\% = 0,829\%. \quad (4.6.1)$$

Похибка становить 0.829%.

Згинальний момент у кореновому перерізі можна перевірити:

$$M_{\text{корн}}^{\Sigma} = Q_{\text{ср}} \cdot L_{\text{конс}}, \quad (4.6.2)$$

де $Q_{\text{ср}}$ – середнє арифметичне значення поперечної сили.

$$M_{\text{корн}}^{\Sigma} = 170642 \cdot 16 = 2730270 \text{ Н} \cdot \text{м}. \quad (4.6.3)$$

$$\Delta = \left| \frac{M_{\text{узг}} - M}{M_{\text{узг}}} \right| \cdot 100 = \left| \frac{2730270 - 2711308}{2711308} \right| \cdot 100\% = 0,699\% \quad (4.6.4)$$

Похибка становить 0.699%.

Виконаємо перевірку для епюри крутного моменту :

$$M_{\text{крк}} = m_{z_{\text{сер}}} \cdot L_{\text{к}} = 49089.2 \cdot 16 = 785428 \text{ Н} \cdot \text{м}. \quad (4.6.5)$$

Похибка обчислення:

$$\Delta = \frac{M_{\text{крк}} - M_{\text{нав}}}{M_{\text{нав}}} \cdot 100\% = \frac{787982 - 785428}{785428} \cdot 100\% = 0.325 \%. \quad (4.6.6)$$

Отримані в розділі навантаження необхідні в подальших розрахунках під час проектування перерізу крила.

5 ПРОЕКТУВАЛЬНИЙ РОЗРАХУНОК КРИЛА З УРАХУВАННЯМ ВИМОГИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ РЕСУРСУ

5.1 Проектувальний розрахунок перерізу крила $z=0.1$

Визначення товщини обшивки та кроку стрингерів у розтягнутій панелі крила

У проектувальному розрахунку необхідно підібрати силові елементи поперечного перерізу крила: лонжерони, стрингери та обшивку. Обрано матеріали для поздовжніх елементів перерізу крила і занесено їхні механічні характеристики в таблицю 5.1.1.

Таблиця 5.1.1 – Основні механічні характеристики матеріалів

Характеристики	Д16чТ (1161) (лонжеронний профіль)	Д16Т (1160) (стрингер)	Д16Т (1160) (обшивка)
σ_p , МПа	384	270	270
σ_b , МПа	550	440	440
σ_τ , МПа	410	300	300
E, МПа	$0.72 \cdot 10^5$	$7.1 \cdot 10^4$	$7.1 \cdot 10^4$

Товщину обшивки в першому наближенні знаходять за формулою:

$$\delta = \frac{q_0}{\tau_{разр}}, \quad (5.1.1)$$

де $q_0 = \frac{M_{кр}}{\Omega}$ - потік дотичних зусиль; $M_{кр}$ – крутний момент; Ω – подвоєна площа перерізу кесона.

У вище наведених розрахунках були отримані експлуатаційні навантаження на крило літака. Під час проектувального розрахунку користуються розрахунковими навантаженнями, які отримують унаслідок множення експлуатаційних на коефіцієнт безпеки. Тоді згинальний момент і поперечна сила:

$$\begin{aligned} M^p &= f \cdot M^o = 1.5 \cdot 2150.768 = 3226.152 \text{ кН} \cdot \text{м}, \\ Q^p &= f \cdot Q^o = 1.5 \cdot 327.359 = 491.039 \text{ кН} \end{aligned} \quad (5.1.2)$$

Введено коефіцієнт η , який визначає частку від зусилля $P_{пан}$, що сприймається стрингерами та обшивкою. Прийнято - $\eta = 0.7$, оскільки монолітна панель має переваги перед клепаною конструкцією. Товщина для нижньої обшивки прийнята: $\delta = 7$ мм.

Відстань між стрингерами t знайдено з умови отримання хвилястості обшивки крила не вище певного значення. Величина δ/t повинна задовольняти нерівності:

$$\frac{\delta}{t} = \sqrt[3]{\frac{(1-\mu^2)P_0}{32E\bar{y}}}, \quad (5.1.3)$$

де t – крок стрингерів;

$\mu = 0.3$ - коефіцієнт Пуассона;

$E = 7.1 \cdot 10^{10}$ – модуль пружності матеріалу обшивки;

$P_0 = P_H, P_0 = P_B$ – тиск у горизонтальному польоті на розглянутій поверхні крила;

$\bar{y} = 0.002$ – відносний прогин.

Наближено величини P_H и P_B вважають рівними:

$$P_H = \frac{1}{3} \cdot \frac{G_{\text{пол}}}{S} = \frac{367.7 \cdot 10^3 \text{ Н}}{3 \cdot 99.2 \text{ м}^2} = 1235.717 \text{ Па},$$

$$P_B = \frac{2}{3} \cdot \frac{G_{\text{пол}}}{S} = \frac{2 \cdot 367.7 \cdot 10^3 \text{ Н}}{3 \cdot 99.2 \text{ м}^2} = 2471.434 \text{ Па} \quad (5.1.4)$$

Визначено крок стрингерів:

$$t_H = \frac{\delta}{\sqrt[3]{\frac{(1-\mu^2)P_0}{32 \cdot E \cdot \bar{y}}}} = \frac{7 \cdot 10^{-3}}{\sqrt[3]{\frac{(1-0.3^2) \cdot 1.236 \cdot 10^3}{32 \cdot 7.1 \cdot 10^{10} \cdot 0.002}}} = 1.115 \text{ м}. \quad (5.1.5)$$

Оскільки конструкція має відповідати вимогам ресурсу, прийнято крок і кількість стрингерів прийняти незмінними:

$$t_H = 190 \text{ мм}, n_{\text{стр}}^H = 8. \quad (5.1.6)$$

Розрахунок площ стрингерів у розтягнутій і стиснутій панелях крила. Підбір стрингерів за сортаментом авіаційних профілів

Під час підбору поздовжніх силових елементів спочатку знаходять зусилля, які приймають верхня і нижня половинки поперечного перерізу крила. Середню висоту перерізу визначають за формулою:

$$H_{\text{ср}} = \frac{1}{2} \cdot (H_1 + H_2) \cdot \mu, \quad (5.1.7)$$

де H_1 и H_2 – висоти профілю в місцях розташування першого і другого лонжеронів;

$\mu = 0.9 \dots 0.95$ – коефіцієнт, який враховує, що відстань між центрами тяжіння полиць лонжеронів менша за теоретичну висоту профілю в місцях встановлення лонжеронів

$$H_{\text{ср}} = \frac{1}{2} \cdot (617 \text{ мм} + 504 \text{ мм}) \cdot 0.95 = 532 \text{ мм}.$$

Силу стиснення верхньої частини перерізу крила і розтягування нижньої частини визначають за формулою:

$$P_{\text{пан}} = \frac{M_{\text{из}}}{H_{\text{ср}}} = \frac{3226.152 \text{ кНм}}{0.532 \text{ м}} = 6.059 \cdot 10^6 \text{ кН}. \quad (5.1.8)$$

Зусилля $P_{пан}$, що сприймається кожною половиною перерізу, можна представити як суму зусилля $P_{л}$, що навантажує полиці лонжеронів і зусилля $P_{со}$, що сприймається стрингерами і обшивкою:

$$\begin{aligned} P_{со} &= \eta \cdot P_{пан}; & P_{л} &= P_{пан} - P_{со}; \\ P_{со} &= 0.7 \cdot 6.059 = 4.241 \cdot 10^6 \text{ кН}; \\ P_{л} &= 6.059 - 4.241 = 1.818 \cdot 10^6 \text{ кН}. \end{aligned} \quad (5.1.9)$$

Підбір поздовжнього силового набору в розтягнутій зоні

Зусилля $P_{со}^p$ у розтягнутій зоні визначається рівністю

$$P_{со}^p = n \cdot \sigma_{стр}^p \cdot (K_2 \cdot F_{стр}^p + K_3 \cdot \varphi^p \cdot t_H \cdot \delta_H), \quad (5.1.10)$$

де n – кількість стрингерів у розтягнутій зоні, що враховується в проєкті, у проєктувальному розрахунку;

$\sigma_{стр}^p$ – розрахункове руйнівне напруження стрингера в розтягнутій зоні;

$F_{стр}^p$ – площа поперечного перерізу одного стрингера;

t_H і δ_H – товщина обшивки і відстань між стрингерами в розтягнутій зоні;

$\varphi^p = \frac{E_{обш}}{E_{стр}} = 1$ – коефіцієнт, що враховує відмінність у діаграмах σ - ϵ стрингерів і обшивки.

k_2 – коефіцієнт, що враховує ослаблення поперечного перерізу стрингера отворами під заклепки та набуває значення $k_2 = 1$;

k_3 – коефіцієнт, що враховує ослаблення обшивки отворами під заклепки в місцях стику обшивок і в місцях кріплення до обшивки нервюр і стрингерів і відмінності в коефіцієнтах пружності листів і профілів через недосконалість натягу обшивки під час клепаання. $k_3 = 1$

Руйнівне напруження $\sigma_{стр}^p$ визначається за формулою:

$$\sigma_{стр}^p = \sigma_{дир}, \quad (5.1.11)$$

де $\sigma_{дир}$ – допустимі напруги під час розрахунку за умовами ресурсу;

Отже:

$$\sigma_{стр}^p = 307 \cdot 10^6 \text{ Па.}$$

Знайдено площу поперечного перерізу стрингера, яка забезпечить прийняття стрингерами та обшивкою зусилля $P_{со}^p$:

$$F_{стр}^p = \frac{P_{со}^p - n_{стр} \cdot \delta_H \cdot \sigma_{стр}^p \cdot k_3 \cdot \varphi^p \cdot t_H}{\sigma_{стр}^p \cdot n_{стр} \cdot k_2} = \frac{4.241 \cdot 10^6 - 8 \cdot 0.07 \cdot 307 \cdot 10^6 \cdot 1 \cdot 1 \cdot 0.19}{307 \cdot 10^6 \cdot 8 \cdot 1} = 3.968 \text{ см}^2.$$

Знаючи потрібну площу стрингера, із сортаменту профілів обрано стрингер із найбільш близькою площею поперечного перерізу:

Рівнобокий куточок ПР100-15 з площею поперечного перерізу $F = 4.277 \text{ см}^2$

Основні розміри стрингера:

$$H = B = 45 \text{ мм}; S = 5 \text{ мм}; r = 5 \text{ мм}; I_x = I_y = 7.957 \text{ см}^4; W_x = W_y = 2.481 \text{ см}^3.$$

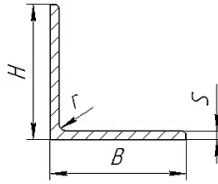


Рис. 5.1.1 – Поперечний переріз стрингера

Підбір поздовжнього силового набору в стиснутій зоні

Зусилля, що сприймається стрингерами й обшивкою в стиснутій зоні P_{co}^c :

$$P_{co}^c = n_{стр}^B \sigma_{стр}^c (F_{стр}^c + F_{обш}), \quad (5.1.12)$$

де $n_{стр}^B = 8$ - кількість стрингерів у стиснутій зоні;

$F_{стр}^c$ - площа стрингера в стиснутій зоні;

$F_{обш} = 30 \cdot \delta^2 = 30 \cdot (4 \cdot 10^{-3})^2 = 4.8 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2$ - приєднана площа обшивки;

$\sigma_{стр}^c = \sigma_{в стр} = 440 \cdot 10^6 \text{ МПа}$ - розрахункове руйнівне напруження стрингера в стиснутій зоні.

Визначено площу поперечного перерізу стрингерів:

$$F_{стр}^c = \frac{P_{co}^c - n \cdot \sigma_{стр}^c \cdot t_B \cdot \delta_B}{n \cdot \sigma_{стр}^c} = \frac{4.241 \cdot 10^6 - 8 \cdot 440 \cdot 10^6 \cdot 0.190 \cdot 4 \cdot 10^{-3}}{8 \cdot 440 \cdot 10^6} = 7.249 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2$$

Товщину обшивки в стиснутій зоні прийнято $\delta_B = 4 \text{ мм}$, оскільки немає необхідності знижувати напруження, як це проведено для ресурсозалежної зони.

З сортаменту обрано профіль:

Бульбокутник ПР102-23 з площею поперечного перерізу $F = 7.65 \text{ см}^2$.

Характеристики перерізу стрингера:

$$H = 75 \text{ мм}; B = 40 \text{ мм}; S = 6 \text{ мм}; S_1 = 6 \text{ мм}; r = 6 \text{ мм}.$$

Геометрія спроектованого стрингера показана на рисунку 5.1.2.

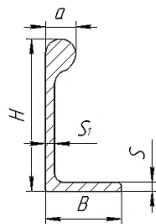


Рис. 5.1.2 – Геометрія спроектованого стрингера

Критичні напруження стійкості стрингера визначають за формулою:

$$\sigma_{кр.стр} = \sigma_{в.стр} \frac{1 + \nu}{1 + \nu + \nu^2}, \quad (5.1.13)$$

де $\nu = \sigma_{в.стр} / \sigma_{кр.стр}^{\exists}$;

$\sigma_{в.стр}$ – межа міцності матеріалу стрингера;

$\sigma_{кр.стр}^{\exists}$ – Ейлерове критичне напруження, що визначається за формулами будівельної механіки для стрижнів і пластин.

У разі місцевої втрати стійкості стрингера величина $\sigma_{кр.стр}^{\exists}$ дорівнює:

$$\sigma_{кр.стр}^{\exists} = \frac{0.9 \cdot k \cdot E}{(b / \delta)^2} = \frac{0.9 \cdot 4 \cdot 0.71 \cdot 10^{11}}{(75 / 6)^2} = 1635.84 \text{ МПа},$$

де b и δ – ширина, і товщина стінки стрингера, що втрачає стійкість як пластина;

E – модуль пружності матеріалу стрингера;

k – коефіцієнт, що враховує умови закріплення граней стінки.

Тоді величина $\sigma_{кр.стр}$:

$$\nu = \sigma_{в.стр} / \sigma_{кр.стр}^{\exists} = 440 / 1635.84 = 0.269; \quad (5.1.14)$$

$$\sigma_{кр.стр} = \sigma_{в.стр} \frac{1 + \nu}{1 + \nu + \nu^2} = 440 \frac{1 + 0.269}{1 + 0.269 + 0.269^2} = 416.27 \text{ МПа}.$$

Стрингер необхідно перевірити і на загальну стійкість, вважаючи його багатопролітною балкою, опертою на нервюри. Однак, якщо відстань між нервюрами вибрано з умови рівномірності стрингера за загальної та місцевої втрати стійкості, то критичні напруження загальної втрати стійкості можна не знаходити.

Розрахункове руйнівне навантаження стрингера $\sigma_{стр}^C$ знаходять за формулою:

$$\sigma_{стр}^C = k_4 \cdot \sigma_{кр.стр}, \quad (5.1.15)$$

де $\sigma_{кр.стр}$ – критичне напруження (знайдено вище);

k_4 – коефіцієнт, який у розрахунковому випадку дорівнює 1.

Прилегла до обшивки полиця стисненого стрингера повинна мати бортики або її товщина повинна перевершувати товщину обшивки, що істотно підвищує несучу здатність панелей під час стиснення.

Ширина приєднаної обшивки $2c$, що працює з напруженнями стрингера, визначається за формулою:

$$2c = 1.9 \delta_B \sqrt{E / \sigma_{стр}} = 1.9 \cdot 0.004 \cdot \sqrt{71000 / 416.27} = 99.26 \text{ мм}. \quad (5.1.16)$$

Під час розрахунків за граничним станом, вважають, що напруги в стрингері дорівнюють руйнівній нарузі: $\sigma_{СТР} = \sigma_{КР.СТР}$.

Під час визначення площі обшивки, приєднаної до стрингера в стиснутій зоні, має значення, скількома заклепувальними швами обшивка приклепана до стрингера. Для монолітної панелі можна прийняти, що приєднана площа:

$$F_{обш} = 2c \cdot \delta_B = 9.926 \text{ см} \cdot 0.4 \text{ см} = 3.97 \text{ см}^2. \quad (5.1.17)$$

Розрахунок площ лонжеронів

Необхідні площі в розтягнутій зоні

Оскільки площа раніше обраного стрингера може не збігтися з необхідною площею, то необхідно уточнити зусилля P_{co}^P . Зусилля P_l^P , що сприймається полицями лонжеронів у розтягнутій зоні, знаходимо за формулою:

$$P_{co}^P = \sigma_{стр}^P \cdot n_{стр} \cdot (k_2 \cdot F_{стр}^P + k_3 \cdot \varphi^P \cdot \delta_n \cdot t_n) \quad (5.1.18)$$

$$P_{co}^P = 307 \cdot 10^6 \cdot 8 \cdot (1 \cdot 4.277 \cdot 10^{-4} + 1 \cdot 1 \cdot 0.07 \cdot 0.19) = 4.317 \cdot 10^6 \text{ Н},$$

$$P_l^P = P_{пан} - P_{co}^P = 6.059 \cdot 10^6 - 4.317 \cdot 10^6 = 1.742 \cdot 10^6 \text{ Н}.$$

Сумарну площу полиць лонжеронів F_l^P у розтягнутій зоні отримаємо з рівняння:

$$P_l^P = \sigma_l^P \cdot F_l^P \cdot k_2, \quad (5.1.19)$$

де σ_l^P – розрахункова руйнівна напруга розтягнутої полиці.

Руйнівна напруга:

$$\sigma_l^P = \sigma_{дир}, \quad (5.1.20)$$

де $\sigma_{дир}$ – допустимі напруги для стиснутої зони.

$$\sigma_l^P = 307 \cdot 10^6 \text{ Па}.$$

Тоді необхідна сумарна площа:

$$F_l^P = \frac{P_l^P}{\sigma_l^P} = \frac{1.742 \cdot 10^6}{307 \cdot 10^6} = 56.737 \text{ см}^2.$$

Необхідно розподілити отриману площу між розтягнутими полицями переднього і заднього лонжеронів. Площі полиць вважаємо пропорційними квадратам висот лонжеронів або пропорційними висотам:

$$F_l^P = F_{l1}^P + F_{l2}^P, \frac{F_{l1}^P}{F_{l2}^P} = \frac{H_1^2}{H_2^2}$$

$$F_{l2}^P = \frac{F_l^P}{\frac{H_1^2}{H_2^2} + 1} = \frac{56.737}{\frac{61.7^2}{50.4^2} + 1} = 22.702 \text{ см}^2, \quad (5.1.21)$$

$$F_{l1}^P = F_{l2}^P \cdot \frac{H_1^2}{H_2^2} = 22.702 \cdot \frac{61.7^2}{50.4^2} = 34.034 \text{ см}^2.$$

Необхідні площі в стиснутій зоні

Необхідно уточнити раніше знайдене значення P_{co}^C за формулою (5.1.18):

$$P_{co}^C = \sigma_{стр}^c \cdot n_{стр} \cdot (F_{стр}^C + F_{обш}^C) = 416.27 \cdot 10^6 \cdot 8 \cdot (7.65 \cdot 10^{-4} + 3.97 \cdot 10^{-4}) = 387 \text{ кН}.$$

Слід знайти зусилля P_l^C , що сприймається полицями лонжеронів у стиснутій зоні:

$$P_l^C = P_{пан} - P_{co}^C = 6.059 \cdot 10^6 - 3.87 \cdot 10^6 = 2.189 \cdot 10^6 \text{ Н}.$$

Сумарну площу полиць лонжеронів у стиснутій зоні F_l^C можна отримати з рівняння:

$$P_l^C = \sigma_l^C \cdot F_l^C, \quad (5.1.22)$$

де σ_l^C – розрахункова руйнівна напруга стиснутої полиці. У цьому розрахунку прийнято:

$$\sigma_l^C = \sigma_{Вл}. \quad (5.1.23)$$

Тоді сумарна площа полиць лонжерона дорівнює:

$$F_l^C = \frac{P_l^C}{\sigma_{Вл}} = \frac{2.189 \cdot 10^6}{550 \cdot 10^6} = 39.801 \text{ см}^2.$$

Отриману площу розподіляємо між стиснутими полицями переднього і заднього лонжеронів. Площі полиць вважаємо пропорційними квадратам висот лонжеронів або пропорційними висотам.

$$F_l^C = F_{l1}^C + F_{l2}^C, \frac{F_{l1}^C}{F_{l2}^C} = \frac{H_1^2}{H_2^2}$$

$$F_{l2}^C = \frac{F_l^C}{\frac{H_1^2}{H_2^2} + 1} = \frac{39.801}{\frac{61.7^2}{50.4^2} + 1} = 15.926 \text{ см}^2, \quad (5.1.24)$$

$$F_{l1}^C = F_{l2}^C \cdot \frac{H_1^2}{H_2^2} = 15.926 \cdot \frac{61.7^2}{50.4^2} = 23.875 \text{ см}^2.$$

Визначення товщини стінок лонжеронів

Під час наближених розрахунків вважають, що центр жорсткості поперечного перерізу крила лежить у центрі ваги жорсткостей лонжеронів на вигин, тобто можна записати:

$$x_{ц.ж.} = Bл \frac{E_2 I_2}{E_1 I_1 + E_2 I_2}, \quad (5.1.25)$$

де E_1 та E_2 – модулі пружності полиць лонжеронів ($E_1 = E_2$);

I_1 та I_2 – моменти інерції переднього і заднього лонжеронів щодо відповідних центральних осей. Під час обчислення моментів інерції I_1 та I_2 вплив стінок лонжеронів не враховано, вважаючи, що останні працюють тільки на зсув.

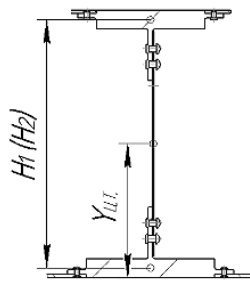


Рис. 5.1.3 – Схема лонжерона крила

Для знаходження моментів інерції необхідно визначити положення центрів тяжіння полиць переднього і заднього лонжеронів у розрахунковому перерізі:

$$y_{ц.т.1} = \frac{H_1 \cdot \mu \cdot F_1^C}{F_1^C + F_1^P} = \frac{0.617 \cdot 0.95 \cdot 23.87 \cdot 10^{-4}}{(23.87 + 34.03) \cdot 10^{-4}} = 0.242 \text{ м},$$

$$y_{ц.т.2} = \frac{H_2 \cdot \mu \cdot F_2^C}{F_2^C + F_2^P} = \frac{0.504 \cdot 0.95 \cdot 15.93 \cdot 10^{-4}}{(15.93 + 22.7) \cdot 10^{-4}} = 0.197 \text{ м}. \quad (5.1.26)$$

Тоді можна записати:

$$I_1 = (y_{ц.т.1})^2 \cdot F_1^P + (H_1 \cdot \mu - y_{ц.т.1})^2 \cdot F_1^C =$$

$$= (0.242)^2 \cdot 34.03 \cdot 10^{-4} + (0.617 \cdot 0.95 - 0.242)^2 \cdot 23.87 \cdot 10^{-4} = 4.822 \cdot 10^{-4} \text{ м}^4,$$

$$I_2 = (y_{ц.т.2})^2 \cdot F_2^P + (H_2 \cdot \mu - y_{ц.т.2})^2 \cdot F_2^C = \quad (5.1.27)$$

$$= (0.197)^2 \cdot 22.7 \cdot 10^{-4} + (0.504 \cdot 0.95 - 0.197)^2 \cdot 15.93 \cdot 10^{-4} = 2.145 \cdot 10^{-4} \text{ м}^4.$$

Звідси:

$$x_{ц.ж.} = Bл \frac{I_2}{I_1 + I_2} = 1.72 \cdot \frac{2.145 \cdot 10^{-4}}{4.822 \cdot 10^{-4} + 2.145 \cdot 10^{-4}} = 0.53 \text{ м}.$$

Відстань $x_{ц.ж.}$ відкладається від переднього лонжерона.

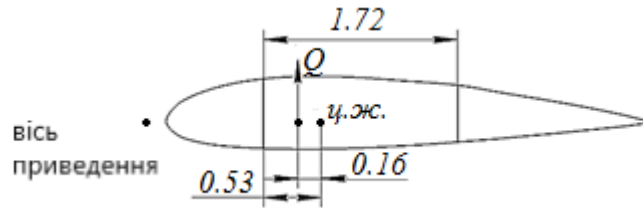


Рис. 5.1.4 – Положення центру жорсткості перерізу, (м)

Визначено розподіл поперечної сили Q між лонжеронами:

для переднього лонжерона:

$$Q_1 = Q \cdot \frac{a-b}{a} = 4.91 \cdot 10^5 \cdot \frac{1.72-0.53}{1.72} = 339.833 \cdot 10^3 \text{ Н.} \quad (5.1.28)$$

для заднього лонжерона:

$$Q_2 = Q \cdot \frac{b}{a} = 4.91 \cdot 10^5 \cdot \frac{0.53}{1.72} = 151.2 \cdot 10^3 \text{ Н.} \quad (5.1.29)$$

Оскільки положення центру жорсткості відоме, визначено крутний момент, що діє в перерізі (аналогічно першому наближенню див. вище):

$$M_{кр} = Q \cdot d = 4.91 \cdot 10^5 \cdot 0.16 = 78.57 \text{ кН} \cdot \text{м}, \quad (5.1.30)$$

де d – відстань від центру жорсткості до точки прикладання сили Q , $d = 0.315 \text{ м}$.

Від поперечних сил Q_1 і Q_2 в стінках лонжеронів виникають потоки дотичних зусиль. Якщо припустити, що крутний момент сприймається тільки зовнішнім контуром перерізу крила, то цей момент врівноважується потоком дотичних зусиль q_0 , що дорівнює:

$$q_0 = \frac{M_{кр}}{\Omega} = \frac{78.57 \cdot 10^3}{1.928} = 40750 \frac{\text{Н}}{\text{м}}. \quad (5.1.31)$$

Отже, товщини стінок лонжеронів і можна знайти з рівнянь:

$$\tau_{раз} \cdot \delta_1 \cdot H_1 = Q_1, \quad \tau_{раз} \cdot \delta_2 \cdot H_2 = Q_2 - q_0 \cdot H_2. \quad (5.1.32)$$

Під час роботи стінки лонжерона як діагонально-розтягнутого поля (після втрати стінкою стійкості від зсуву) руйнівні дотичні напруження приймають за досвідченими даними рівними:

$$\tau_{раз} = (0.25 \dots 0.35) \cdot \sigma_B, \quad (5.1.33)$$

де σ_B – тимчасовий опір матеріалу стінки.

Прийнято: $\tau_{раз} = 154 \text{ МПа}$.

Товщини стінок:

$$\delta_1 = \frac{Q_1}{\tau_{раз} \cdot H_1} = \frac{339.883 \cdot 10^3}{154 \cdot 10^6 \cdot 0.617} = 3.476 \text{ мм},$$

$$\delta_2 = \frac{Q_2}{\tau_{раз} \cdot H_2} = \frac{151.2 \cdot 10^3}{154 \cdot 10^6 \cdot 0.504} = 2.213 \text{ мм}.$$
(5.1.34)

Остаточно прийняті товщини стінок зі стандартного ряду: $\delta_1 = 3.5 \text{ мм}$,
 $\delta_2 = 2.5 \text{ мм}$.

Розрахунок відстані між рядовими нервюрами крила

Відстань між нервюрами визначається з умови рівномірності за умови місцевої втрати стійкості стрингера в розтягнутій зоні та за загальної втрати стійкості стрингера з приєднаною обшивкою в стислій зоні.

Відстань становить:

$$t_{нерв} = 0.7 \text{ м}.$$
(5.1.35)

5.2 Проектувальний розрахунок перерізу крила $z=0.4$

Для виготовлення монолітних панелей використовується технологічний процес - фрезерування. Кількість стрингерів у перерізі 0.4 буде отримано з урахуванням специфіки виготовлення панелі та геометричних розмірів спроектованого перерізу 0.1. На рисунку 6.2.1 показано вигляд зверху панелей консолі зі стрингерами.

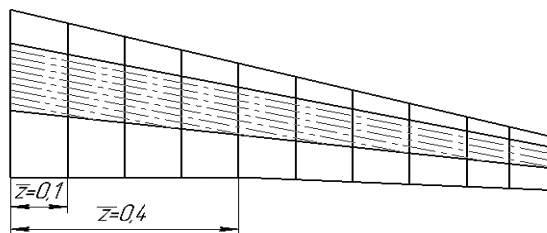


Рис. 5.2.1 – Положення стрингерів у консолі

Проектувальний розрахунок перерізу 0.4 виконується аналогічно розрахунку перерізу 0.1.

Визначення товщини обшивки та кроку стрингерів у розтягнутій панелі крила

Силові елементи в перерізі виконані з тих самих матеріалів (див. табл. 5.1.1).

Товщина обшивки і крок стрингерів, як і раніше, прийняті конструктивно, але з умовою зменшення діючих навантажень уздовж розмаху від кореневого перерізу консолі.

Розрахункові значення навантажень:

$$\begin{aligned} M^p &= f \cdot M^o = 1.5 \cdot 891.922 = 1337.883 \text{ кН} \cdot \text{м} \\ Q^p &= f \cdot Q^o = 1.5 \cdot 202.482 = 303.723 \text{ кН} \end{aligned} \quad (5.2.1)$$

Коефіцієнт η , що визначає частку від зусилля $P_{\text{пан}}$, яку сприймають стрингери та обшивка, також дорівнює $\eta = 0.7$.

Крок стрингерів прийнято незмінним: $t_H = 190$ мм, а кількість стрингерів, з умови технологічності, зменшиться: $n_{\text{стр}}^H = 6$.

Товщина обшивки в розтягнутій зоні прийнята: $\delta_H = 5$ мм.

Розрахунок площ стрингерів у розтягнутій і стиснутій панелях крила. Підбір стрингерів за сортаментом авіаційних профілів

Під час підбору поздовжніх силових елементів спочатку знаходять зусилля, які приймають верхня і нижня половинки поперечного перерізу крила. Середню висоту перерізу визначено згідно з формулою (5.1.7):

$$H_{\text{сер}} = \frac{1}{2} \cdot (488 \text{ мм} + 398 \text{ мм}) \cdot 0.95 = 421 \text{ мм}.$$

Силу стиснення верхньої частини перерізу крила і розтягування нижньої частини визначають за формулою:

$$P_{\text{пан}} = \frac{M_{\text{згин}}}{H_{\text{сер}}} = \frac{891.922 \text{ кНм}}{0.421 \text{ м}} = 3.178 \cdot 10^6 \text{ кН}. \quad (5.2.2)$$

Зусилля $P_{\text{пан}}$, що сприймається кожною половиною перерізу, можна представити як суму зусилля $P_{\text{л}}$, що навантажує полиці лонжеронів і зусилля $P_{\text{со}}$, що сприймається стрингерами і обшивкою:

$$\begin{aligned} P_{\text{со}} &= \eta \cdot P_{\text{пан}}; & P_{\text{л}} &= P_{\text{пан}} - P_{\text{со}}; \\ P_{\text{со}} &= 0.7 \cdot 3.178 = 2.224 \cdot 10^6 \text{ кН}; \\ P_{\text{л}} &= 3.178 - 2.224 = 0.9533 \cdot 10^6 \text{ кН}. \end{aligned} \quad (5.2.3)$$

Підбір поздовжнього силового набору в розтягнутій зоні

Зусилля $P_{\text{со}}^p$ у розтягнутій зоні визначається рівністю

$$P_{\text{со}}^p = n \cdot \sigma_{\text{стр}}^p \cdot (K_2 \cdot F_{\text{стр}}^p + K_3 \cdot \varphi^p \cdot t_H \cdot \delta_H), \quad (5.2.4)$$

Руйнівне напруження $\sigma_{\text{стр}}^p$ визначається за формулою:

$$\sigma_{\text{стр}}^p = \sigma_{\text{дир}}, \quad (5.2.5)$$

де $\sigma_{\text{дир}}$ – допустимі напруги під час розрахунку за умовами ресурсу;

Отже:

$$\sigma_{\text{стр}}^p = 307 \cdot 10^6 \text{ Па}.$$

Знайдено площу поперечного перерізу стрингера, яка забезпечить прийняття стрингерами та обшивкою зусилля $P_{\text{со}}^p$:

$$F_{стр}^P = \frac{P_{со}^P - n_{стр} \cdot \delta_n \cdot \sigma_{стр}^P \cdot k_3 \cdot \varphi^P \cdot t_n}{\sigma_{стр}^P \cdot n_{стр} \cdot k_2} = \frac{2.224 \cdot 10^6 - 6 \cdot 0.05 \cdot 307 \cdot 10^6 \cdot 1 \cdot 1 \cdot 0.19}{307 \cdot 10^6 \cdot 6 \cdot 1} = 2.576 \text{ см}^2.$$

Знаючи потрібну площу стрингера, із сортаменту профілів обрано стрингер із найбільш близькою площею поперечного перерізу:

Рівнобокий куточок ПР100-42 з площею поперечного перерізу $F = 2.694 \text{ см}^2$

Основні розміри стрингера:

$$H = B = 40 \text{ мм}; S = 3.5 \text{ мм}; r = 3.5 \text{ мм};$$

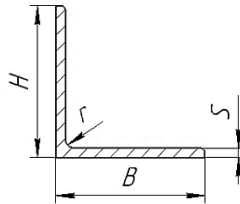


Рис. 5.2.1 – Поперечний переріз стрингера

Підбір поздовжнього силового набору в стиснутій зоні

Зусилля, що сприймається стрингерами й обшивкою в стиснутій зоні $P_{со}^c$:

$$P_{со}^c = n_{стр}^B \sigma_{стр}^c (F_{стр}^c + F_{обш}), \quad (5.2.6)$$

де $n_{стр}^B = 6$ - кількість стрингерів у стиснутій зоні;

$F_{стр}^c$ - площа стрингера в стиснутій зоні;

$F_{обш} = 30 \cdot \delta^2 = 30 \cdot (3.5 \cdot 10^{-3})^2 = 3.675 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2$ - приєднана площа обшивки;

$\sigma_{стр}^c = \sigma_{в стр} = 440 \cdot 10^6 \text{ МПа}$ - розрахункове руйнівне напруження стрингера в стиснутій зоні.

Визначено площу поперечного перерізу стрингерів:

$$F_{стр}^c = \frac{P_{со}^c - n \cdot \sigma_{стр}^c \cdot t_B \cdot \delta_B}{n \cdot \sigma_{стр}^c} = \frac{2.224 \cdot 10^6 - 6 \cdot 440 \cdot 10^6 \cdot 0.190 \cdot 3.5 \cdot 10^{-3}}{6 \cdot 440 \cdot 10^6} = 4.751 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2$$

Товщину обшивки в стислій зоні прийнято $\delta_B = 3.5 \text{ мм}$, оскільки немає необхідності знижувати напруження, як це проведено для ресурсозалежної зони.

Із сортаменту обрано профіль:

Бульбокутник ПР102-13 з площею поперечного перерізу $F = 5.687 \text{ см}^2$.

Характеристики перерізу стрингера:

$$H = 65 \text{ мм}; B = 40 \text{ мм}; S = 5 \text{ мм}; S_1 = 5 \text{ мм}; r = 5 \text{ мм}; a = 12 \text{ мм}.$$

Геометрія спроектованого стрингера показана на рисунку 5.2.2.

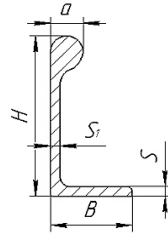


Рис. 5.2.2 – Геометрія спроектованого стрингера

Критичні напруження стійкості стрингера визначено за формулою (5.1.13):
У разі місцевої втрати стійкості стрингера величина $\sigma_{KP.CTP}^e$ дорівнює:

$$\sigma_{KP.CTP}^e = \frac{0.9 \cdot k \cdot E}{(b/\delta)^2} = \frac{0.9 \cdot 4 \cdot 0.71 \cdot 10^{11}}{(65/5)^2} = 1512.426 \text{ МПа}, \quad (5.2.7)$$

де - b і δ – ширина, і товщина стінки стрингера, що втрачає стійкість як пластина;

E – модуль пружності матеріалу стрингера;

k – коефіцієнт, що враховує умови закріплення граней стінки.

Тоді величина $\sigma_{KP.CTP}$:

$$\nu = \sigma_{B.CTP} / \sigma_{KP.CTP}^e = 440 / 1512.426 = 0.291;$$

$$\sigma_{KP.CTP} = \sigma_{B.CTP} \frac{1 + \nu}{1 + \nu + \nu^2} = 440 \frac{1 + 0.291}{1 + 0.291 + 0.291^2} = 412.93 \text{ МПа}.$$

Розрахункове руйнівне навантаження стрингера $\sigma_{стр}^C$ знаходять за формулою:

$$\sigma_{стр}^C = k_4 \cdot \sigma_{кр.стр}, \quad (5.2.8)$$

де $\sigma_{кр.стр}$ – критичне напруження (знайдено вище);

k_4 – коефіцієнт, який у розрахунковому випадку дорівнює 1.

Прилегла до обшивки полиця стисненого стрингера повинна мати бортики або її товщина повинна перевершувати товщину обшивки, що істотно підвищує несучу здатність панелей під час стиснення.

Ширина приєднаної обшивки $2c$, що працює з напруженнями стрингера, визначається за формулою:

$$2c = 1.9 \delta_B \sqrt{E / \sigma_{СТР}} = 1.9 \cdot 0.0035 \cdot \sqrt{71000 / 412.93} = 87.2 \text{ мм}. \quad (5.2.9)$$

Під час розрахунків за граничним станом, вважають, що напруги в стрингері дорівнюють руйнівній нарузі:

$$\sigma_{СТР} = \sigma_{KP.CTP}.$$

Під час визначення площі обшивки, приєднаної до стрингера в стиснутій зоні, має значення, скількома заклепувальними швами обшивка приклепана до стрингера. Для монолітної панелі можна прийняти, що приєднана площа - площа:

$$F_{обш} = 2c \cdot \delta_B = 0.08719 \cdot 0.0035 = 3.052 \text{ см}^2 \quad (5.2.10)$$

Розрахунок площ лонжеронів

Необхідні площі в розтягнутій зоні

Оскільки площа раніше обраного стрингера може не збігтися з необхідною площею, то необхідно уточнити зусилля P_{co}^P . Зусилля P_l^P , що сприймається полицями лонжеронів у розтягнутій зоні, знаходимо за формулою:

$$P_{co}^P = \sigma_{cmp}^P \cdot n_{cmp} \cdot (k_2 \cdot F_{cmp}^P + k_3 \cdot \varphi^P \cdot \delta_n \cdot t_n), \quad (5.2.11)$$

$$P_{co}^P = 307 \cdot 10^6 \cdot 6 \cdot (1 \cdot 2.694 \cdot 10^{-4} + 1 \cdot 1 \cdot 0.05 \cdot 0.19) = 2.246 \cdot 10^6 \text{ Н.}$$

$$P_l^P = P_{nan} - P_{co}^P = 3.178 \cdot 10^6 - 2.246 \cdot 10^6 = 0.9315 \cdot 10^6 \text{ Н.}$$

Сумарну площу полиць лонжеронів F_l^P у розтягнутій зоні отримаємо з рівняння:

$$P_l^P = \sigma_l^P \cdot F_l^P \cdot k_2, \quad (5.2.12)$$

де σ_l^P – розрахункове руйнівне напруження розтягнутої полиці.

Руйнівна напруга:

$$\sigma_l^P = \sigma_{dnp}, \quad (5.2.13)$$

де σ_{dnp} – допустимі напруги для стиснутої зони.

$$\sigma_l^P = 307 \cdot 10^6 \text{ Па.}$$

Тоді необхідна сумарна площа:

$$F_l^P = \frac{P_l^P}{\sigma_l^P \cdot k_2} = \frac{0.9315 \cdot 10^6}{307 \cdot 10^6 \cdot 0.85} = 35.697 \text{ см}^2.$$

Необхідно розподілити отриману площу між розтягнутими полицями переднього і заднього лонжеронів. Площі полиць вважаємо пропорційними квадратам висот лонжеронів або пропорційними висотам:

$$F_l^P = F_{l1}^P + F_{l2}^P, \quad \frac{F_{l1}^P}{F_{l2}^P} = \frac{H_1^2}{H_2^2}$$

$$F_{l2}^P = \frac{F_l^P}{\frac{H_1^2}{H_2^2} + 1} = \frac{35.697}{\frac{48.8^2}{39.8^2} + 1} = 14.28 \text{ см}^2, \quad (5.2.14)$$

$$F_{l1}^P = F_{l2}^P \cdot \frac{H_1^2}{H_2^2} = 23.98 \cdot \frac{48.8^2}{39.8^2} = 21.413 \text{ см}^2.$$

Потрібні площі в стиснутій зоні

Необхідно уточнити раніше знайдене значення P_{co}^C :

$$P_{co}^C = \sigma_{cmp}^c \cdot n_{cmp} \cdot (F_{cmp}^C + F_{обш}) = 412.927 \cdot 10^6 \cdot 6 \cdot (5.687 \cdot 10^{-4} + 3.052 \cdot 10^{-4}) = 216.5 \text{ кН}. \quad (5.2.15)$$

Слід знайти зусилля P_l^C , що сприймається полицями лонжеронів у стиснутій зоні:

$$P_l^C = P_{пан} - P_{co}^C = 3.178 \cdot 10^6 - 2.165 \cdot 10^6 = 1.013 \cdot 10^6 \text{ Н}. \quad (5.2.16)$$

Сумарну площу полиць лонжеронів у стиснутій зоні F_l^C можна отримати з рівняння:

$$P_l^C = \sigma_l^C \cdot F_l^C, \quad (5.2.17)$$

де σ_l^C – розрахункова руйнівна напруга стиснутої полиці. У цьому розрахунку прийнято:

$$\sigma_l^C = \sigma_{Вл}. \quad (5.2.18)$$

Тоді сумарна площа полиць лонжерона дорівнює:

$$F_l^C = \frac{P_l^C}{\sigma_{Вл}} = \frac{1.013 \cdot 10^6}{550 \cdot 10^6} = 18.409 \text{ см}^2. \quad (5.2.19)$$

Отриману площу розподіляємо між стиснутими полицями переднього і заднього лонжеронів. Площі полиць вважаємо пропорційними квадратам висот лонжеронів або пропорційними висотам.

$$F_l^C = F_{л1}^C + F_{л2}^C, \quad \frac{F_{л1}^C}{F_{л2}^C} = \frac{H_1^2}{H_2^2}, \quad (5.2.20)$$

$$F_{л2}^C = \frac{F_l^C}{\frac{H_1^2}{H_2^2} + 1} = \frac{18.409}{\frac{48.8^2}{39.8^2} + 1} = 7.366 \text{ см}^2;$$

$$F_{л1}^C = F_{л2}^C \cdot \frac{H_1^2}{H_2^2} = 7.366 \cdot \frac{48.8^2}{39.8^2} = 11.043 \text{ см}^2.$$

Визначення товщини стінок лонжеронів

Під час наближених розрахунків вважають, що центр жорсткості поперечного перерізу крила лежить у центрі ваги жорсткостей лонжеронів на вигин, тобто можна записати:

$$x_{ц.ж.} = Bл \frac{E_2 I_2}{E_1 I_1 + E_2 I_2}, \quad (5.2.21)$$

де E_1 і E_2 – модулі пружності полиць лонжеронів ($E_1 = E_2$);

I_1 і I_2 – моменти інерції переднього і заднього лонжеронів щодо відповідних центральних осей. Під час обчислення моментів інерції I_1

і I_2 вплив стінок лонжеронів не враховано, вважаючи, що останні працюють тільки на зсув.

Для знаходження моментів інерції необхідно визначити положення центрів тяжіння полиць переднього і заднього лонжеронів у розрахунковому перерізі:

$$y_{ц.т.1} = \frac{H_1 \cdot \mu \cdot F_1^C}{F_1^C + F_1^P} = \frac{0.488 \cdot 0.95 \cdot 11.043 \cdot 10^{-4}}{(11.043 + 21.413) \cdot 10^{-4}} = 0.158 \text{ м},$$

$$y_{ц.т.2} = \frac{H_2 \cdot \mu \cdot F_2^C}{F_2^C + F_2^P} = \frac{0.398 \cdot 0.95 \cdot 7.366 \cdot 10^{-4}}{(7.366 + 14.283) \cdot 10^{-4}} = 0.129 \text{ м}. \quad (5.2.22)$$

Тоді можна записати:

$$I_1 = (y_{ц.т.1})^2 \cdot F_1^P + (H_1 \cdot \mu - y_{ц.т.1})^2 \cdot F_1^C =$$

$$= (0.158)^2 \cdot 21.413 \cdot 10^{-4} + (0.488 \cdot 0.95 - 0.158)^2 \cdot 11.043 \cdot 10^{-4} = 1.565 \cdot 10^{-4} \text{ м}^4.$$

$$I_2 = (y_{ц.т.2})^2 \cdot F_2^P + (H_2 \cdot \mu - y_{ц.т.2})^2 \cdot F_2^C =$$

$$= (0.129)^2 \cdot 14.283 \cdot 10^{-4} + (0.398 \cdot 0.95 - 0.129)^2 \cdot 7.366 \cdot 10^{-4} = 0.6964 \cdot 10^{-4} \text{ м}^4.$$

Отже:

$$x_{ц.ж.} = Bл \frac{I_2}{I_1 + I_2} = 1.36 \cdot \frac{0.6964 \cdot 10^{-4}}{1.565 \cdot 10^{-4} + 0.6964 \cdot 10^{-4}} = 0.419 \text{ м}.$$

Відстань $x_{ц.ж.}$ відкладається від переднього лонжерона.

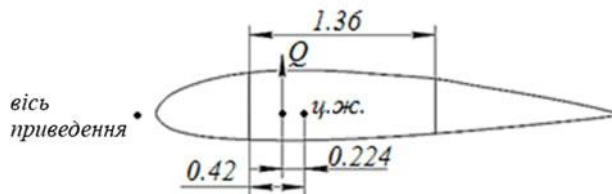


Рис. 5.2.4 – Положення центру жорсткості перерізу, (м)

Визначено розподіл поперечної сили Q між лонжеронами:

для переднього лонжерона:

$$Q_1 = Q \cdot \frac{a-b}{a} = 4.665 \cdot 10^5 \cdot \frac{1.36 - 0.419}{1.36} = 210.197 \cdot 10^3 \text{ Н}. \quad (5.2.23)$$

для заднього лонжерона:

$$Q_2 = Q \cdot \frac{b}{a} = 3.037 \cdot 10^5 \cdot \frac{0.419}{1.36} = 93.53 \cdot 10^3 \text{ Н}. \quad (5.2.24)$$

Оскільки положення центру жорсткості відоме, визначено крутний момент, що діє в перерізі (аналогічно першому наближенню див. вище):

$$M_{кр} = Q \cdot d = 3.037 \cdot 10^5 \cdot 0.224 = 68.03 \text{ кН} \cdot \text{м}, \quad (5.2.25)$$

де d – відстань від центру жорсткості до точки прикладання сили Q , $d = 0.224 \text{ м}$.

Від поперечних сил Q_1 і Q_2 у стінках лонжеронів виникають потоки дотичних зусиль:

$$q_0 = \frac{M_{кр}}{\Omega} = \frac{68.03 \cdot 10^3}{1,205} = 56440 \frac{\text{Н}}{\text{м}}. \quad (5.2.26)$$

Отже, товщини стінок лонжеронів δ_1 і δ_2 можна знайти з рівнянь:

$$\tau_{раз} \cdot \delta_1 \cdot H_1 = Q_1, \quad \tau_{раз} \cdot \delta_2 \cdot H_2 = Q_2 - q_0 \cdot H_2. \quad (5.2.27)$$

Під час роботи стінки лонжерона як діагонально-розтягнутого поля (після втрати стінкою стійкості від зсуву) руйнівні дотичні напруження приймають за досвідченими даними рівними:

$$\tau_{раз} = (0.25 \dots 0.35) \cdot \sigma_B, \quad (5.2.28)$$

де σ_B – тимчасовий опір матеріалу стінки. Приймаємо:

$$\tau_{раз} = 154 \text{ МПа}.$$

Звідси товщини стінок:

$$\begin{aligned} \delta_1 &= \frac{Q_1}{\tau_{раз} \cdot H_1} = \frac{210.197 \cdot 10^3}{154 \cdot 10^6 \cdot 0.488} = 2.798 \text{ мм}, \\ \delta_2 &= \frac{Q_2}{\tau_{раз} \cdot H_2} = \frac{93.53 \cdot 10^3}{154 \cdot 10^6 \cdot 0.398} = 1.891 \text{ мм}. \end{aligned} \quad (5.2.29)$$

Остаточно прийняті товщини стінок зі стандартного ряду: $\delta_1 = 3 \text{ мм}$, $\delta_2 = 2 \text{ мм}$.

Розрахунок відстані між рядовими нервюрами крила

Відстань між нервюрами визначається з умови рівномірності за умови місцевої втрати стійкості стрингера в розтягнутій зоні та за загальної втрати стійкості стрингера з приєднаною обшивкою в стислій зоні.

Відстань становить:

$$t_{нерв} = 0.7 \text{ м.}$$

6 ФОРМУВАННЯ СКІНЧЕННО-ЕЛЕМЕНТНОЇ МОДЕЛІ КРИЛА

Раніше в роботі було спроектовано два перерізи ($z=0,1$ і $z=0,4$) крила літака типу Ан-74ТК-300. У цьому розділі виконано моделювання силових елементів конструкції крила методом скінченних елементів.

6.1 Вихідні дані

Як вихідні дані прийнято геометричні характеристики спрямленої консолі крила літака, спроектованої за розрахунковими навантаженнями згідно з АП-25.

Основні геометричні параметри (Рис. 6.1.1) отримано за результатами проектувального розрахунку поперечних перерізів $z=0,1$ і $z=0,4$.

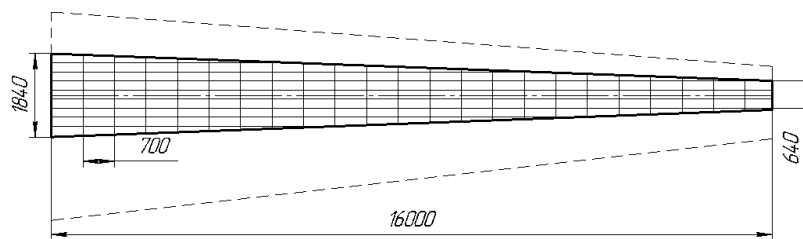


Рис. 6.1.1 - КСС правої консолі крила літака типу Ан-74ТК-300

Поперечні перерізи кесонів $z=0,1$ і $z=0,4$ представлено на рисунку нижче. Основні числові дані внесені в Таблицю 6.1.1.

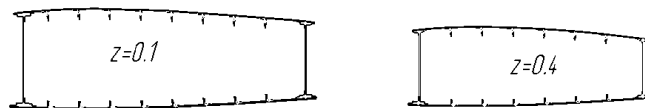


Рис. 6.1.2 - Поперечний переріз модельованих кесонів

Кривизна профілю відповідає обраному із сортаменту НАСА 2315. Поперечні перерізи підібрані з довідника авіаційних профілів



Рис. 6.1.3 - Стрингерний набір для стиснутих і розтягнутих зон перерізів крила

Основні вихідні параметри наведено в таблиці 6.1.1 Додатка Б.

За вихідні навантаження прийнято розподіл поперечних сил і згинальних моментів уздовж розмаху консолі, які визначено раніше

6.2 Створення геометрії моделі

Через складність геометрії реальної конструкції, геометрія моделі буде повторювати спрощено контури і деякі характеристики конструкції кесона крила, спрощення яких не внесе значних похибок у результат розрахунку.

Усі створювані геометричні розміри будуть створені в мм, для зручності отримання напружень у МПа. Побудова виконується у вкладці Geometry.

1. Першим етапом побудови є створення точок, з'єднавши які отримаємо контур профілю кесона. Для цього необхідно створити характер розподілу точок контуру по хорді та розмаху. Оскільки силовий кесон крила займає лише частину замкненого крильового профілю, створено таблицю координат для побудови кривих стисненого і розтягнутого поясів лише в межах перерізу 0.2-0.6 від усієї його величини (див. нижче).

Обраний профіль не є симетричним, що ускладнює завдання швидкого створення геометрії за допомогою функцій, які дають змогу копіювати і симетрично відобразити лише частину побудованих точок.

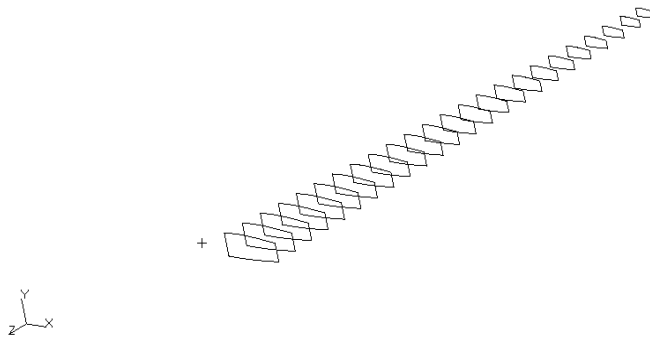


Рис. 6.2.1 - Контури створених перерізів кесона вздовж розмаху

Метод побудови ліній Spline дає змогу отримати заокруглену зовнішню форму контуру за наявності невеликого числа контрольних точок.

Далі слід лініями відобразити положення стрингерів на верхній і нижній панелях. Для цього, використовуючи функцію Offset, зроблено симетричне зміщення крайніх точок контуру кожного перерізу на величину кроку стрингерів. Трудоемність процесу пояснюється кривизною ліній, що утворюють панелі кесона.

Після цього виконано послідовне з'єднання отриманих точок за розмахом з урахуванням топологічної конгруентності (місця "згону" стрингерів).

Після проведеної роботи отримано модель, яка більш детально повторює реальну конструкцію:

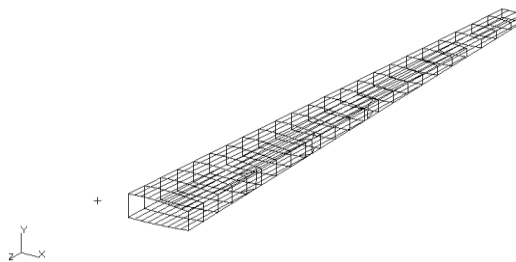


Рис. 6.2.2 - Отрисована КСС консолі крила

Оскільки кесон містить у собі також лонжерони, нервюри, їхні стінки, а також обшивку, для їхнього створення та надання кесону обрисів загального вигляду, слід об'єднати контури площинами.

Ці методи дають змогу зручно створювати площини між двома паралельними лініями і лініями, що обмежують контур майбутньої площини.

Створення лонжерона:

Оскільки лонжерон складається з поясів і стінки, об'єднання ліній, розбитих між створеними контурами у верхній і нижній площинах, і створення між ними площини (стінки), на даному етапі повністю відповідатиме необхідним умовам.

Створення нервюри:

Нервюри моделюються як площини, обмежені лініями контурів створених раніше. Вони не матимуть поясів і отворів полегшення, для простоти моделі.

Після проведених операцій кесон, що створюється, набуде вигляду:

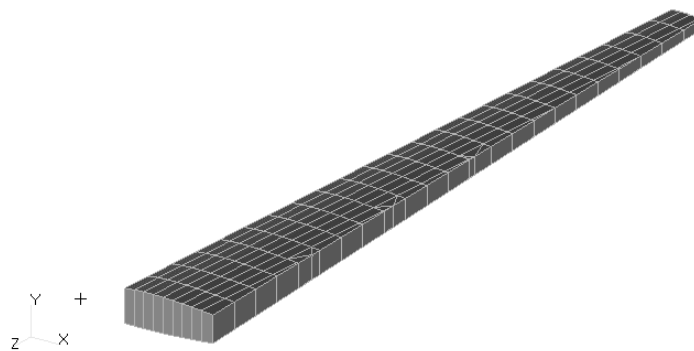


Рис. 6.2.3 - Загальний вигляд геометрії створюваної моделі кесона консолі крила

6.3 Створення сітки кінцевих елементів

Оскільки майбутній розрахунок моделі буде здійснено методом кінцевих елементів (МКЕ), на цьому етапі необхідно створити сукупність таких елементів, форма і тип яких будуть достатніми для розв'язання цього завдання. Кінцева безліч таких елементів, пов'язаних у створеній раніше геометричній моделі, і утворює сітку - основу майбутнього розрахунку.

Складність створюваної сітки має бути порівнянна зі складністю геометричних контурів створюваного об'єкта. Оскільки конструкція кесона містить як складні геометричні форми (криві поверхні, заокруглення, кромки тощо), так і прості, то для максимально рівномірного розподілу елементів сітки необхідно застосувати різні методи їх створення.

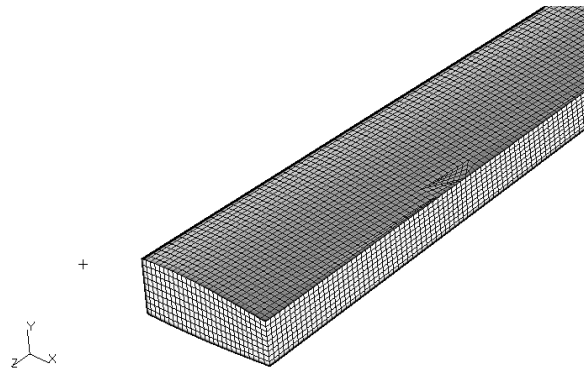


Рис. 6.3.1 - Сітка кінцевих елементів

Після проведення цих і супутніх операцій (завдання щільності, топології елементів) слід об'єднати вузли елементів, створених різними способами, щоб забезпечити цілісність розрахункової моделі.

Для цього необхідно в цій же вкладці виконати дію Equivalence ("склеювання") з вибором вікном усіх елементів моделі.

6.4 Завдання властивостей елементам моделі

На цьому етапі слід надати властивості геометрично створеним елементам моделі. У цьому разі мається на увазі створення і присвоєння матеріалу, завдання товщини й орієнтації елементів тощо.

У цій конструкції всі елементи виконані з алюмінієвих сплавів.

Вище описані операції слід провести неодноразово, оскільки прийнято модель консолі з двома спроектованими перерізами $\bar{z} = 0.1$ і $\bar{z} = 0.4$. Тому вважатимемо, що властивості елементів, які лежать від кореневого перерізу до $\bar{z} = 0.4$, характерні для властивостей елементів перерізу $\bar{z} = 0.1$. Отже, від перерізу $\bar{z} = 0.4$ і до закінцівки елементи мають характеристики перерізу $\bar{z} = 0.4$.

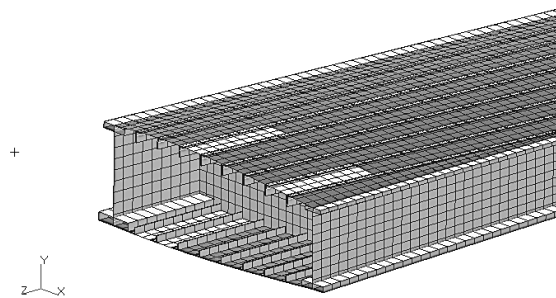


Рис. 6.4.1 - Загальна конфігурація створених елементів

6.5 Моделювання навантаження і граничних умов

Навантаження крила моделюється як система зосереджених сил, прикладених у вузлах перетину переднього і заднього лонжеронів і нервюр. Значення зосереджених сил визначено з умови відповідності епюри згинальних моментів від дії перерізальної сили вздовж осі жорсткості вихідній епюрі за умовного розбиття консолі на десять ділянок.

Зовнішні зосереджені сили визначені, починаючи з кінця консолі, за допомогою епюри Q і розраховані за формулою:

$$P_i = Q_i - P_{i-1}. \quad (6.5.1)$$

Під час перевірки епюра моментів, що згинаються від сил P практично повторює дійсну:

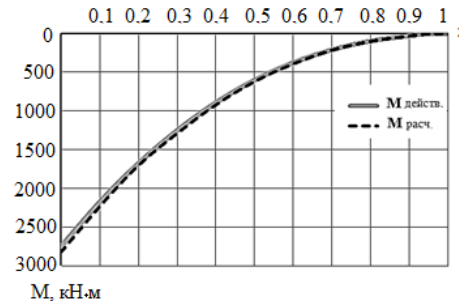


Рис. 6.5.1 - Зіставлення згинального моменту від зосереджених сил P з тим, що діє від перерізувальної сили Q

Розподіл сил уздовж лонжеронів представлено в таблиці. Оскільки крило спрямлене, а задана вісь жорсткості ділить кесон навпіл, розподіл між переднім і заднім лонжеронами однаковий (див. таблицю 6.5.1)

Таблиця 6.5.1 - Значення зосереджених сил, що навантажують нервюри

№ нерв	z мм	P_{1-2} кН	№ нерв	z мм	P_{1-2} кН
1	0	70,826	13	8400	29,89686
2	700	67,13805	14	9100	26,81368
3	1400	63,5005	15	9800	23,78091
4	2100	59,91334	16	10500	20,79853
5	2800	56,37658	17	11200	17,86655
6	3500	52,89023	18	11900	14,98497
7	4200	49,45426	19	12600	12,15378
8	4900	46,0687	20	13300	9,372995
9	5600	42,73354	21	14000	6,642606
10	6300	39,44877	22	14700	3,962616
11	7000	36,2144	23	15400	1,333024
12	7700	33,03043	24	16000	0

Граничними умовами для цієї моделі слугує характер закріплення крила, що відповідає умові в реальній конструкції. Модель спрямленого крила не має окремо вираженого центроплана, характерного для літака-прототипу, тому жорстке закладення застосовано безпосередньо до бортової нервюри, тому що вона належить площині симетрії літака (бо літак високоплан).

Закладення і зусилля прикладені до геометричних елементів. Загальний вигляд представлений на рисунку нижче.

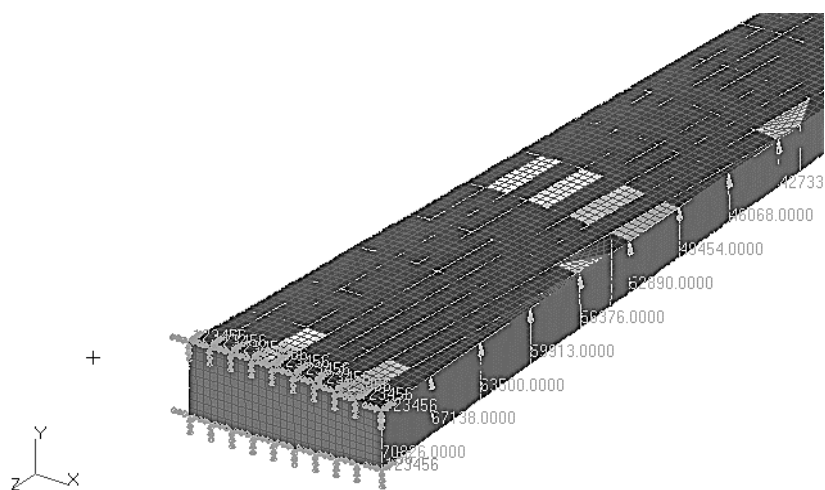


Рис.6.5.1 - Прикладені до моделі зусилля та граничні умови

У результаті розрахунків отримано модель спрямленої консолі крила літака типу Ан-74ТК-300.

7 ПЕРЕВІРОЧНІ РОЗРАХУНКИ ПЕРЕРІЗІВ КРИЛА

7.1 Перевірочний розрахунок за методом редуційних коефіцієнтів

У перевірочному розрахунку обчислюються нормальні та дотичні напруження в поперечному перерізі крила великого подовження, механічні та геометричні параметри якого підібрано в процесі проектувального розрахунку. Перевірочний розрахунок крила здійснюється на ЕМ за допомогою програми "KRYLO".

Програма призначена для визначення нормальних напружень і дотичних потоків у поперечному перерізі дволонжеронного крила, що розглядається як тонкостінний стрижень двозамкненого профілю. Нормальні напруження визначають методом редуційних коефіцієнтів, потоки дотичних зусиль знаходять із використанням "січних модулів". Програма побудована таким чином, що процес послідовних наближень закінчується, якщо максимальні редуційні коефіцієнти двох сусідніх ітерацій відрізняються один від одного на 1%. Введено обмеження на кількість ітерацій не більше ніж 30.

Результати розрахунків програми "KRYLO" для перерізів наведено в Додатку В.

За результатами розрахунків найбільші напруження в розтягнутій панелі в перерізі з відносною координатою 0.1 становлять 306.7 МПа . Тоді напруження при одиничному перевантаженні дорівнюють

Отримане значення нормальних напружень за одиничного перевантаження задовольняє вимогам ресурсу:

$$\sigma_{n_y=1}^{теор} = 82 \text{ МПа.} \quad (7.1.2)$$

За результатами розрахунків найбільші напруження в розтягнутій панелі в перерізі з відносною координатою 0.4 становлять 307.1 МПа . Тоді напруження при одиничному перевантаженні дорівнюють

Отримане значення нормальних напружень за умови одиничного перевантаження задовольняє вимогам ресурсу:

$$\sigma_{n_y=1}^{теор} = 82 \text{ МПа.} \quad (7.1.4)$$

7.2 Перевірочний розрахунок за методом скінченних елементів

Проведено лінійний статичний розрахунок напружено деформованого стану консолі крила в програмі Nastran 2012. Загальний НС показано на рисунку.

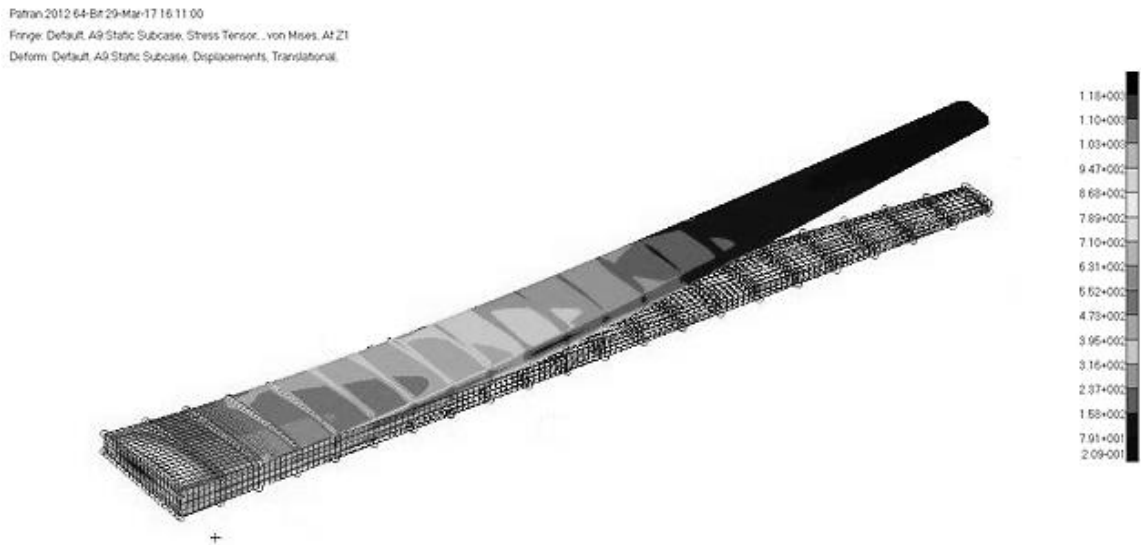


Рис. 7.2.1 - Загальний напружено-деформований стан кесона

На рисунку добре видно розподіл напружень за розмахом консолі. Максимальні напруження в розрахункових перерізах не перевищують межу міцності матеріалу, вони відповідають ділянкам, у яких здійснюється закріплення. Оскільки крило спрямлене, розподіл зусиль між лонжеронами однорідний. За величиною максимальних напружень можна зробити висновок про повне задоволення спроектованого крила вимогам статичної міцності.

Для аналізу НС за кожним із розглянутих перерізів побудовано графіки розподілу напружень на розтягнутій і стислій панелях під час розрахунку МКЕ, а також проведеного раніше розрахунку методом редукційних коефіцієнтів (див. рисунки 7.2.2-7.2.3).

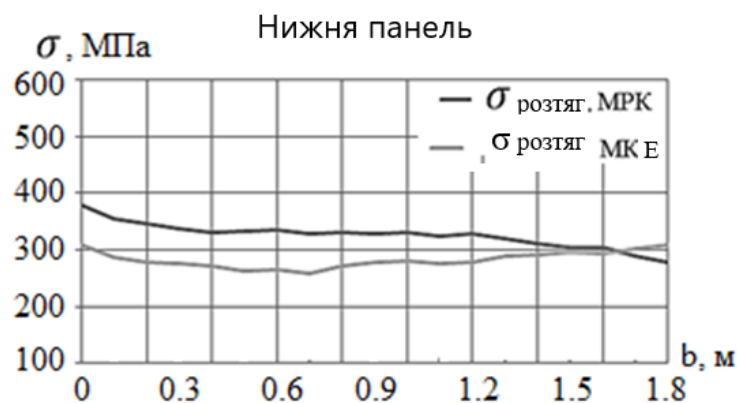


Рис. 7.2.2 - Розподіл напружень у перерізі $\bar{z} = 0.1$



Рис. 7.2.3 - Розподіл напружень у перерізі $\bar{z} = 0.1$

На графіках представлено розподіли нормальних напружень за поздовжніми силовими елементами. Результати представлено в порівнянні для двох типів розрахунку: методами скінченних елементів і редуційних коефіцієнтів. Результати МКЕ відрізняються від МРК приблизно на 15%. Такий розкид пояснюється більш спрощеним підходом у розрахунках за балковою теорією, наприклад, характеристики площ усереднені та зводяться до однієї постійної координати. Своєю чергою модель МКЕ також має свої спрощення (відсутність кріплення та ін.).

При похибці в 15% можна стверджувати, що метод скінченного елемента дає більш точний результат, оскільки враховує геометрію консолі крила, а також роботу окремих елементів (обшивки, стрингерів, полиць лонжеронів).

Таким чином, МРК як і МКЕ за однакових умов дають близькі результати, тому вони обидва використовуються як перевірочний розрахунок крила великого подовження.

Із розрахунків визначено, що необхідно доопрацьовувати кореневий переріз консолі крила шляхом установаження посиленних стрингерів і силових нервюр, оскільки умова статичної міцності в кореновому перерізі не виконується.

Після проведення проектувального розрахунку випрямленого крила його результати доцільно використовувати на початковій стадії проектування, оскільки застосування випрямлення дає змогу без трудомістких розрахунків оцінити загальний НДС крила і підібрати необхідні геометричні параметри. Тому для такого розрахунку і є достатнім використання балочного підходу розв'язання задачі. Під час розгляду ближчої моделі крила, з урахуванням стріловидності, крутки, різної орієнтації поздовжніх і поперечних числових елементів або наявності "хибних" стінок, застосування МКЕ, з його можливостями, буде більш раціональним.

8 ПРОЕКТУВАЛЬНИЙ І ПЕРЕВІРКОВИЙ РОЗРАХУНКИ ПОПЕРЕЧНОГО СТИКУ КРИЛА

У розділі буде проведено розрахунок на статичну міцність поперечного стику панелей по нервюрі у нижній панелі крила літака. У ряді випадків при перестиковці панелей по нервюрі ставлять накладки, що підсилюють, призначені для зменшення напруженості стику. Перестиккування забезпечується за допомогою болтового з'єднання по 6 болтах у ряду. Полиця нервюри має змінну товщину для рівномірного розподілу зусиль по болтах.

8.1 Вихідні дані

Як вихідні дані використані значення величин, які були розраховані раніше.

$P_{c+o} = 1,642 \cdot 10^6 \text{ Н}$ – значення сили, що розтягує, що діє на панель;

$M_{кр} = 65,64 \text{ кН}$ - крутний момент, що діє в перерізі;

$B_{лонж} = 1720 \text{ мм}$ - Відстань між лонжеронами;

$t_{стр} = 190 \text{ мм}$ – крок стрінгерів;

$H_{cp} = 532 \text{ мм}$ - Середня теоретична висота перерізу;

$\delta_{обш}^n = 2,5 \text{ мм}$ - Товщина обшивки в розтягнутій зоні;

$B_{пол}^{стр} = 40 \text{ мм}$ - Ширина полиці стрінгера;

$\delta_{пол}^{стр} = 2,5 \text{ мм}$ - Товщина полиці стрінгера;

$l = 700 \text{ мм}$ - Крок між нервюрами.

Для розрахунку обрано ділянку панелі, представлену на малюнку.

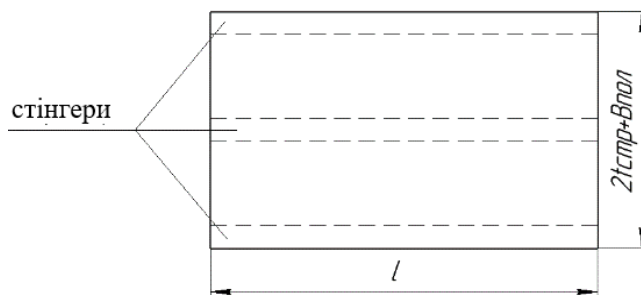


Рис.8.1.1 – Розрахункова ділянка панелі

8.3. Розрахунок геометричних параметрів

Величина нижньої накладки прийнята:

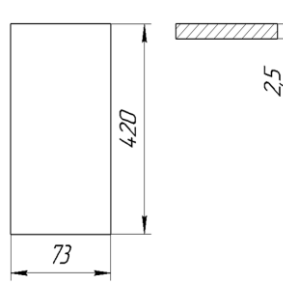


Рис.8.3.1 – Нижня накладка

Полиця нервюри:

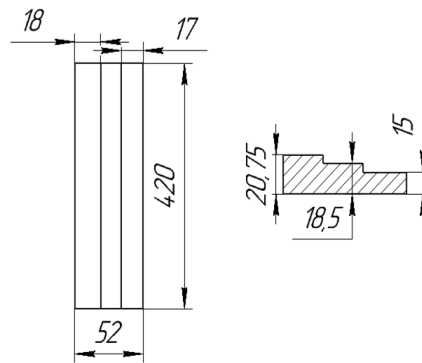


Рис.8.3.2 - Полиця нервюри

Фітинги:

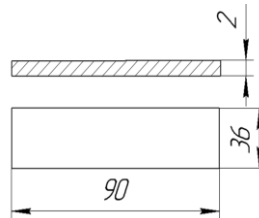


Рис.8.3.3 - Розміри фітингу

Розрахунок основних числових даних наведено у наступному пункті.

8.4 Розрахунок основних даних

1. Зусилля стику на дану ділянку:

$$P_{ст} = \frac{P_{с+о}}{B_{лонж}} \cdot (b_{обш} + B_{пол}^{стр}), \quad (8.4.1)$$

де $b_{обш}$ - ширина обшивки ділянки, що розглядається ($b_{обш} = 290$ мм);

$B_{пол}^{стр}$ - ширина полиці одного стрінгера ($B_{пол}^{стр} = 40$ мм).

$$P_{ст} = \frac{1642 \cdot 10^3}{1720} \cdot (380 + 40) = 400,95 \text{ кН.}$$

2. Зусилля на один ряд болтів:

$$P_{ряда} = \frac{P_{ст}}{n_{ряда}}, \quad (8.4.2)$$

де $n_{ряда}$ - кількість рядів у даному перерізі ($n_{ряда} = 10$).

$$P_{ряда} = \frac{400,95 \cdot 10^3}{10} = 40,095 \text{ кН.} \quad (8.4.3)$$

3. Зусилля, яке приймає один болт:

$$P_{болт} = P_{ряда} \cdot k, \quad (8.4.4)$$

де k - Коефіцієнт нерівномірного навантаження ($k = 0.3$).

$$P_{болт} = 40,095 \cdot 0,3 = 12,0285 \text{ кН.}$$

4. Діаметр болта для з'єднання деталей за заданим зусиллям з умови міцності:

$$d_{\sigma} = \sqrt{\frac{4 \cdot P_{\sigma}}{i \cdot [\sigma_p] \cdot \pi}}, \quad (8.4.5)$$

де i - кількість площин зрізу для складальної панелі ($i = 3$),

$[\sigma_p]$ - можливі зусилля розтягування для болта 330XHSA

($[\sigma_p] = 320 \text{ МПа}$).

$$d_{\sigma} = \sqrt{\frac{4 \cdot 12,029 \cdot 10^3}{3 \cdot 320 \cdot 10^3 \cdot 3.14}} = 3,995 \text{ мм.}$$

Приймаємо мінімально допустимий для авіації діаметр болта $d_{\sigma} = 5 \text{ мм}$.

5. Площа силової нервюри для матеріалу Д16Т знаходиться з умови мінімуму:

$$\sigma = \frac{M_{кр}}{F \cdot \left(\frac{H_{сп} \cdot \mu}{2}\right)} \Rightarrow F = \frac{M_{кр}}{\sigma \cdot \left(\frac{H_{сп} \cdot \mu}{2}\right)} \rightarrow \min, \quad (8.4.6)$$

З умови співвідношення висоти полиці нервюри до її ширини ($\frac{h}{b} = \frac{1}{6}$), а також мінімуму ширини полиці нервюри ($b = 14d_{\sigma}$), приймаємо $b = 70 \text{ мм}$
 $h = 12 \text{ мм}$.

Далі виконуємо перевірку умови:

$$M_{кр_мин} \leq M_{кр}, \quad (8.4.7)$$

де $M_{кр_мин}$ - момент, що крутить, при заданій геометрії нервюри.

$$M_{кр_мин} = w \cdot [\sigma_{\sigma_Д16Т}] = \frac{I}{\frac{H_{cp}}{2}} \cdot [\sigma_{\sigma_Д16Т}], \quad (8.4.8)$$

де:

$$I = 2 \cdot \left(\frac{h \cdot b^3}{12} + h \cdot b \cdot \left(\frac{H_{cp}}{2} \right)^2 \right),$$

$[\sigma_{\sigma_Д16Т}]$ - межа міцності Д16Т, $[\sigma_{\sigma_Д16Т}] = 440$ МПа.

$$M_{кр_мин} = 61,68 \text{ МН} \cdot \text{мм}.$$

Умова виконується.

Загальний вид отриманої розрахункової схеми представлено малюнку 8.4.1.

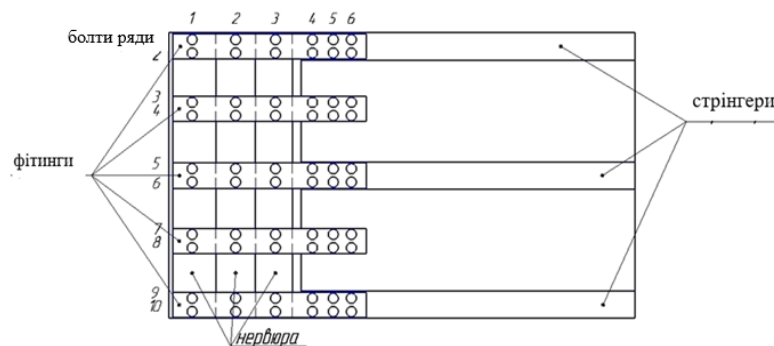


Рис. 8.4.1 Загальний вид розрахункової схеми

Як видно з малюнка вище, в стику панелі беруть участь усі елементи, описані раніше. Для більш детального опису характеру цього стику представимо його поперечний переріз у двох реальних варіантах.

Схематично вони виглядають так:

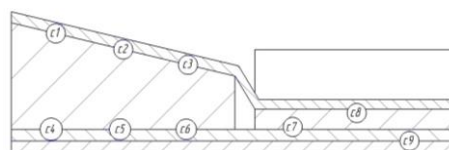


Рис.8.4.2 – Поперечний переріз: фітинг та накладка + нервюра та стрінгер

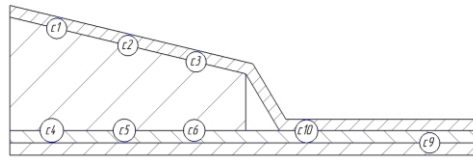


Рис.8.4.3 – Поперечний переріз: фітинг та накладка + нервюра

Як видно з малюнків, на різних площинах зрізу ми маємо різні величини податливості, що залежать від матеріалу кріпильного елемента і характеристик елементів, що стикаються. Нижче представлені податливості, розраховані за формулою Свіфт:

$$C = \frac{1}{E \cdot d} \cdot [A + B \cdot (\frac{d}{t_1} + \frac{d}{t_2})], \quad (8.4.9)$$

де E - модуль пружності деталей, що з'єднуються,
 d - діаметр болта,

A, B - Емпіричні коефіцієнти, що залежать від матеріалу болта. Для сталі: $A = 1,7$, $B = 0,86$.

t_1, t_2 - товщини двох деталей, що з'єднуються,

Результати розрахунків занесено до таблиці 8.4.1.

Таблиця 8.4.1. - Коефіцієнти податливості

Податливість	Фітинг + нервюра	Нервюра + обшивка	Стрінгер + обшивка	Фітинг + стрінгер	Обшивка + накладка	Фітинг + обшивка
C1	1,127E-5					
C2	1,134E-5					
C3	1,142E-5					
C4		1.007E-5				
C5		1,014E-5				
C6		1,022E-5				
C7			1,428E-5			
C8				1,547E-5		
C9					1427E-5	
C10						1,547E-5

Після проведення всіх необхідних числових розрахунків приступають до створення даної моделі в кінцево-елементному пакеті.

8.5. Моделювання конструкції

Скориставшись отриманими даними, приступаємо до створення розрахункової моделі в Patran 2012.

Знаючи всі геометричні параметри, у вкладці Geometry створюється конфігурація панелі.

За допомогою вкладок Properties, Meshing та Loads/BCs задаємо властивості, створюємо елементну розбивку, прикладаємо навантаження та моделюємо умови закріплення.

Після виконаних операцій було отримано основу розрахункової моделі, необхідну подальшої роботи (див. рис. 8.5.1).

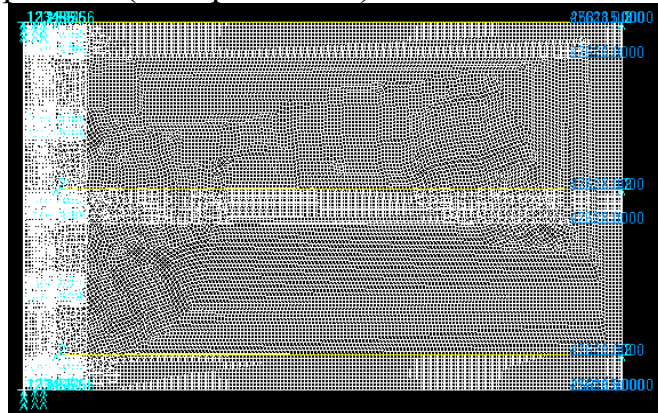


Рис. 8.5.1 – Модель панелі крила з поперечним стиком

У цій моделі такі елементи як: накладка, обшивка, полиці стрінгерів, фітинги та нервюра, створені двовимірними – 2D Shell (площини). Стінки стрінгерів є одномірними балочними елементами – 1D Beam. Навантаження, що розтягує, прикладено до крамок обшивки та полиці стрінгерів, а закріплено конструкцію за допомогою жорсткого загортання лівих крамок накладки та нервюри, а також заборонено вертикальне переміщення стінок стрінгерів.

Болти – складові елементи (залежно від деталей, що з'єднуються), створені як 1D Bush-елементи з урахуванням податливостей у різних з'єднаннях. Податливість встановлено у вкладці Fields. Після використання команди Bush програма створила елементи болтових з'єднань, що залежать від їх типів (стрінгер+обшивка, обшивка+накладка тощо).

Результати представлені малюнку 8.5.2.

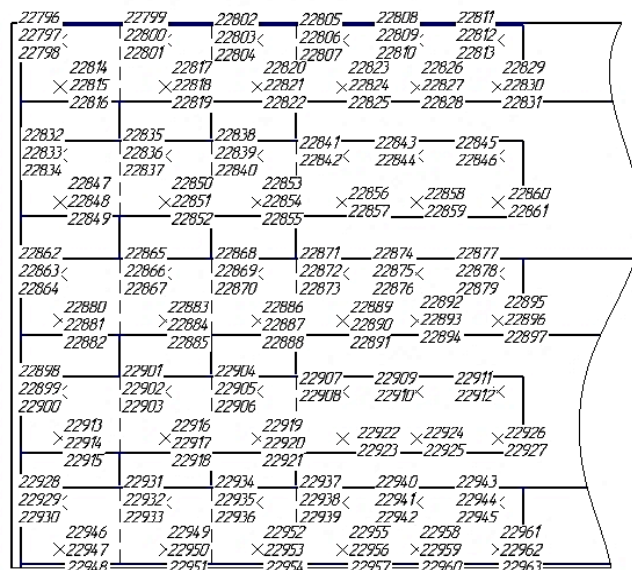


Рис. 8.5.2 – Нумерація елементів болтового з'єднання

8.6. Результати розрахунку моделі

Результати розрахунку представлені у вигляді зусиль, що виникли у кожному елементі при виконанні заданих умов. Таблиці результатів сформовані із записаного результату розрахунку **Nonlinear Bushing Strains, Translational**.

Результати перевірки правильності проведеного розрахунку фітингів представлені в Додатку Д.

Результати перевірки правильності проведеного розрахунку за стрінгери представлені в Додатку Д.

Результати перевірки правильності проведеного розрахунку з нервюр представлені в Додатку Д.

Результати перевірки правильності проведеного розрахунку по нижній накладці наведено в Додатку Д.

Результати перевірки правильності проведеного розрахунку по обшивці подано у Додатку Д.

Для перевірки збіжності отриманих результатів обчислимо відносну похибку результатів згідно з заданою величиною навантаження:

Чинна сила: $F_t = 258\ 115\ H$.

$$\Delta = \frac{|258\ 115 - 253\ 620|}{258\ 115} \cdot 100\% = 2,12\% \quad (8.6.1)$$

Ця похибка допустима для такого типу розрахунку.

9 РОЗРАХУНОК РЕСУРСУ КОНСТРУКЦІЇ КРИЛА

Вихідними даними для розрахунку ресурсу літака, а саме ресурсу одного з основних агрегатів, є профіль типового польоту та характеристики атмосферної турбулентності, оскільки основне втомне ушкодження вносять перевантаження, що виникають при польоті в неспокійному повітрі.

У галузевому стандарті «Модель турбулентності атмосфери» ОСТ 1 02514-84 регламентовано інтегральну повторюваність дискретних вертикальних повітряних поривів на 1 км пролітаючого літаком шляху в залежності від висоти польоту. Стандарт встановлює характеристики турбулентності атмосфери, що впливають на міцність, витривалість конструкції, динаміку польоту літальних апаратів для всіх стадій проектування, випробувань та експлуатації. Стандарт не встановлює характеристики турбулентності режимів польоту літака на висотах до 300 м.

Раніше було визначено величини директивних напруг, що забезпечують проектний ресурс конструкцій крила.

9.1 Ресурс регулярних зон конструкції

Розрахунок параметрів проводиться за допомогою навчальної програми RESURS, яка включає всі необхідні розрахункові та статистичні параметри, що застосовуються в практиці розрахунку конструкцій літаків на ресурс.

Результат розрахунку програми наведено у Додатку І.

В результаті розрахунку видно, що проектний ресурс крила літака, спроектованого за профілем типового польоту, відповідає заданому: $T_{res} = 20\ 000$ польотів.

9.2 Ресурс нерегулярної зони конструкції крила

У реальних конструкціях будь-який стик є багато болтове або багато заклепувальне з'єднання в якому навантаження на елементи кріплення розподілена нерівномірно. При навантаженнях, що діють в експлуатації, напруги в елементах з'єднання значно менше межі плинності матеріалу, при досягненні якого ешюра напруги вирівнюється.

Завдання розрахунку розподілу зусиль по елементах кріплення стику є статично невизначеним і може бути вирішена яким-небудь з відомих методів будівельної механіки, наприклад, МКЕ. У цьому важливо враховувати податливість зв'язків. Моделювання з'єднання з абсолютно жорсткими зв'язками призводить до не виправданого завищення до 20% - 30% навантаження на крайні елементи кріплення. Податливість є рух при додатку до зв'язку одиничного зусилля. Величина податливості залежить від діаметра кріплення, модулів пружності кріплення і деталей, що з'єднуються, їх товщин і ряду інших факторів і визначається не тільки вигином кріпильного елемента, але і змінанням поверхні отвору в елементах, що з'єднуються. Запропоновано низку теоретичних та експериментальних залежностей для визначення

податливості, зокрема залежності Boeing, Douglas, Swift, ЦАГІ та інші. Експериментальні дослідження розподілу зусиль кріплення в багатозрізних сполуках з використанням тензометрії показали, що наведені залежності дають дуже близькі результати, які задовільно узгоджуються з експериментальними даними.

В даний час фітингові стики (рис. 9.2.1) досить широко застосовують у літакових конструкціях. Це пов'язано з тим, що більшість транспортних літаків мають значну злітну масу, і, отже, високу інтенсивність навантажень у зоні стикування крила з фюзеляжем, для чого доцільне застосування конструкції крила з працюючою обшивкою, підкріпленою стрінгерами. Передача навантажень через зосереджені вузли вимагатиме створення посиленних перехідних ділянок, що спричинить збільшення маси конструкції. Тому найбільш доцільним у цьому випадку буде фітингове з'єднання по контуру кесона окремої частини крила і центроплана.

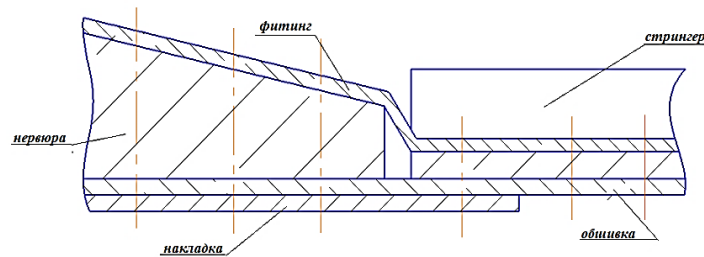


Рис. 9.2.1. – Схема стикового з'єднання

Нижче наведено розрахункові випадки визначення ресурсу поперечного стику, спроектованого за вимогами статичної міцності, та з урахуванням вимог ресурсу.

Розрахунок поперечного стику панелі спроектованої за статичною міцністю

Детальний розрахунок поперечного стику нижньої панелі наведено раніше в розділі 8 даної роботи. У цьому пункті розглянуто результати дослідження навантаженості сполуки, спроектованої мінімуму маси.

За результатами розрахунку було визначено найбільш навантажений ряд болтів. Складено таблицю діаметрів болтів та розподілу зусиль у болтах.

Таблиця 9.2.1 Зусилля у болтах ряду №5

болт №	d_b , мм	P_{Σ} , Н
25	5	3654,668
26	5	7645,851
27	5	9806,84
28	5	8921,799
29	5	2159,682
30	5	1043,44

За даними таблиць побудовано графік залежності зусилля в болті найбільш навантаженого ряду (ряд 5) у розрахунковому випадку (рис. 9.2.2).

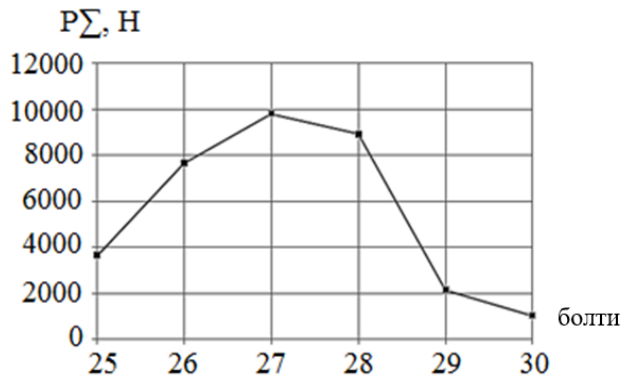


Рис. 9.2.2 – Розподіл зусиль у низці болтів №5

Оскільки найнавантаженишим болтом є 3-й болт у ряді №5, то в цій же зоні виникнуть максимальні окружні напруги даного стику. Формула визначення коефіцієнта концентрації напруг:

$$K_T = K_{T0} \left(1 + k \frac{\sigma_{см}}{\sigma_{ном}} \right), \quad (9.2.1)$$

де $K_{T0} = 3.12$ і $k = 0.4$ - Коефіцієнти окружних напруг.

$\sigma_{см} = \frac{P_{\sigma}}{d_{\sigma} \cdot \delta_{обш}}$ - напруги зминання обшивки з боку болта, що діє.

$\sigma_{ном}$ - номінальні напруги в зоні конструкції, що розглядається.

Номінальні напруги, що діють у розтягуючій панелі були знайдені у розрахунку моделі у Patran.2012. Вони становлять:

$$\sigma_n = 374,8 \text{ МПа}, \quad (9.2.2)$$

Остаточне значення коефіцієнта концентрації напруг у цьому випадку дорівнює:

$$K_T = 3.12 \cdot \left(1 + 0.4 \cdot \frac{9806.84 / (5 \cdot 2.5)}{374.8} \right) = 5.73 \quad (9.2.3)$$

Як видно, значення отриманого коефіцієнта концентрації $K_t = 5.73$ значно перевищує прийнятий раніше під час проектування регулярної зони $K_t = 3$. Отже, руйнування по поперечному стику (зона конструктивної нерегулярності) настане швидше, ніж у будь-якій спроектованій регулярній зоні. Також слід зазначити, що даний розрахунок проведений для поперечного стику, спроектованого лише за вимогами статичної міцності, і результат вкотре показує непридатність такої конструкції до тривалої експлуатації.

Щоб показати характер впливу коефіцієнта концентрації, розраховано ресурс нерегулярної зони за допомогою RESURS. Результат представлений у Додатку І.

Після розрахунку видно, що ресурс для нерегулярної зони крила, спроектованої за умовами лише статичної міцності, дорівнює: $T_{res} = 114$, не відповідає проектному: $T_{res} = 20$ тыс. польотів. Тому розрахунок стику на ресурс необхідно проводити для перепроектованої конструкції із застосуванням додаткових доопрацювань.

Розрахунок поперечного стику панелі спроектованої за вимогами ресурсу

У даному розрахунковому випадку розглядається поперечний стик за спроектованим раніше перерізом $\bar{z} = 0.1$ (див. підрозділ 6.1). Зусилля, що діє на панель, знайдено раніше і становить для розглянутої ділянки $P_{пан} = 106.025 \cdot 10^3 \text{ Н}$ середня висота перерізу становить $H_{cp} = 0.532 \text{ м}$, ширина для розрахунку прийнята рівною сумою двох кроків між стрінгерами та шириною стрінгера $2 \cdot t_{стр} + b_{стр} = 425 \cdot 10^{-3} \text{ м}$.

Переглянувши раніше створену модель стику Patran.2012, отримаємо нові значення діаметрів болтів, їх податливостей, а також деяких товщин силових елементів.

$$\begin{aligned} d_{болта} &= 6 \cdot 10^{-3} \text{ м} \\ \delta_{обш} &= 7 \cdot 10^{-3} \text{ м} \\ \delta_{fit} &= 4 \cdot 10^{-3} \text{ м} \\ \delta_{накл} &= 7 \cdot 10^{-3} \text{ м} \end{aligned} \quad (9.2.4)$$

Провівши аналогічний розрахунок для визначення зусиль у болтових з'єднаннях по перерізу, складено таблицю для найбільш навантаженого ряду болтів.

Таблиця 9.2.2 – Зусилля у болтах ряду №5

болт №	d_b , мм	PS, N
25	6	13484,49
26	6	20357,04
27	6	27481,13
28	6	25396,61
29	6	25307,95
30	6	20610,91

За даними таблиці побудовано графік залежності зусилля у болті найбільш навантаженого ряду (ряд 5) від розрахункового випадку (рис. 8.2.1).

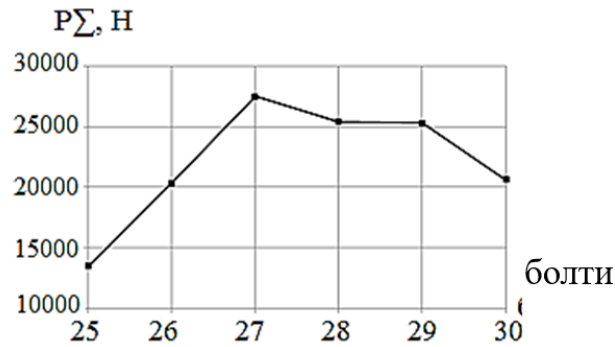


Рис. 9.2.3 – Розподіл зусиль у ряді болтів поперечного стику, перепроєктованої нижньої панелі крила

Через збільшення навантаження до розрахункової, значно зросли й сили які у сполученні. Визначення коефіцієнта концентрації слід провести аналогічно до попереднього розрахункового випадку:

$$K_T = K_{T_0} \left(1 + k \frac{\sigma_{CM}}{\sigma_{НОМ}} \right), \quad (9.2.5)$$

Номінальна напруга також отримана з розрахунку кінцево-елементної моделі стику. Вони становлять $\sigma_{НОМ} = 306.48 \text{ МПа}$. Загальний вид розподілу напруги по стику показано на малюнку 9.2.4.

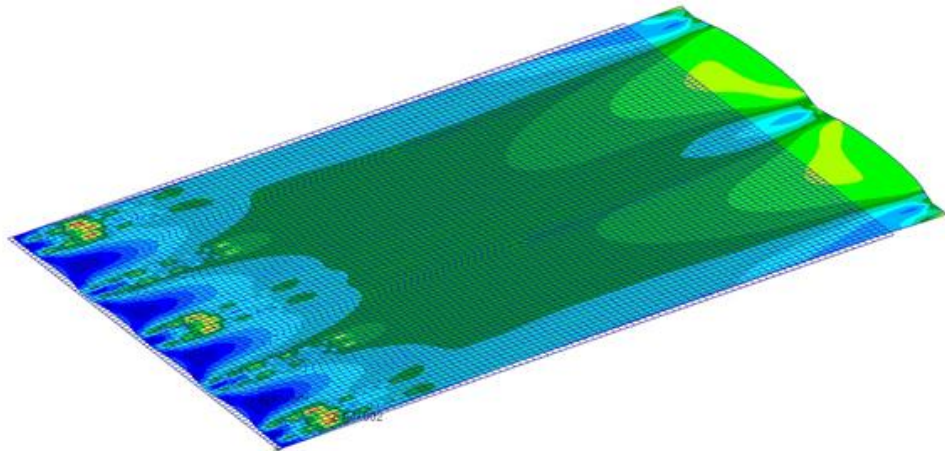


Рис. 9.2.4 – Розподіл напруги по стику

За результатами розрахунку коефіцієнт концентрації складе:

$$K_T = 3.12 \cdot \left(1 + 0.4 \cdot \frac{654.3}{306.48} \right) = 5.32 \quad (9.2.6)$$

Результат розрахунку наведено у Додатку Д.

Як видно з повторного розрахунку, ресурс стикового з'єднання ($T_{рез} = 1915$ польотів) не задовольняє закладений ресурс регулярної зони під час проектування. Тому слід провести низку необхідних доопрацювань, щоб добитися зниження рівня напруги змінання та номінальних для «виходу» на необхідний ресурс. В даному випадку застосовано наступні конструктивні

доброби: товщина обшивки в зоні поперечного з'єднання збільшена до 16 мм; діаметр найбільш навантаженого болта збільшено до 12 мм.

Провівши розрахунок допрацьованої моделі стику, було отримано такі значення номінальних напруг:

$$\sigma_{ном} = 131.17 \text{ МПа} \quad (9.2.7)$$

Також отримано нове значення сумарного зусилля, що діє на 3-й гвинт ряду №5:

$$P_{\sigma} = 32331.72 \text{ Н}. \quad (9.2.8)$$

За відомими раніше формулами визначено напруження зминання. Значення коефіцієнта концентрації для посиленого стику отримано:

$$K_T = 3.12 \cdot \left(1 + 0.4 \cdot \frac{168.4}{131.17} \right) = 4.72$$

Отриманий коефіцієнт концентрації характеризує зниження напруги у стику з допомогою збільшення «робочих» площ елементів конструкції. Розрахунок ресурсу поперечного стику у разі складе: $T_{res} = 19855$ польотів.

Отриманий ресурс $T_{res} = 19855$ польотів для нерегулярної зони трохи відрізняється від раніше спроектованої нижньої (регулярної) панелі. Також ресурс стику не відповідає необхідному для всієї конструкції – 20 тис. польотів, що пов'язано з проведеною «грубою» доопрацюванням перетину стику. Для більш якісного аналізу конструкції поперечного з'єднання панелей необхідно дотримуватися деяких загальноприйнятих рекомендацій щодо посилення з'єднання даного типу.

Для отримання добрих результатів слідують:

1. Домогтися рівномірного розподілу зусиль у болтах. З конструктивних методів:

- Застосувати накладку з наростаючою товщиною в міру включення болтів;
- зменшити діаметр болтів, які першими включаються у роботу стикового з'єднання, тим самим збільшити їхню податливість.

2. Якщо зусилля, що приходять на болти, великі, то потрібно їх зменшити, шляхом збільшення загальної кількості болтових з'єднань.

3. Після отримання прийнятної картини розподілу зусиль слід знижувати номінальну напругу – збільшувати площу з'єднаних елементів.

Дотримуючись таких рекомендацій при створенні конструкцій за вимогами ресурсу слід приділяти особливу увагу зонам конструктивної нерегулярності. Так як такі ділянки вимагають більшої надійності у виборі та застосуванні конструктивних рішень, що в подальшій експлуатації дозволить запобігти руйнуванням, що виникають до нальоту необхідного ресурсу літального апарату.

9.3 Висновок про ресурс конструкції

За результатами розрахунку видно, що найнебезпечнішими, з погляду пошкоджуваності, режимами є зліт-набір висоти та зниження-посадка. Ці режими займають всього $\frac{1}{4}$ частину часу всього типового польоту, але саме протягом цих хвилин на малих висотах, 1-2 км, крило літака зазнає максимального збільшення перевантаження. Саме на цих висотах діють пориви, що максимально ушкоджують конструкцію крила літака.

З цього випливає, що завдання ресурсу конструкції в годиннику польоту є недоцільним, оскільки несе рекламний характер порівняння літаків інших виробників. Крейсерський режим, який займає більшу частину часу типового польоту, робить набагато менший внесок у сумарну ушкоджуваність.

Ресурс конструкції слід забезпечити як у регулярній зоні, так і в зонах конструктивної нерегулярності. У цій роботі проводився роблік ресурсу поперечного стику консольної частини крила. Визначено коефіцієнти концентрацій за отворами найбільш навантаженого ряду болтів.

Спроектована конструкція крила по регулярних зонах повністю забезпечить експлуатацію повітряного судна протягом експлуатаційного періоду, закладеного під час проектування. Ресурс стикового з'єднання слід довести до значень закладеного, дотримуючись рекомендацій щодо посилення стику.

10 ПРОЕКТУВАЛЬНИЙ І ПЕРЕВІРНИЙ РОЗРАХУНОК ШАСИ НА ЗАДАНИЙ РЕСУРС

Раніше на етапі бакалаврської роботи було спроектовано стійку шасі та вісь колеса за вимогами статичної міцності. Результати розрахунку наведено у Додатку К.

У цьому розділі здійснено розрахунок осі колеса на заданий ресурс.

10.1 Розрахунок ресурсу осі колеса

Згинальний момент в осі викликаний дією двох сил, прикладених у місцях посадки підшипників. Ці сили перебувають з використанням розрахункових навантажень P_y^p і P_x^p :

$$P_y^* = \frac{P_y^p}{2} = \frac{228.747}{2} = 114.37 \text{ кН};$$

$$P_x^* = \frac{P_x^p}{2} = \frac{57.186}{2} = 28.6 \text{ кН}; \quad (10.1.1)$$

$$P^\Sigma = \sqrt{P_y^{*2} + P_x^{*2}} = \sqrt{114.37^2 + 28.6^2} = 117.89 \text{ кН}.$$

Сила P^Σ прикладається у місцях розташування підшипників (див. мал.10.1.1)

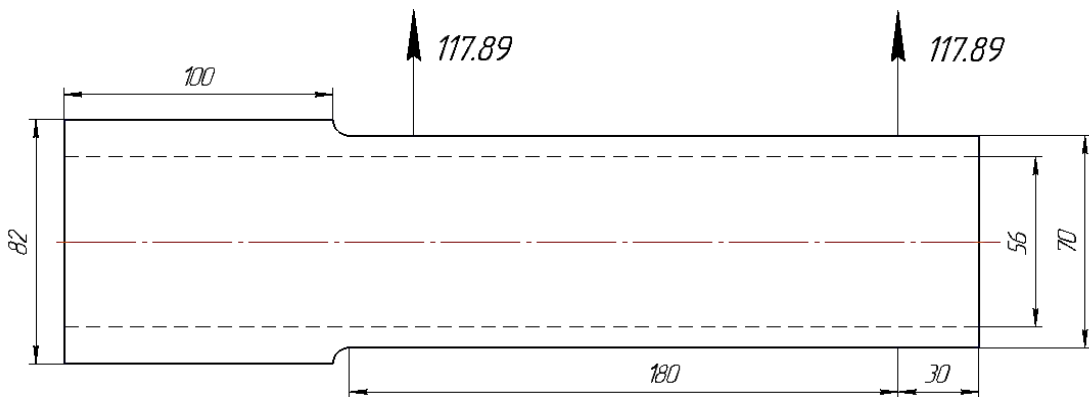


Рис.10.1.1 – Геометричні параметри осі колеса

Згинальний момент від дії сил P^Σ знаходиться розглядаючи вісь як консольну балку:

$$M_{из}^p = P^\Sigma \cdot 0.21 + P^\Sigma \cdot 0.03 = 117.89 \cdot 0.21 + 117.89 \cdot 0.03 = 28.294 \text{ кН} \cdot \text{м}.$$

Приймаючи співвідношення зовнішнього та внутрішнього діаметра рівним 0.8, зовнішній діаметр визначається за залежністю:

$$D = \sqrt[3]{\frac{32M_{из}^p}{\pi\sigma_b(1-\alpha^4)}} = \sqrt[3]{\frac{32 \cdot 28294}{3.14 \cdot 1618 \cdot 10^6 \cdot (1-0/8^4)}} = 0.067 \approx 70 \text{ мм}.$$

Внутрішній діаметр дорівнюватиме : $d = 0.8 \cdot 70 \text{ мм} = 56 \text{ мм}$.
Згинальний момент при одиничному навантаженні:

$$M_1 = \frac{M_{\text{из}}^p}{n_r} = \frac{28294}{4.18} = 6.769 \text{ кН} \cdot \text{м}. \quad (10.2.1)$$

Для номінальних напруг в осі:

$$\sigma_{\text{ном}} = \frac{M_{\text{из}}^p}{W} = \frac{28294 \cdot 32}{\pi \cdot D^3} = 840.23 \text{ МПа}, \quad (10.2.2)$$

Для максимальної напруги в осі:

$$\sigma_{=1} = \frac{M_1}{W} = \frac{6769 \cdot 32 \cdot 60 \cdot 10^3}{\pi \cdot (D^4 - d^4)} = 340.5 \text{ МПа}. \quad (10.2.3)$$

Величина межі витривалості гладкого полірованого зразка з легованої сталі:

$$\sigma_{-1n} = 0.39\sigma_b = 631.02 \text{ МПа}. \quad (10.2.4)$$

Приймаючи коефіцієнт β , що враховує якість обробки поверхні деталі, рівним $\beta = 0,8$, межа витривалості складе:

$$\sigma_{-10} = 0.8 \cdot \sigma_{-1n} = 0.8 \cdot 631.02 = 504.8 \text{ МПа}. \quad (10.2.5)$$

Коефіцієнт концентрації напруг знайдено за залежністю:

$$K_T = \frac{\sigma_{\text{max}}}{\sigma_{\text{ном}}} \quad (10.2.6)$$

Для проведення розрахунку σ_{max} використано програму Patran. Створено кінцево-елементну модель осі шасі (див. рис. 10.1.2).

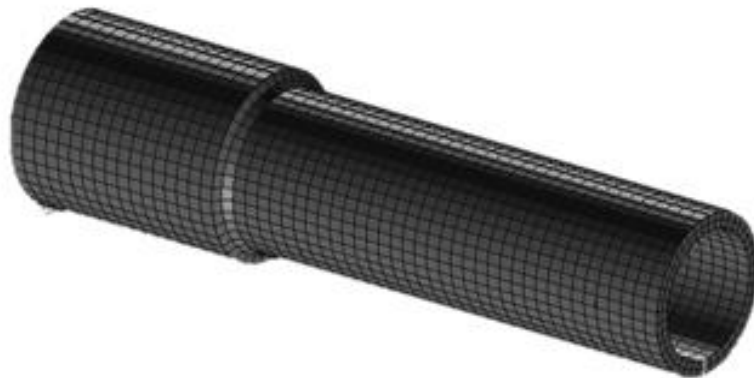


Рис. 10.1.2 – Вісь шасі літака

На малюнку 10.1.3 показано розподіл максимальної діючої напруги від прикладених навантажень:

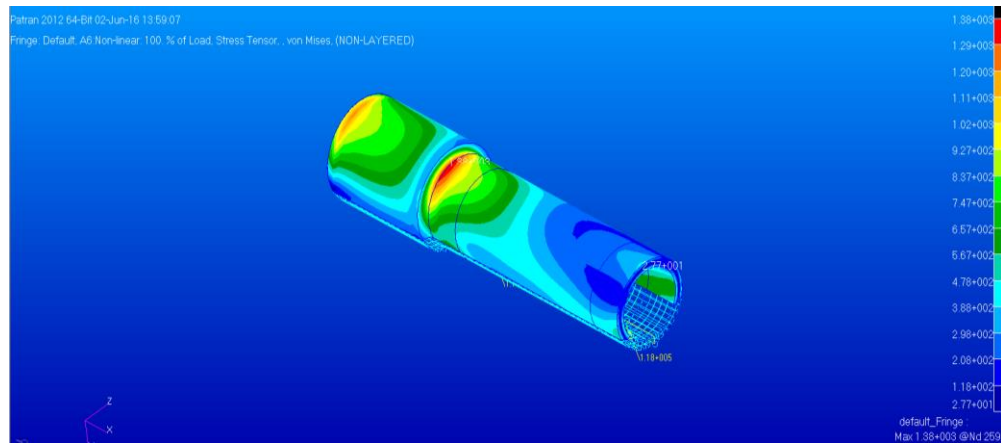


Рис. 10.1.3 – Розподіл напруги по осі

Як видно з малюнку результат розрахунку:

$$\sigma_{\max} = 1380 \text{ МПа.} \quad (10.2.7)$$

Тоді коефіцієнт концентрації напруги:

$$K_T = \frac{1380}{840.23} = 1.643$$

Цей коефіцієнт відповідає дійсному, знайденому експериментально, згідно з довідником [6] з допустимою похибкою.

За допомогою коефіцієнта знайдено межу витривалості деталі:

$$\sigma_{-1} = \frac{\sigma_{-10}}{K_T} = \frac{504.8}{1.64} = 307.8 \text{ МПа} \quad (10.2.8)$$

Для подальших розрахунків прийнято:

$\underline{p} = 0.17$ – величина математичного очікування;

$N_0 = 2 \cdot 10^6$ – кількість перевантажень за типовий політ;

$K = 0.5$ - враховує вплив на довговічність мінімальної напруги;

$m = 8$ – показник ступеня кривої втоми.

Довговічність елементів шасі λ , Виражена в кількості типових польотів (зльотів і посадок):

$$\lambda = \frac{a_p \cdot N_0 \cdot X_0^m}{1.2 \cdot 10^4 \cdot P(2X_0, Z) m!} \quad (10.2.9)$$

Тоді величини:

$$X_0 = 9 \cdot \frac{\sigma_{-1}}{\sigma_{n=1}} = 9 \cdot \frac{307.8}{340.5} = 8.14, \quad Z = 2m + 2 = 2 \cdot 8 + 2 = 18;$$

Формула для розрахунку правої частини лінійного підсумовування втомних ушкоджень має вигляд:

$$a_p = \frac{\frac{P(X_0,4) - X_0}{P(X_0,2) - 2}}{16 - \frac{X_0}{2}}, \quad (10.2.10)$$

де значення $P(X_0,2)$, $P(X_0,4)$ - Зняті з графіків $P(x,z)$ [6].

Для заданих умов отримав: $P(X_0,2) = 0.017$, $P(X_0,4) = 0.1$.

Тоді:

$$a_p = \frac{\frac{0.1 - 8.14}{0.017 - 2}}{16 - \frac{8.14}{2}} = 0.152$$

Довговічність осі колеса:

$$\lambda = \frac{0.152 \cdot 2 \cdot 10^6 \cdot 8.14^8}{1.2 \cdot 10^4 \cdot 0.55 \cdot 8!} = 4.4084 \cdot 10^4$$

де $P(2X_0, z) = 0.55$, знімається з графіків.

Приймаючи коефіцієнт запасу за ресурсом $\eta_c = 4.4$, знайдено мінімальний гарантійний ресурс осі колеса:

$$T = \frac{44084}{4.4} = 10019 \text{ посадок.} \quad (10.2.11)$$

Ресурс шасі літака в цьому випадку становить 10 тис посадок, що, у свою чергу, недостатньо згідно з прийнятим проектним ресурсом. Оскільки в практиці світового авіабудування допустимо проводити заміни такого агрегату як шасі протягом терміну експлуатації повітряного судна, то в даному випадку єдина разова заміна стійки шасі для літака даного типу є допустимою.

11 РОЗРАХУНОК НА МІЦНІСТЬ ЕЛЕРОНА ЛІТАКА

Конструкція та робота елементів елерону аналогічні конструкції та роботі відповідних елементів крила. Обшивка сприймає повітряне навантаження та передає її на нервюри. Нервюри, працюючи на вигин у своїй площині, передають навантаження на балку елерона, яка врівноважується реакціями вузлів підвіски та проводки керування.

Метою даної є визначення навантаження по хорді і розмаху елерона. Розподіл навантаження за розмахом - пропорційно хордам, але на кінцевій ділянці елерона, що дорівнює 0,1 напіврозмаху крила, ординати навантаження подвоюються. Якщо кінцева кромка елерона віддалена від кінця крила більш ніж на 0,1 напіврозмаху крила, то збільшення питомого навантаження на кінці елерону не робиться. Силами тяжкості конструкції елерону через їх децицію нехтують.

Підсумком виконаної роботи отримаємо розрахункові значення сил, які діють нерви.

11.1 Теоретичні дані

На елерон у польоті діють аеродинамічні сили. Величина та розподіл навантаження визначаються за результатами продувок в аеродинамічній трубі при не відхиленому та відхиленому положенні елерону. Силами тяжкості конструкції елерону через їх децицію нехтують.

За відсутності результатів продування використовують розподіл навантаження за розмахом і хордою елерону використовуючи FAR.23 LOADS.

Опори елерону, строго кажучи, пружні, але в розрахунках їх зазвичай вважають жорсткими через велику згинальну жорсткість крила.

Опори розташуємо так, щоб максимальний згинальний момент був найменшим.

Як вихідні дані були взяті геометричні параметри зовнішніх форм елерону («Ан-74ТК-300 Стандартна специфікація»), характеристики силових елементів конструкції (з курсу «Проектування елементів конструкції ЛА»).

11.2 Вихідні дані

Для моделювання та розрахунку було прийнято спрямлений елерон.

$$\begin{aligned} L_{эл} &= 4200 \text{ мм}; \\ b_0 &= 900 \text{ мм}; \\ b_k &= 625 \text{ мм}. \end{aligned} \quad (11.2.1)$$

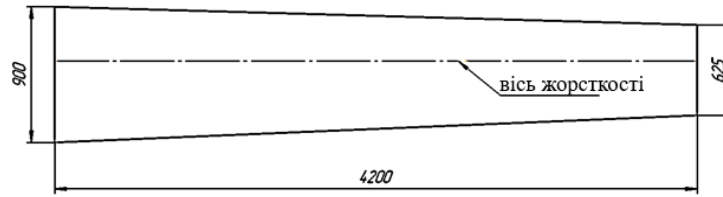


Рис.11.2.1 – Спрямлений елерон у плані

Поперечний переріз елерону має характеристики аеродинамічного профілю NASA 2315.

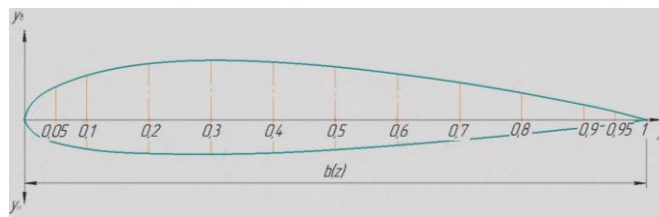


Рис.11.2.2 – Поперечний переріз елерону

Створення цього перерізу здійснюється за допомогою табличних залежностей.

У курсі «Проектування елементів конструкції ЛА» було обрано однолонжеронну силову схему елерону з одностінковим лонжероном. Верхній та нижній пояси лонжерону – різнобокий та рівнобокий куточки відповідно.

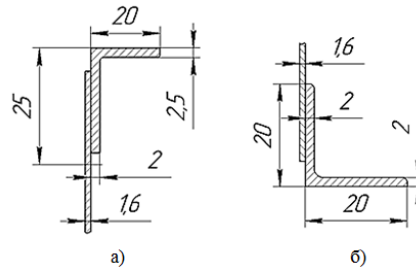


Рис.11.2.3 Поперечний переріз силових елементів – а) – верхній пояс; б) – нижній

Товщина верхньої та нижньої обшивки – 1 мм та 1.5 мм відповідно.

Застосовано 3-х шарнірну підвіску елерону. По цих вузлах кріплення встановлені силові нервюри, рядові нервюри по елерону встановлені з кроком $t_{щ0} = 210$ мм.

11.3 Розрахунок навантажень на елерон

Розрахунок навантажень на елерон проводився в курсі «Міцність ЛА» згідно з FAR.23 LOADS.

Експлуатаційне навантаження на елерон має бути визначене за наступною залежністю:

$$P_3^3 = C_\alpha^3 \cdot q \cdot S_3 \quad (11.3.1)$$

де C_α^3 – аеродинамічний коефіцієнт для елерону.

S_3 – площа елерону.

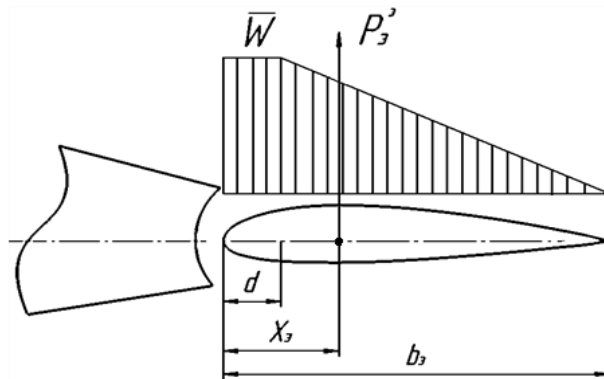
$q = \frac{\rho \cdot V^2}{2}$ – швидкісний тиск.

ρ_0 – щільність повітря на рівні моря, $\rho_0 = 1.225 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$.

Аеродинамічний коефіцієнт елерону допустимо приймати $C_\alpha^3 = 0.04 \cdot \delta_3$, δ_3 – кут відхилення елерону (у градусах). За статистикою приймаємо $\delta_3 = 18^\circ$.

Величина навантаження, що використовується в проектуванні, відповідає найбільш небезпечному випадку його навантаження. V_C та куті відхилення δ° люди = 12° (Див. таблицю).

Еюра розподілу навантаження по хорді елерону прийнята згідно з Додатком (А) до FAR.23.



Мал.11.3.1 - Еюра навантажень по хорді

Де d – положення осі обертання елерону, x_3 - положення рівнодіючої навантажень.

Результати отриманих раніше розрахунків величини навантаження та характер її розподілу за розмахом представлені у Додатку Ж.

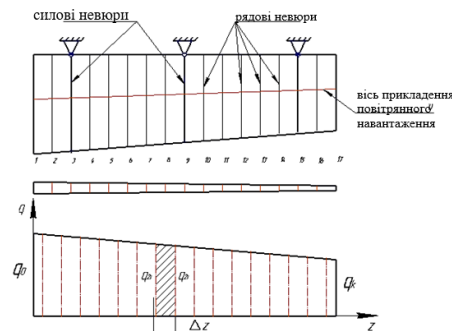


Рис. 11.3.2 – Розподіл повітряного навантаження

Розклавши розподілене навантаження на зосереджені сили, прикладені до кожної нервюри елерону, отримаємо характер навантаження.

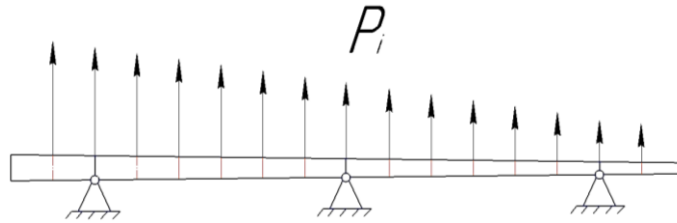


Рис. 11.3.3 – Схема навантаження нервюр елерону (Опори в розгорнутому вигляді)

Всі перераховані вище дані є вихідними для початку створення розрахункової моделі.

11.4 Розрахунок ПДВ елерону шляхом кінцевих елементів

Створення кінцево-елементної моделі

Через складність геометрії реальної конструкції, геометрія моделі повторюватиме спрощено контури та деякі характеристики конструкції елерону, спрощення яких не внесе значних похибок у результат розрахунку.

Всі створювані геометричні розміри будуть створені в мм, для зручності отримання напруги в МПа.

За допомогою Patran та його вбудованих функцій було створено всі геометричні об'єкти, що відповідають силовим елементам спроектованого елерону.

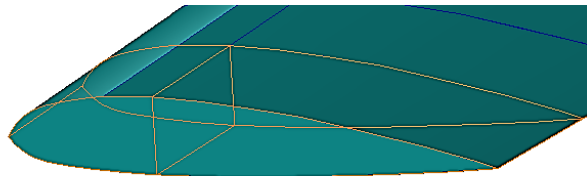


Рис. 11.4.1 – Ділянка моделі елерону

Далі слід надати властивості геометрично створених елементів моделі. В даному випадку мається на увазі створення та присвоєння матеріалу, завдання товщини та орієнтації елементів та ін.

Розташування опор прийнято конструктивно:

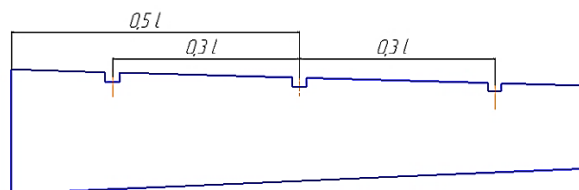


Рис. 11.4.2 – Положення опор елерону

У місцях встановлення кронштейнів товщини силових нервюр перевищують рядові на 50%.

Оскільки майбутній розрахунок моделі буде зроблено методом кінцевих елементів (МКЕ), на даному етапі необхідно створити сукупність таких елементів, форма і тип яких будуть достатніми для вирішення цього завдання. Кінцева множина таких елементів, ув'язаних у створеній раніше геометричній моделі, і утворює сітку – основу майбутнього розрахунку.

Складність створюваної сітки має бути порівнянна зі складністю геометричних обрисів створюваного об'єкта. Оскільки конструкція елерону включає як складні геометричні форми (криві поверхні, округлення, кромки тощо.) і прості, то максимально рівномірного розподілу елементів сітки необхідно застосувати різні методи створення.

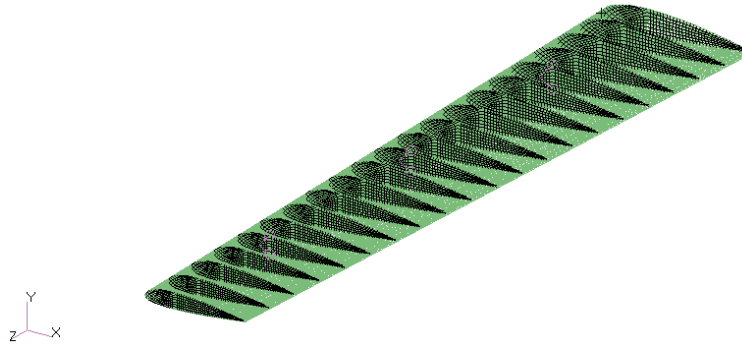


Рис. 11.4.3 – Сітка кінцевих елементів

Після проведення цих та супутніх операцій (завдання щільності, топології елементів) слід об'єднати вузли елементів, створених у різний спосіб, щоб забезпечити цілісність розрахункової моделі.

У вихідних даних графічно вказано характер розподілу навантаження по хорді елерону. Скориставшись величиною вище за розраховану зосереджену силу, по кожній нервюрі вздовж розмаху, розподілимо її по хорді у вигляді рівняння прямої:

$$kx + b = 0 \quad (11.4.1)$$

Вирішення рівняння знайдено з умов:

$$\begin{aligned} f(x_0) &= \bar{w} \\ f(x_k) &= 0 \end{aligned}$$

і знаючи координати x_0 і x_k , отримаємо значення коефіцієнтів k і b для кожної нервюри (див. Додаток Ж).

Граничними умовами (обмеження) у разі служать умови роботи елементів кріплення елерону до консолі крила (вузли навішування, кронштейни) і тяги, з допомогою якої здійснюється управління його відхиленням.

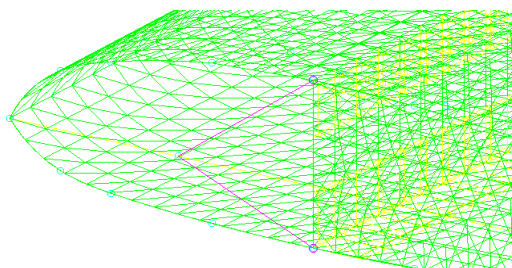


Рис. 11.4.4 - Кронштейн навішування елерону

Три вузли, що лежать на осі обертання, мають два ступені свободи - обертання навколо осі Z і рух уздовж неї (конструкційний хід).

Тяга моделюється як вузол на нижньому поясі лонжерону, що має один ступінь свободи – рух уздовж осі X, як і реальної конструкції. Послідовність операцій аналогічна вище описаної.

Розрахунок моделі та аналіз результатів

Після успішного виконання всіх описаних вище операцій необхідно перейти до виконання розрахунку створеної моделі.

Створення параметрів розрахунку відбувається у вкладці Analysis, де, записавши нове ім'я, слід задати тип та об'єкт розрахунків. В даному випадку так:

Action: Analyze
Object: Entire Model
Method: Full Run

Тип розрахунку, що проводиться: Linear Static

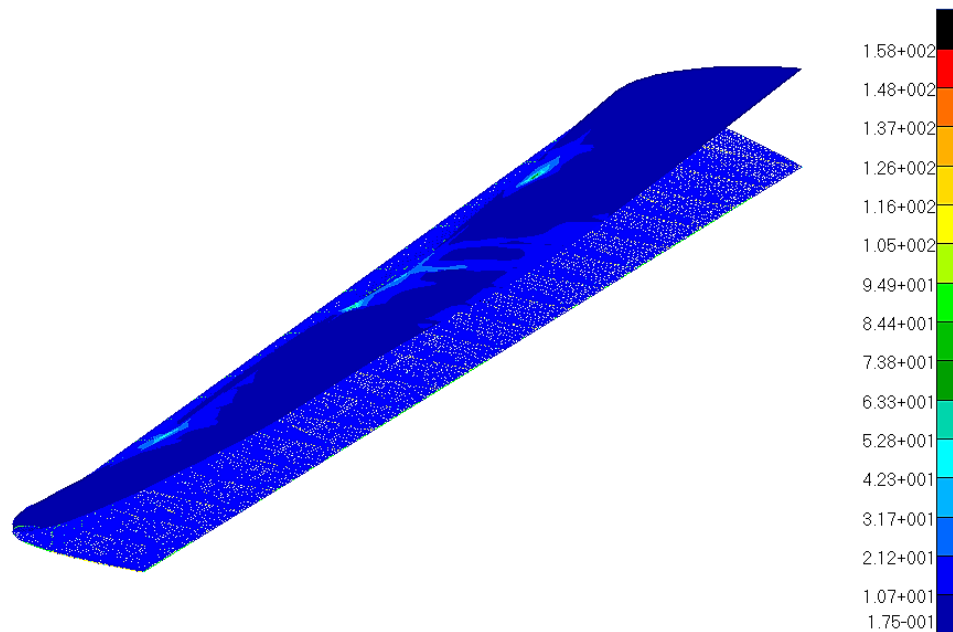


Рис. 11.4.5 – Напружено деформований стан елерону

Величини діючих напруг не перевищують межу міцності обраного матеріалу, якщо взяти до уваги проектування конструкції елерону за вимогами мінімуму маси. Під впливом навантаження елерон прагне здійснити поворот навколо осі обертання. Встановлена тяга забороняє такий поворот, як видно на малюнку.

Отримані результати цілком відповідають дійсності, а отже, вони придатні для подальшої обробки.

11.5 Аналіз розміщення опор елерону

У процесі створення моделі прийнято рівномірне розташування опор (див. вище). Аналіз напруженості проводиться для нижнього пояса лонжерону, так як на ньому встановлена, крім кронштейнів, і тяга.

Для такого розташування розподіл напруг за розмахом у місцях кріплення має вигляд:

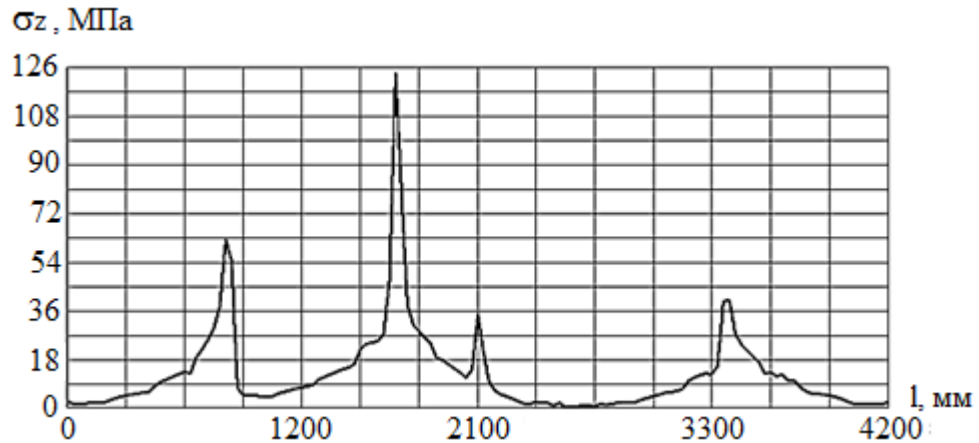


Рис. 11.5.1 – Розподіл напруг за розмахом

Як видно, тяга управління робить значний внесок у картину розподілу напруг. Максимальна напруга виникає у місці установки тяги управління. Напруги в кронштейнах практично відповідають розподілу площі вздовж розмаху.

Змінюємо положення навішування відповідно до малюнку:

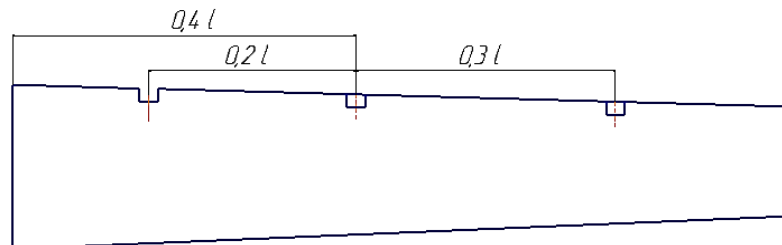


Рис. 11.5.2 – Положення опор елерону

Для такого розташування графік розподілу напруг має вигляд:

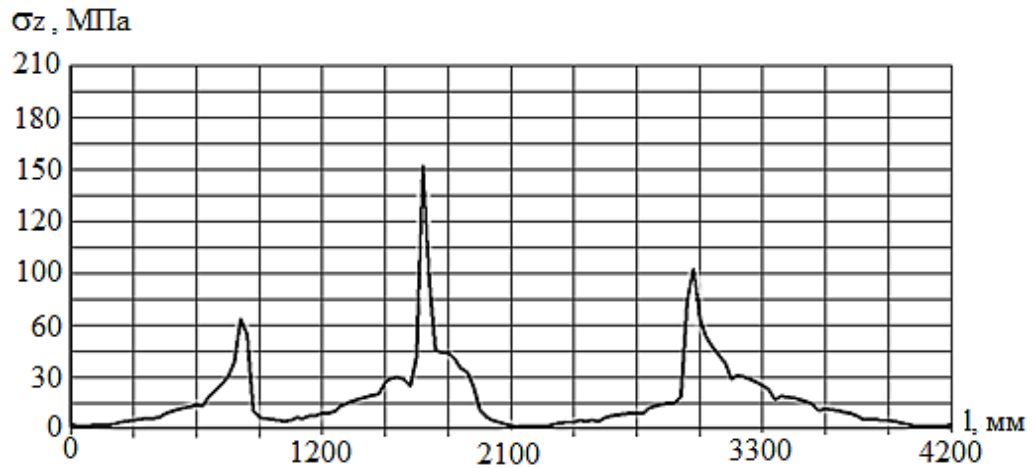


Рис. 11.5.3 – Розподіл напруг за розмахом

При такому розташуванні напруги тільки зроста, тому проведемо ще один розрахунок.

Нове положення опор:

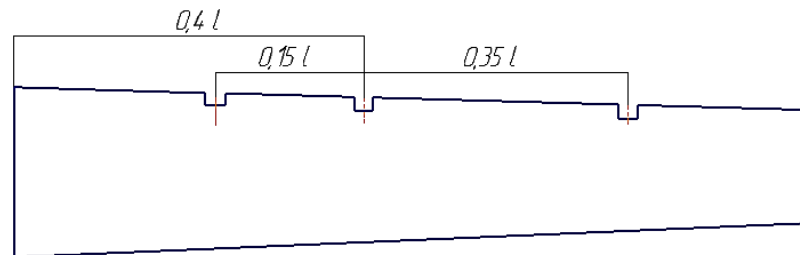


Рис. 11.5.4 – Положення опор елерону

Для такого розташування наведемо графік розподілу напруги.

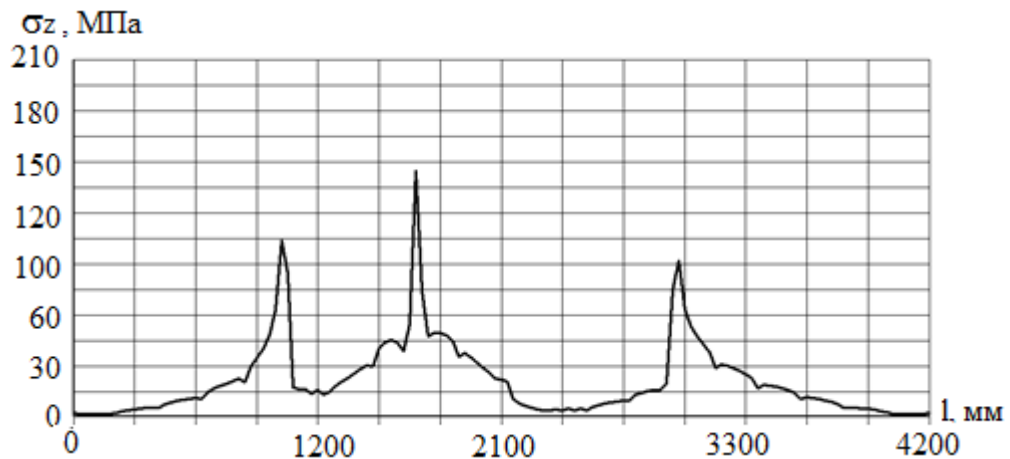


Рис. 11.5.6 – Розподіл напруг за розмахом

При такому розташуванні опор напруги в кронштейнах ще більше збільшилися. Тому оптимальним варіантом навішування буде вихідний (див. рис. 11.4.2), призначений у проектуванні і відповідний графіку на малюнку 11.5.1.

Отримані результати мають достатню достовірність на рівні навчальної роботи.

Однією з основних цілей проведеної було проаналізувати доцільність обраної схеми кріплення елерону до консолі крила. Отримані результати можна покращити, удосконаливши вихідну конструкцію за допомогою додаткових конструкційних елементів у вигляді потовщень несучих поверхонь у місцях концентрації напруги, локального навантаження, або переглянути силову схему в цілому.

12 ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОПРУЖНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАКА

Конструкція літальних апаратів є пружною, а більшість навантажень змінюються за часом, тобто мають явно виражений динамічний характер. Динамічне навантаження конструкції може призвести до руйнування та порушення функціонування ЛА.

За динамічного характеру навантажень мають місце коливання конструкції. Тоді на конструкцію, крім пружних і аеродинамічних сил, діють і інерційні сили.

Явища взаємодії аеродинамічних, пружних та інерційних сил конструкції називають аеропружністю (рис. 12.1)



Рис. 12.1 - Взаємодія аеродинамічних, пружних та інерційних сил

Прогнозування таких явищ, як флатер, бафтинг і дивергенція, та виявлення критичних параметрів на стадії проектування є важливим інженерним завданням.

12.1 Вимоги Авіаційних правил (АП-25)

У Нормам льотної придатності літаків транспортної категорії вказані вимоги, що стосуються аеропружної стійкості. Ці вимоги наведено в пункті 25.629, деякі положення наведено нижче.

(а) Загальні положення. Під оцінками аеропружної стійкості, які вимагаються в даному параграфі, розуміються дослідження флатеру, дивергенції, реверсу органів керування, динаміка аеропружної взаємодії літака із системою керування, а також будь-якої надмірної втрати стійкості та керування через деформації конструкції. Під час дослідження явищ аеропружної стійкості повинні враховуватися ступені свободи, пов'язані з повітряними гвинтами або іншими елементами, що обертаються, які створюють значні динамічні сили. Відповідність цьому параграфу має бути показана за допомогою розрахунків, випробувань в аеродинамічних трубах, наземних частотних і жорсткісних випробувань, льотними випробуваннями або іншими способами, які Компетентний орган визнає необхідними.

(b) Область аеропружної стійкості. Літак має бути спроектований таким чином, щоб для всіх його конфігурацій і за всіх розрахункових умов як за вихідного варіанта конструкції, так і за можливої зміни параметрів, що визначають явище, не виникало аеропружної нестійкості усередині ділянки, що задається умовами експлуатації.

12.2 Аеродинамічні характеристики літака

Значення збурених аеродинамічних характеристик ЛА визначають методами нестационарної аеродинаміки. Слід користуватися гіпотезою квазістационарності. Вважається, що аеродинамічні характеристики в даному перерізі залежать тільки від місцевого кута атаки і числа Маха. При створенні моделі аеродинаміки ЛА необхідні дані про аеродинамічні характеристики ЛА (положення фокуса) і профілю крила. Коефіцієнти підйомної сили C_y і опору C_x профілю, а також координату центру тиску (ЦД) вибирають з атласу профілів.

Для оцінки льотних якостей літака необхідно знати його аеродинамічні характеристики в широкому діапазоні зміни висот, швидкості та режимів польоту.

Для визначення коефіцієнтів аеродинамічних сил і поздовжнього моменту за характерну площу і довжину взято площу крила з надфюзеляжною частиною.

Під час поздовжнього руху літака визначаються такі аеродинамічні характеристики:

$$C^{\alpha}_{y_a} = f(M_{\infty}); \quad (12.2.1)$$

$$C_{y_a} = f(\alpha; H). \quad (12.2.2)$$

В якості вихідних даних задаються такі параметри:

- геометричні параметри ізольованого фюзеляжу;
- геометричні параметри ізольованого крила;
- характеристики профілю крила;
- геометричні параметри ізольованого горизонтального і вертикального оперення;
- геометричні параметри ізольованих мотогондол (див. рис. 12.2.2)

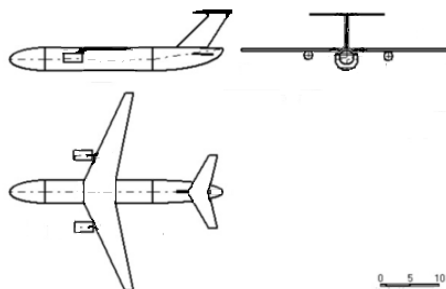


Рис. 12.2.2. - Геометрія літака

Розрахунок виконано за допомогою програми, розробленої на кафедрі аеродинаміки ХАІ. Отримані дані для літака типу Ан-74ТК-300, необхідні в подальшому розрахунку, наведено нижче.

$C_{y_{кр}}^{\alpha} = 5,17$ - похідна коефіцієнта підйомної сили крила за кутом атаки α ;

$C_{y_{го}}^{\alpha} = 4,725$ - похідна коефіцієнта підйомної сили горизонтального оперення;

$m_z^{C_y} = -0,63105$ - похідна моменту тангажу за коефіцієнтом підйомної сили.

12.3 Масово-інерційні та жорсткісні характеристики крила

Для визначення цих величин було прийнято такі допущення і спрощення:

- силовий контур крила - суцільний силовий елемент із заданою щільністю матеріалу. Площу силових елементів за перерізом розподіляють згідно з вимогою рівномірності під час опору згинальному моменту;

- Невраховану масу (масу механізації, проводки керування, фарби, заклепок тощо) розподілено рівномірно вздовж носка і хвостової частини крила пропорційно площам перерізів;

- Паливо повністю розташоване в крилі. Баки повністю заповнені;

Загальний вигляд цієї консолі представлено на рис. 12.3.1.

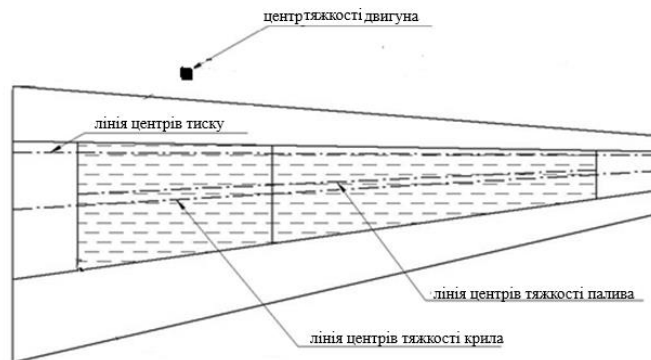


Рис. 12.3.1 - Випрямлена консоль крила в плані

Після розрахунків отримано графік розподілу погонної маси конструкції M_{Π} уздовж розмаху з урахуванням палива і двигуна. Паливо в крилі розташовується в кесон-баках у межах перерізів $\bar{z} = 0.1 - 0.95$.

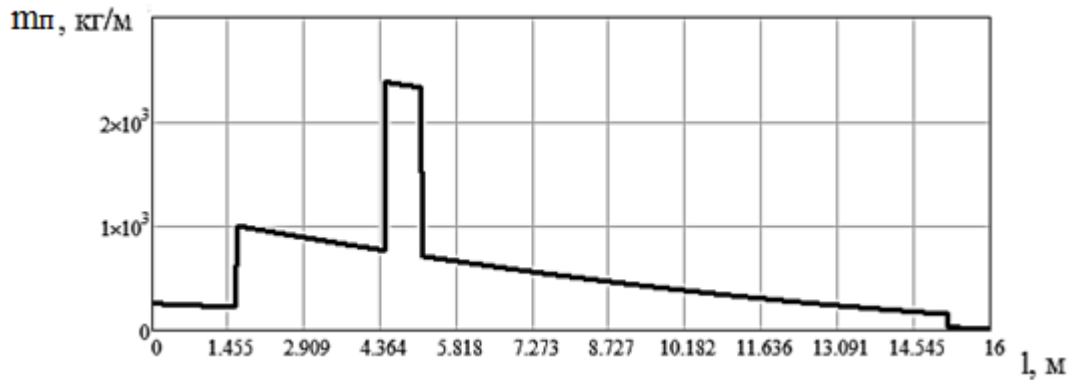


Рис.12.3.2 - Розподіл погонної маси вздовж розмаху

Консоль крила являє собою систему з нескінченним числом ступенів свободи, яку наближено можна привести до системи з одним ступенем свободи, якщо апіорі відома конфігурація системи під час коливань, так звана форма коливань. Як відомо, задаючи певну форму коливань системі з розподіленою масою і жорсткістю, зводимо її до одного ступеня свободи. Власну частоту коливань такої схематизованої системи знаходять за допомогою енергетичного способу, званого методом Релея.

Розглянемо вільні згинальні коливання консолі крила, закріпленої до фюзеляжу. Уявімо її у вигляді балки зі згинальною жорсткістю $EI(z)$, змінною вздовж розмаху (рис. 1.3.3).

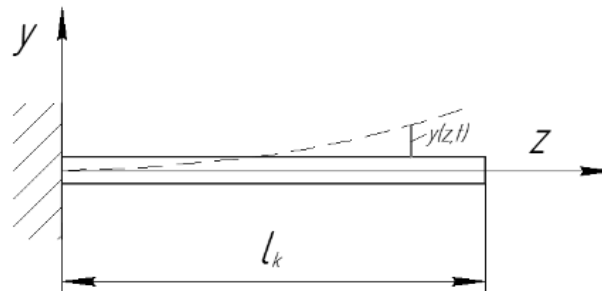


Рис. 12.3.3 - Розрахункова модель консолі крила під час визначення згинальної жорсткості

За статистикою вибирається перша частота згинальних коливань: $f_1 = 2$ Гц тоді:

$$\omega_{1c} = 2 \cdot \pi \cdot f_1 = 2 \cdot \pi \cdot 2 = 11.31 \frac{1}{c}. \quad (12.3.1)$$

З рівняння Релея:

$$EI = \frac{\omega_{1c}^2 \left[\int_0^{l_k} m(z) y^2 dz + \sum_1^k m_i y_i^2 \right]}{\int_0^{l_k} \left(1 - \frac{z}{l_k}\right) (y'')^2 dz}. \quad (12.3.2)$$

Після підстановки значень і врахування коефіцієнта зміни згинальної жорсткості:

$$EI = 2.389 \cdot 10^8 \text{ Н} \cdot \text{м}^2.$$

Результат розподілу згинальної жорсткості вздовж розмаху представлений на рисунку.

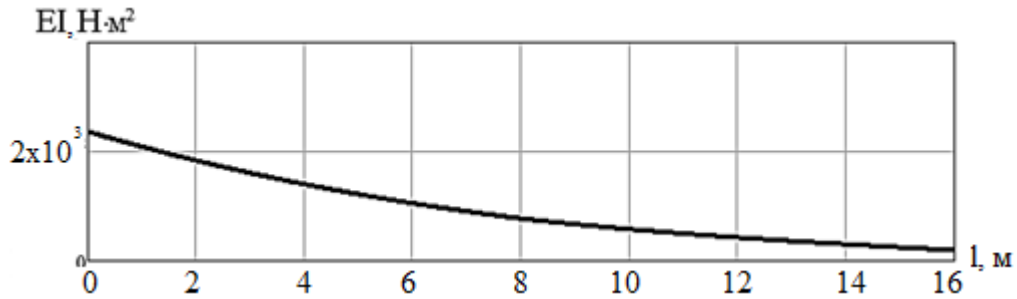


Рис. 12.3.4 - Розподіл згинальної жорсткості за розмахом

Далі обчислюється значення крутильної жорсткості в розрахунковому перерізі. Для цього користуються формулою

$$GI_{кр} = \frac{4 \cdot F^2}{\frac{l_v}{G \cdot \delta_{ov}} + \frac{l_n}{G \cdot \delta_{on}} + \frac{l_{pst}}{G \cdot \delta_{pst}} + \frac{l_{zst}}{G \cdot \delta_{zst}}}, \quad (12.3.3)$$

де F – площа контуру в розрахунковому перерізі;

l_v, δ_{ov} – довжина і товщина верхньої обшивки;

l_n, δ_{on} – довжина і товщина нижньої обшивки;

l_{pst}, δ_{pst} – довжина і товщина передньої стінки лонжерона;

l_{zst}, δ_{zst} – довжина і товщина задньої стінки лонжерона;

$G = 27 \cdot 10^9$ МПа – модуль зсуву.

Після того як підставили значення і врахування коефіцієнта зміни крутильної жорсткості отримано такий результат:

$$GI = 0.7053 \cdot 10^8 \text{ Н} \cdot \text{м}^2.$$

Результат розподілу крутильної жорсткості вздовж розмаху представлено на малюнку.

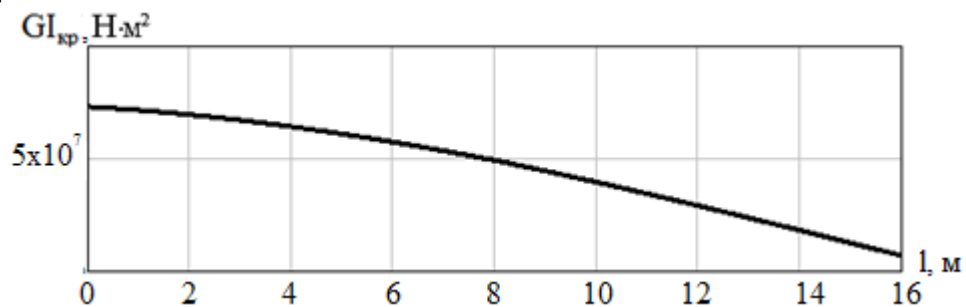


Рис. 12.3.5 - Розподіл крутильної жорсткості за розмахом

На практиці частоти власних крутильних коливань крила за першим тоном для маневрених літаків становлять 30...42 Гц, а для неманеврених - 2,5...5,0 Гц.

Закон розподілу крутильної жорсткості в довільному перерізі крила задаємо на підставі статистичних даних.

12.4 Розрахунок динамічних характеристик крила

Конструкція характеризується складним розподілом маси і жорсткості. Скористаємося методом дискретизації та замінимо безперервно розподілену масу сукупністю зосереджених мас: $m_1, m_2, \dots, m_i, \dots, m_n$.

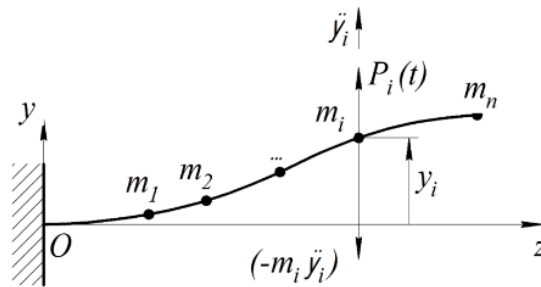


Рис. 12.4.1 - Сили, що діють на балку-крило

Система рівнянь, що описують вільні згинальні коливання на підставі прямого способу має вигляд:

$$[m] \cdot \{\ddot{x}\} + [r] \cdot \{x\} = 0 \quad (12.4.1)$$

де x – вектор стовпець невідомих переміщення мас $m_i, i = 1, \dots, n$;

m – діагональна матриця мас;

r – матриця коефіцієнтів жорсткості.

Якщо скористатися зворотним методом отримання рівнянь руху, то необхідно до пружної безмасової конструкції в точках, де розташовані маси $m_i, i = 1 \dots n$ докласти сили інерції з боку відкинутих мас: $\vec{F}_{ин} = -m_i \cdot \vec{a}_i$. При вільних коливаннях зовнішні сили вважаємо рівними нулю. Тоді переміщення x_i дорівнюватиме

$$\begin{aligned} x_i &= \delta_{i1} F_{ин 1} + \delta_{i2} F_{ин 2} + \dots + \delta_{in} F_{ин n} = \\ &= \sum_{k=1}^n \delta_{ik} \cdot F_{ин k} = \sum_{k=1}^n \delta_{ik} [(-m_k \cdot \ddot{x}_k)], \quad i = 1 \dots n \end{aligned} \quad (12.4.2)$$

У матричному вигляді рівняння набуває вигляду:

$$\{x\} + [\delta] \cdot [m] \cdot \{\ddot{x}\} = 0, \quad (12.4.3)$$

де $\{x\}$ – вектор стовпець переміщень,

$\{\ddot{x}\}$ – вектор стовпець точок прискорень системи.

Оскільки всі точки під час вільних коливань рухаються за законом

$$x_i = A_i \cdot \cos(pt + \varphi), \quad (12.4.4)$$

де $\{A\}$ - вектор стовпчик A , визначає собою сукупність амплітуд у всіх точках. Прискорення в точках дорівнюють

$$\{\ddot{x}\} = -p^2 \cdot \cos(pt + \varphi) \cdot \{A\} \quad (12.4.5)$$

Підставляючи рівняння і скорочуючи на спільний множник $\cos(pt + \varphi)$ отримаємо:

$$\{A\} - p^2 \cdot [\delta] \cdot [m] \cdot \{A\} = 0 \quad (12.4.6)$$

Позначимо матрицю $[B] = [\delta] \cdot [m]$, тоді $[B] \cdot \{A\} = \frac{1}{p^2} \cdot \{A\}$

Зі співвідношення видно, що для матриці $[B]$ власним значенням є $\lambda = \frac{1}{p^2}$, а власний вектор стовпчик A - власний вектор $\{A\}$.

Знаючи власне значення λ , визначимо частоту $p = \sqrt{\frac{1}{\lambda}}$ і форму власних коливань. Для частоти p_i форма коливань $\varphi_i(z)$ визначатиметься амплітудами $A_{1i}, A_{2i}, \dots, A_{ni}$.

Нижче наведено форми ізольованих згинальних коливань. Також вказані значення частот таких коливань.

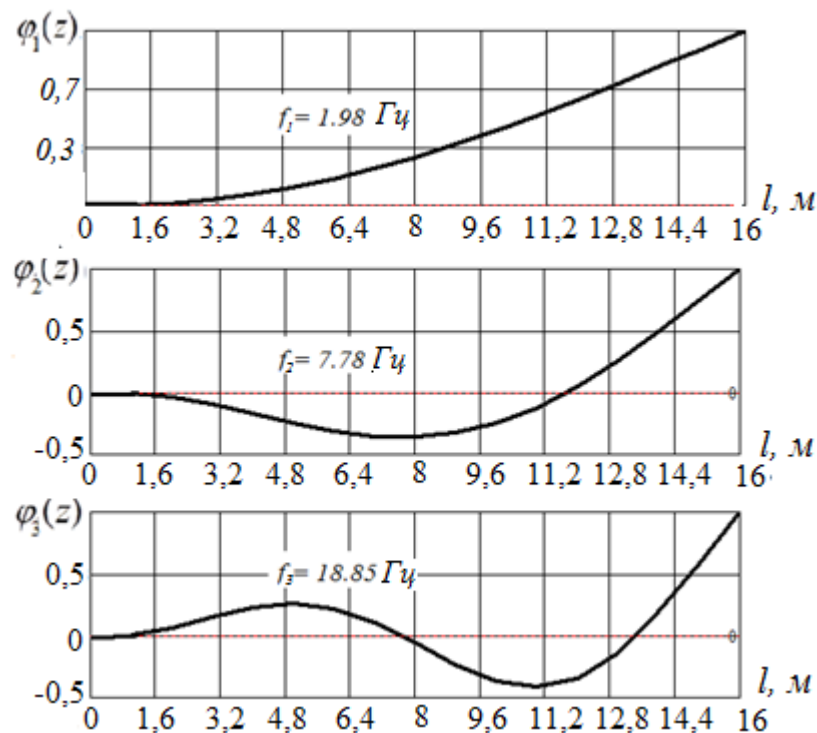


Рис. 12.4.2 - Частоти та форми власних згинальних коливань

Якщо згинальні коливання пов'язані з інерцією поступального руху маси, то крутильні - з інерцією обертального руху. Для знаходження частот і форм крутильних коливань скористаємося аналогічним способом задавшись радіальним переміщенням. На рис. 12.4.3 показано защемлену консоль крила. Пружний безмасовий "скелет" консолі навантажений моментами сил інерції. Кожна з мас розташована на осі жорсткості й має масовий момент інерції.

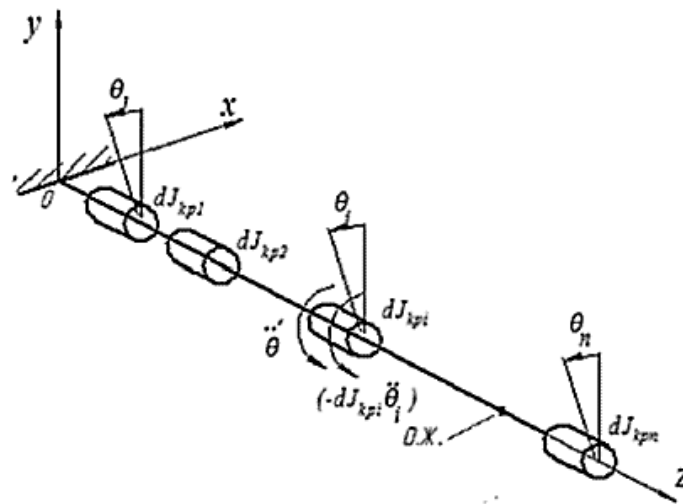


Рис. 12.4.3. Консоль крила як система n дисків

Після проведених розрахунків отримаємо і представимо частоти та форми перших трьох тонів власних крутильних коливань:

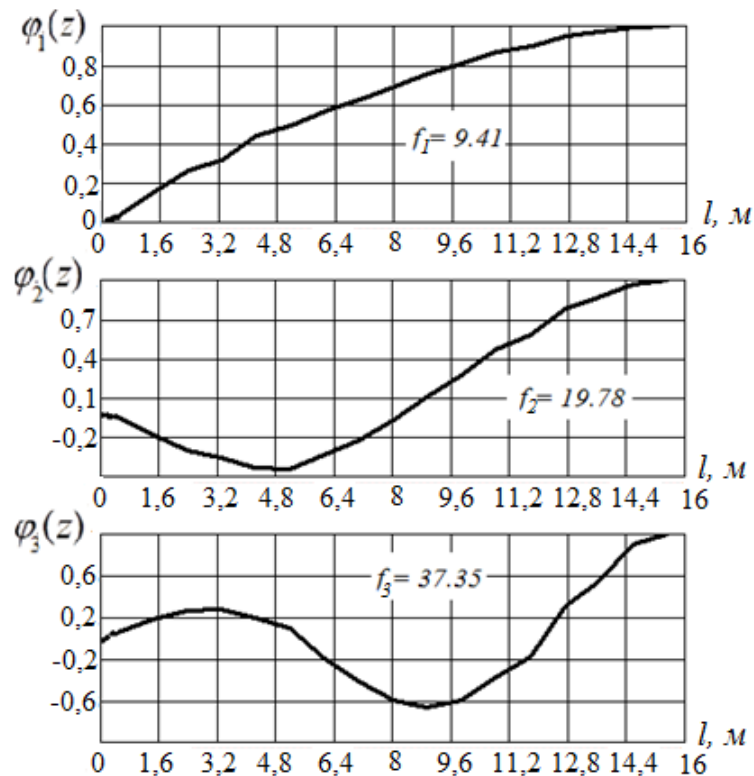


Рис. 12.4.4 - Частоти та форми власних крутильних коливань

Знайдені динамічні характеристики необхідні для отримання результатів навантаження літака в польоті, якомога ближчих до реальних.

12.5 Дослідження динамічної реакції та навантаження літака в турбулентній атмосфері

12.5.1 Короткоперіодичний рух літака

Нехай ЛА здійснює сталий горизонтальний політ на крейсерській швидкості.

Під час потрапляння ЛА в порив літак здійснює збурений рух. Обмежимося розглядом поздовжнього короткоперіодичного руху під час дії на ЛА одиночного вертикального пориву, який миттєво охоплює весь літак.

Під час аналізу руху літального апарата відносно Землі систему координат зручно будувати на базі земної, а не повітряної швидкості. Відповідна система координат називається траєкторною.

На рис.12.5.1.1 показано збурений рух літака. Кут нахилу траєкторії θ , кут тангажу ϑ і кут атаки пов'язані співвідношенням:

$$\vartheta = \theta + \alpha.$$

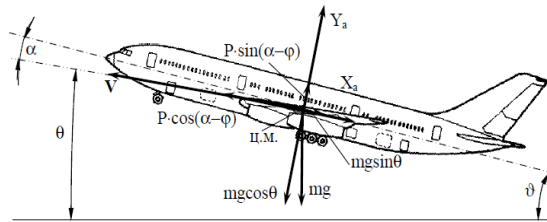


Рис. 12.5.1.1 - Схема збуреного руху літака

Якщо розглядати літак як абсолютно тверде тіло, то він має шість ступенів свободи.

На рис. 12.5.1.1 показано сили, що діють на літак. Зв'язана система координат $Ox_1y_1z_1$ розташована в центрі мас, а осі спрямовані вздовж головних центральних осей.

Під час розгляду ізольованого поздовжнього руху параметри бічного руху ($\beta, \gamma, \varphi, \omega_x, \omega_y$) зазвичай приймають рівними нулю, і під час вивчення бічного руху параметри поздовжнього руху $\alpha, \vartheta, V(M)$ вважають постійними, а кутову швидкість $\omega_z = 0$.

Далі розглядається тільки поздовжній збурений рух літака. У процесі малого поздовжнього руху в першому наближенні вважають швидкість і висоту польоту незмінними. У цьому разі рівняння, що описує закон зміни швидкості, можна опустити з розгляду. Тоді систему, що описує поздовжній рух, можна записати в такому вигляді:

$$\begin{aligned} mV \frac{d\theta}{dt} &= Y + P \sin \alpha - G \cos \theta; \\ I_z \frac{d^2\vartheta}{dt^2} &= M_z; \\ \vartheta &= \alpha + \theta. \end{aligned} \quad (12.5.1.1)$$

де Y є функцією кута атаки α , а поздовжній момент M_z – функцією $\alpha, \alpha, \dot{\omega}_z, \varphi$.

Надалі для спрощення запису рівнянь руху припускається, що вихідний політ є горизонтальним ($\theta_0 = 0$), а кут атаки малий. Тоді: $M_z \cos \theta = 1$, $\sin \alpha \approx \alpha$.

Отримана система навіть за прийнятих допущень є системою нелінійних диференціальних рівнянь, яка в загальному вигляді аналітично не розв'язується. Це змушує вдаватися до використання ЕВМ.

Одним із найпоширеніших методів, застосовуваних під час дослідження динамічних властивостей літака, є метод малих збурень. Застосування цього

методу дає змогу нелінійну систему диференціальних рівнянь привести до лінійної системи.

Оскільки прирости $\Delta M_z, \Delta \alpha, \Delta \vartheta, \Delta Y$ малі величини, то приріст підйомної сили і подовжнього моменту в такому вигляді:

$$\begin{aligned} \Delta Y &= Y^\alpha \Delta \alpha; \\ \Delta M_z &= M_z^\alpha \Delta \alpha + M_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + M_z^\omega z \omega_z + M_z^\varphi \Delta \varphi; \end{aligned} \quad (12.5.1.2)$$

Тут через $Y^\alpha, M_z^\alpha, M_z^{\dot{\alpha}}, M_z^\omega z, M_z^\varphi$ позначено окремі похідні підйомної сили і подовжнього моменту за параметром, який займає місце параметра ступеня.

$$\begin{aligned} Y_0 + P\alpha_0 - G &= 0; \\ M_z &= 0. \end{aligned} \quad (12.5.1.3)$$

Після підстановки отримуємо таку систему лінійних диференціальних рівнянь:

$$\begin{aligned} mV_0 \frac{d(\Delta \vartheta)}{dt} &= Y^\alpha \Delta \alpha + P \Delta \alpha \\ I_z \frac{d^2(\Delta \vartheta)}{dt^2} &= M_z^\alpha \Delta \alpha + M_z^{\dot{\alpha}} \frac{d(\Delta \alpha)}{dt} + M_z^\omega z \frac{d(\Delta \vartheta)}{dt} + M_z^\varphi \Delta \varphi \\ M_z^\varphi \Delta \varphi \text{ и } M_z^{\dot{\alpha}} \frac{d(\Delta \alpha)}{dt} &\text{ у даній постановці задачі не враховується.} \end{aligned}$$

Динамічна реакція ЛА транспортної категорії та навантаження його конструкції під час дії атмосферної турбулентності є актуальними завданнями динамічної аеропружності ЛА.

Скористаємося моделлю пориву для крейсерської швидкості, заданої в Розділі 1.

Форма пориву задається формулою:

$$U(S) = \frac{U_{de}}{2} \cdot \left(1 - \cos \left(\frac{2\pi \cdot S}{25b} \right) \right), \quad (15.5.1.4)$$

де U_{de} – ефективна швидкість пориву на висоті крейсерського польоту, з урахуванням поправки \wedge

$$U_{de} = U_{max} F_g (25b/2 \cdot 106,8)^{1/6}; \quad U_{de} = 9,114 \text{ м/с};$$

F_g – коеф. зниження пориву, для максимальної висоти дорівнює 1.

S – шлях, пройдений літаком у пориві ($0 \leq S \leq 2H$), глибина проникнення в порив,

$b = 3.45$ – середня геометрична хорда крила, м.

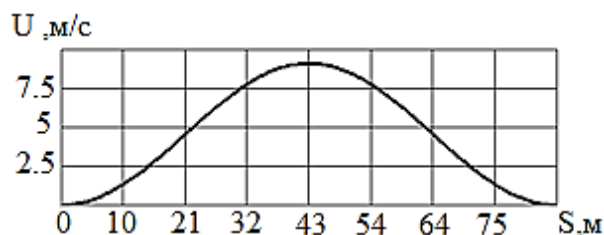


Рис. 12.5.1.2 - Зміна швидкості вертикального пориву

На рисунку показано зміну швидкості пориву в міру входу і виходу літака з пориву. Під час дії пориву змінюється напрямок його вектора швидкості, відповідно збільшується кут атаки. Під час потрапляння в порив ЛА прагне зменшити свій кут атаки. Спостерігається короткоперіодичний рух літака.

Розрахунки виконано в обчислювальному комп'ютерному пакеті. Вважається, що крило закріплено до фюзеляжу нерухомо. Вихідним є усталений горизонтальний політ. Аналізується випадок, коли на крейсерській швидкості літак піддається симетричному різко обмеженому вертикальному пориву.

12.5.2 Динамічна реакція літака на дію вертикального пориву

Необхідно дослідити динамічну реакцію та навантаження створеної конструкції крила.

Слід сформулювати математичну модель аеропружності літака Ан-74ТК-300. Це дасть змогу отримати основні динамічні характеристики ЛА та їхню реакцію на дію вертикального пориву. Для спрощення аналізу користуються розрахунковою схемою закріпленого до нерухомого фюзеляжу крила.

Розглядаються рівняння поздовжнього збуреного руху ЛА відносно сталого горизонтального польоту.

Вважається, що крило жорстко затиснуте до фюзеляжу. Враховується поздовжній збурений рух вільного ЛА, внаслідок дії пориву. Пружні коливання консолі крила моделюються на основі методу заданих форм.

Рівняння руху у формі Лагранжа має вигляд: Слід сформулювати математичну модель аеропружності літака Ан-74ТК-300. Це дасть змогу отримати основні динамічні характеристики ЛА та їхню реакцію на дію вертикального пориву. Для спрощення аналізу користуються розрахунковою схемою закріпленого до нерухомого фюзеляжу крила.

Розглядаються рівняння поздовжнього збуреного руху ЛА відносно сталого горизонтального польоту.

Вважається, що крило жорстко затиснуте до фюзеляжу. Враховується поздовжній збурений рух вільного ЛА, внаслідок дії пориву. Пружні коливання консолі крила моделюються на основі методу заданих форм.

Рівняння руху у формі Лагранжа має вигляд:

$$M_k \ddot{q}_k + p_k^2 M_k q_k = Q_k,$$

$$\ddot{q}_k + p_k^2 q_k = \frac{Q_k}{M_k} \quad (k = 1, 2, \dots, n).$$
(12.5.2.1)

Тут узагальнені сили Q_k являють собою віртуальну роботу всіх зовнішніх сил на одиничній варіації q_k ($q_k = 1$):

$$Q_k = \sum_{i=1}^n F_i A_{ik},$$
(12.5.2.2)

де під знаком суми стоїть скалярний добуток сили на переміщення. Зазначимо, що сили F_i можуть залежати від q_k і \dot{q}_k .

Наведені вище рівняння динаміки ЛА були отримані в припущенні, що під час коливань конструкції енергія не розсіюється. На практиці завжди відбувається загасання коливань, навіть у порожнечі. Це пояснюється наявністю конструкційного демпфірування, яке складається з тертя в місцях зчленувань елементів і розсіювання енергії всередині матеріалу, тобто за наявності непружного опору матеріалу конструкції. Нині не існує обґрунтованих і надійних методів розрахунку кількісних характеристик демпфірування. Зазвичай використовують наближений підхід, заснований на застосуванні гіпотези в'язкого тертя. Відповідно до цієї гіпотези демпфувальні сили в конструкції вважають пропорційними швидкості пружних деформацій:

$$Q_k = -2M_k \chi_k p_k \dot{q}_k, \quad (12.5.2.3)$$

де χ_k коефіцієнт конструкційного демпфірування діагональної матриці χ .

Ці коефіцієнти визначають під час випробування конструкції на різних режимах. Сили демпфірування не враховують під час виведення основних рівнянь і обчислення частот і форм власних коливань реальної конструкції, а вводять в остаточні вирази. Перетворивши рівняння руху у формі Лагранжа, отримаємо систему диференціальних рівнянь пружних коливань крила під час дії нестационарного навантаження:

$$\ddot{q}_k = 2\chi_k p_k \dot{q}_k + p_k^2 q_k = \frac{Q_k}{M_k} \quad (k = 1, 2, \dots, n). \quad (12.5.2.4)$$

У співвідношеннях немає ні інерційної, ні пружної взаємодії між невідомими узагальненими координатами. Узагальнені сили обчислюють для відомих значень параметрів руху і деформування ЛА.

За пружні коливання беруться форми вільних згинальних і крутильних коливань зацмленої консолі крила, визначені раніше. Аеродинамічне навантаження визначається на основі гіпотези квазістационарності.

Максимальне наближення розрахункової схеми до схеми вільного пружного ЛА досягається високим ступенем дискретизації консолі, шляхом врахування зміни місцевих кутів атаки крила, викликаної:

- - поздовжнім збуреним рухом ЛА;
- - крутінням консолі;
- - швидкістю пружного руху крила,
- - і урахуванням переносних сил інерції зосереджених мас консолі.

У результаті спільного розв'язання рівнянь динаміки польоту і гармонійних рівнянь згинальних коливань консолі в узагальнених координатах під час дії одиничного пориву отримано:

- реакція статично стійкого ЛА (зміна кута тангажу ϑ і кутової швидкості обертання в його площині ω_z ; кутів атаки і нахилу траєкторії);
- узагальнені координати згинальних коливань консолі;
- прискорення узагальнених координат;

- пружні переміщення Δr , швидкість пружних деформацій $\Delta \dot{r}$ і перевантаження $\frac{\Delta \ddot{r}}{g}$ для двох точок крила;
- зміна перевантаження в центрі мас і в найвіддаленішій точці;
- динамічне навантаження консолі додатковою поперечною силою; і згинальним моментом.

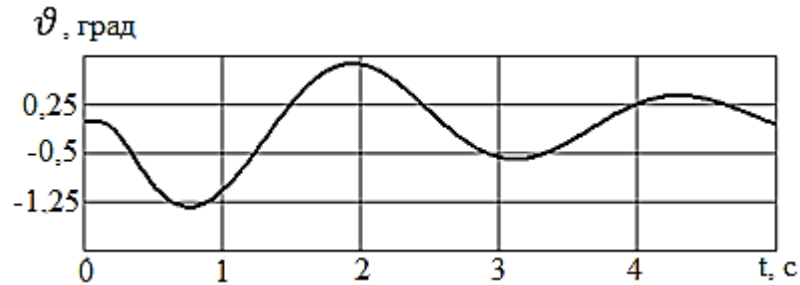


Рис. 12.5.2.1 - Зміна кута тангажу

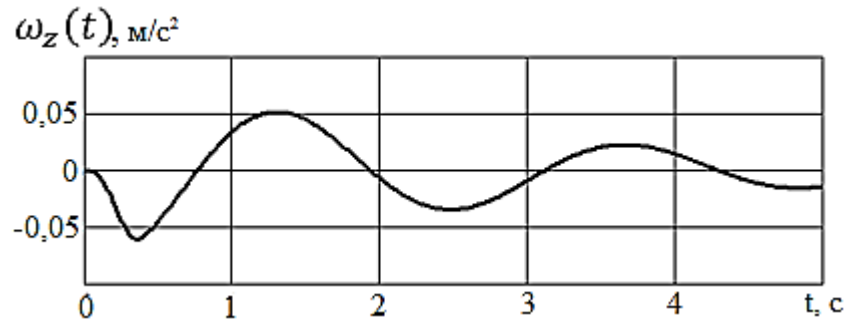


Рис. 12.5.2.2. - Зміна кутової швидкості в площині тангажу

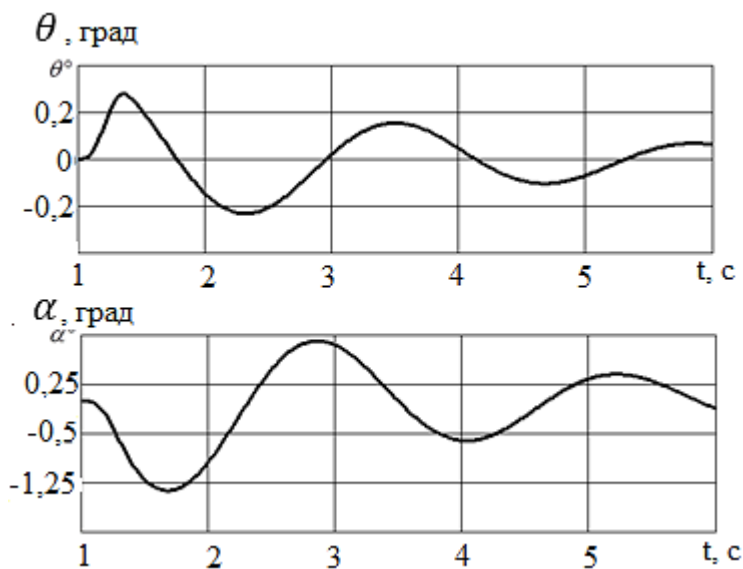


Рис. 12.5.2.3 - Зміна кута атаки та кута нахилу траєкторії

Під час входу в порив ЛА прагне зменшити кут атаки.

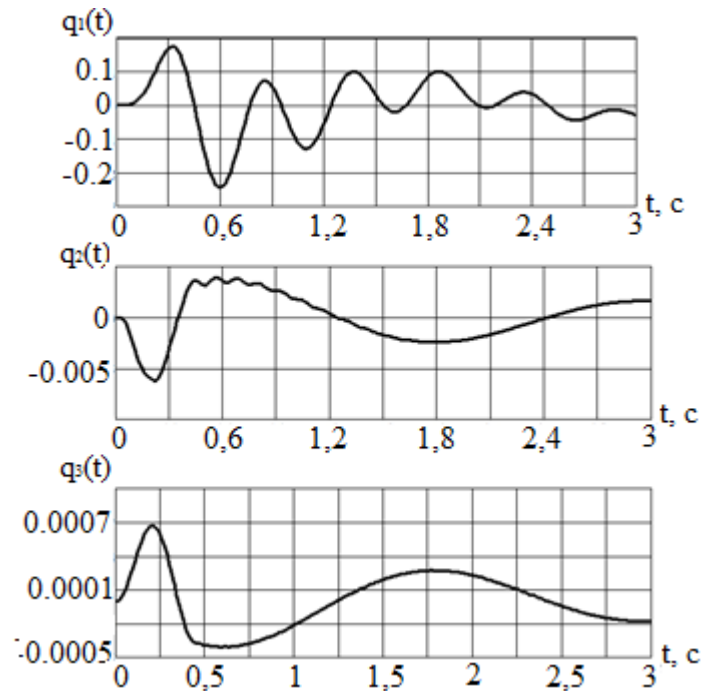


Рис. 12.5.2.4 - Зміна першої, другої та третьої узагальнених координат у часі

За час дії пориву збуджуються переважно коливання за першою формою. Надалі вони мають затухаючий характер, що пов'язано з аеродинамічним і конструкційним демпфуванням. Внесок другої та вищих форм коливань у деформування помітно менший, оскільки час наростання пориву набагато більший за період власних коливань конструкції за відповідними гармоніками. Крім того, зовнішня аеродинамічна сила здійснює найбільшу роботу на переміщеннях за першою формою. Узагальнені прискорення під час руху за трьома найнижчими формами коливань показано на рис. 12.5.2.5. Їхні величини дають змогу оцінити внесок утримуваних форм у динаміку й навантаження крила.

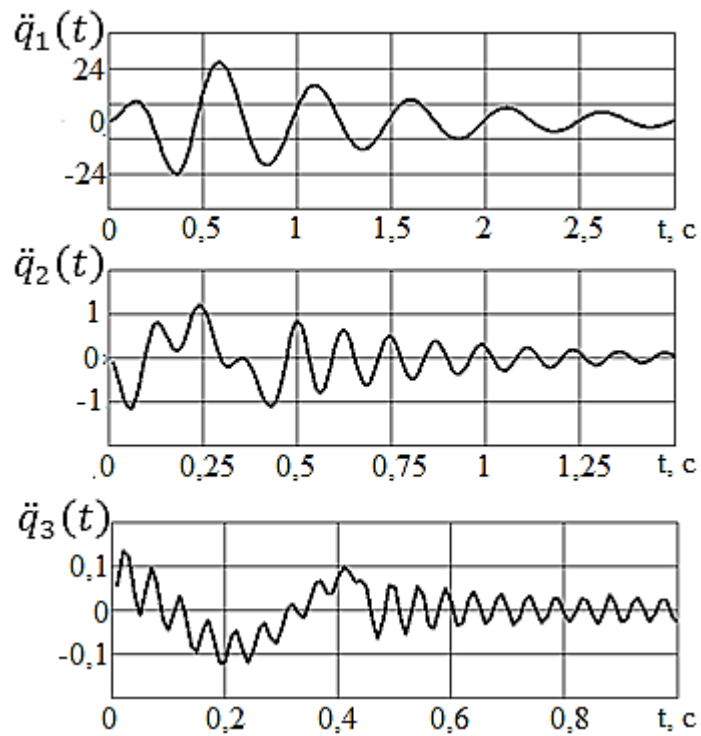


Рис. 12.5.2.5 - Зміна першого, другого і третього узагальнених прискорень у часі

На рисунку 12.5.2.6 - 8 показано зміни в часі пружних переміщень Δr , швидкості пружних деформацій $\Delta \dot{r}$ і перевантажень $\frac{\Delta \dot{r}}{g}$ для двох точок крила.

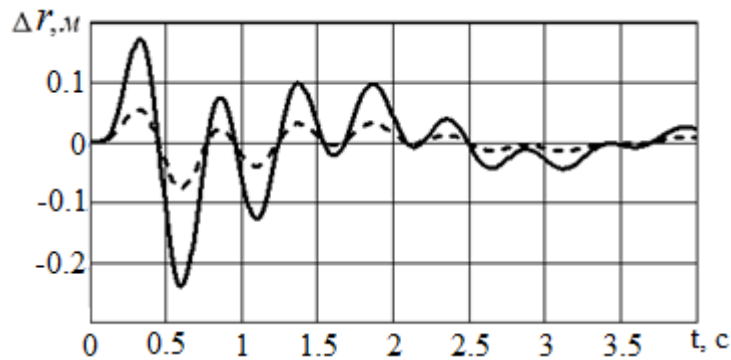


Рис. 12.5.2.6 - Пружні переміщення середини крила (пунктирна лінія) і кінця крила (суцільна лінія)

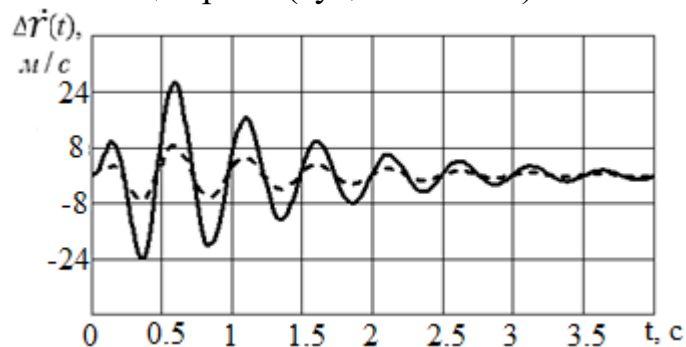


Рис. 12.5.2.7 - Швидкість пружних переміщень середини крила (пунктирна лінія) і кінця крила (безперервна лінія)

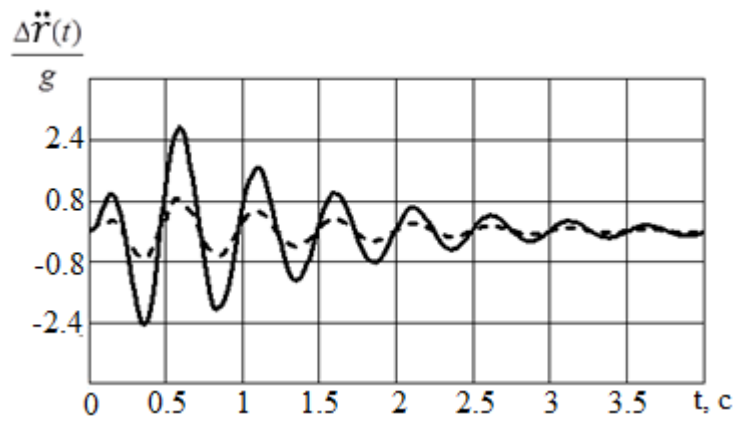


Рис. 12.5.2.8 - Зміна перевантаження середини крила (пунктирна лінія) і кінця крила (безперервна лінія)

Переміщення кінця крила переважно визначається першою згинальною формою коливань, воно відбувається з частотою 2.4 Гц і досягає 20 см.

Коливання крила під час дії поодинокого пориву швидко затухають, оскільки математична модель враховує конструкційне та аеродинамічне демпфірування.

Навантаження конструкції зумовлене діючими перевантаженнями, найбільш навантажений кінець крила. Якщо на віддалених ділянках крила будуть розташовані масивні агрегати, то на конструкцію діятимуть значні сили інерції.

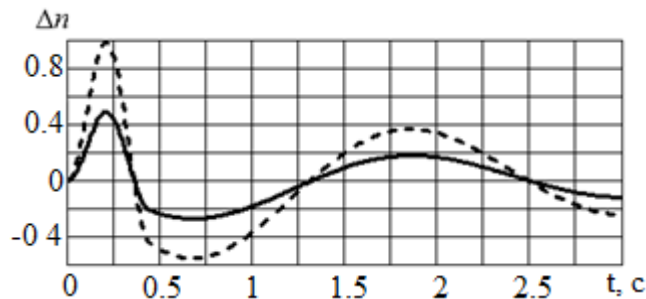


Рис. 12.5.2.9 - Приріст перевантаження в центрі мас літака (безперервна лінія) і в найвіддаленішій точці (пунктирна лінія)

Аналіз результатів свідчить про те, що величина перевантаження залежить не тільки від швидкості пориву, а й від руху ЛА, тобто поступального руху і обертання навколо центру мас - літак прагне зменшити місцеві кути атаки.

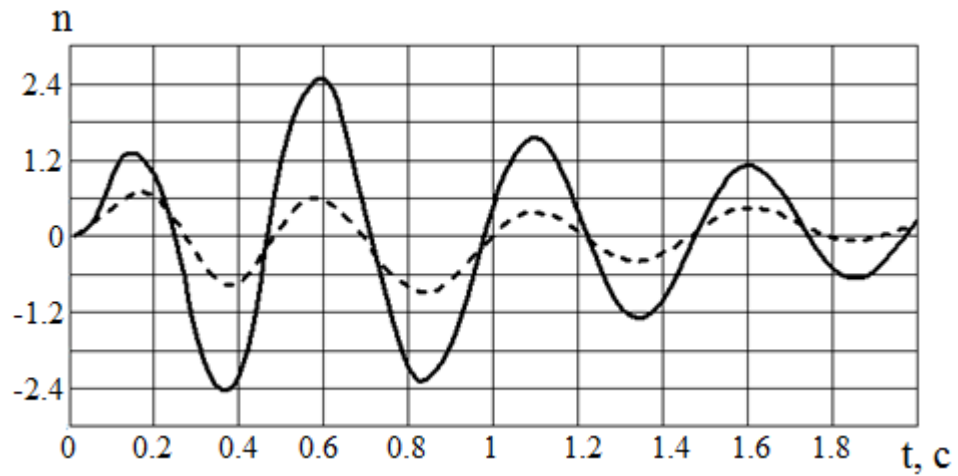


Рис. 12.5.2.10 - Сумарне перевантаження від пружних коливань посередині (пунктир) і на кінці крила (безперервна лінія)

Розраховано зміну в часі поперечної сили і згинального моменту в кожному перерізі консолі від мінливого розподіленого аеродинамічного навантаження і сил інерції консолі:

$$\Delta Q_y(t, i) = \Delta Q_{y \text{ ин}}(t, i) + \Delta Q_{y \text{ АД}}(t, i); \quad (12.5.2.5)$$

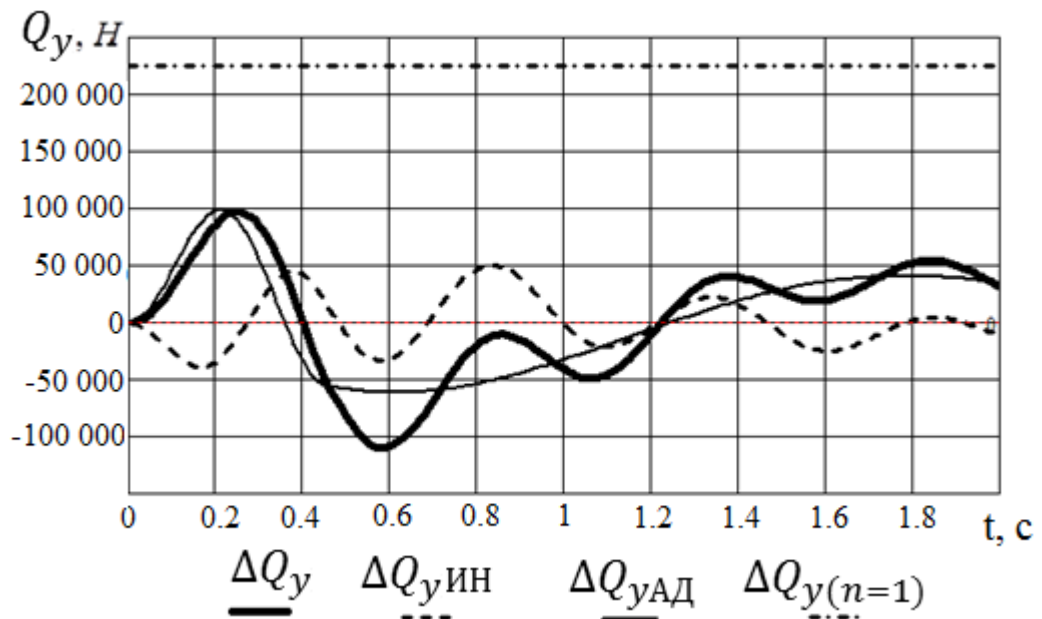


Рис. 12.5.2.11 - Зміна поперечної сили в часі в перерізі $0,1L_k$

$$\Delta M_{\text{изг}}(t, i) = \Delta M_{\text{изг ин}}(t, i) + \Delta M_{\text{изг АД}}(t, i) \quad (12.5.2.6)$$

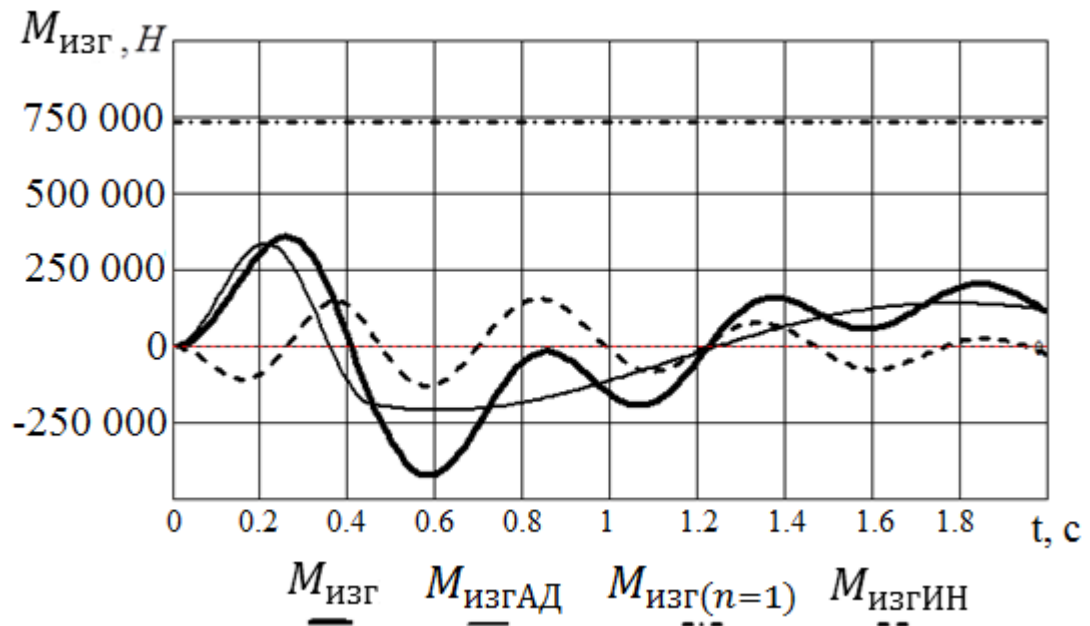


Рис. 12.5.2.12 - Зміна згинального моменту в часі в перерізі 0,1Lк

На рис. 12.5.2.11 показано вплив аеродинамічних та інерційних сил на навантаження консолі поперечною силою, і значення поперечної сили в горизонтальному сталому польоті $Q_y n_y=1$. Як бачимо, максимальне динамічне довантаження становить близько 40%. Спочатку визначальним фактором навантаження констолі є приріст аеродинамічної сили від дії пориву, далі АД сили помітно зменшуються, а змінний характер реакції крила переважно зумовлений інерційним навантаженням від пружних коливань. Через різні частоти зміни АД та інерційних сил, вектори їхнього напрямку то збігаються (бачимо найбільшу амплітуду), то перебувають у протифазі (зменшується вплив зовнішніх сил). Аналогічна ситуація з розподілом згинального моменту (рис. 12.5.2.12).

12.6 Статична аеропружність крила. Дивергенція

Фізичну картину цього явища розглянуто на прикладі прямого крила (рис.12.6.1). Припустимо, що лінія фокусів розташована попереду осі жорсткості. Тоді закручування крила призведе до збільшення кутів атаки. Це сприяє підвищенню аеродинамічних навантажень, отже, деформації кручення. Під час збільшення кутів атаки крутіння збільшуються пружні сили. Рівновага крила настає за умови рівності моментів від аеродинамічних і пружних сил.

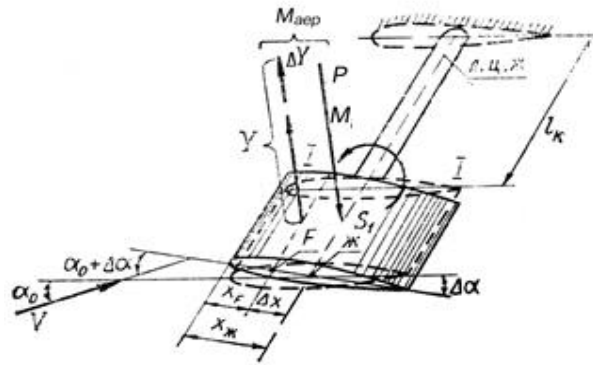


Рис. 12.6.1 - Розрахункова схема дослідження дивергенції

Аеродинамічні сили і моменти залежать від швидкості польоту, а момент пружних сил визначається тільки характеристиками конструкції. Можливі випадки, коли аеродинамічний момент може перевищити момент пружних сил, що призведе до зростання деформації крила і його руйнування або до втрати конструкцією статичної стійкості.

Явище втрати статичної стійкості конструкції несучих поверхонь у потоці повітря називається дивергенцією. Швидкість польоту, за якої настає втрата статичної стійкості, називають критичною швидкістю дивергенції.

Для крила змінного перерізу можна отримати наближене рішення за методом Рітца.

Кут закручування крила шукаємо у вигляді:

$$\varphi(z) = q_{\text{об.к}} \cdot \varphi_1(z), \quad (12.6.1)$$

де $q_{\text{об.к}}$ – узагальнена координата (невідомий коефіцієнт);

$\varphi_1(z)$ – відома задана функція кута кручення.

Погонне повітряне навантаження визначається у вигляді:

$$q_b(z) = C_y^\alpha \cdot q \cdot b(z) \cdot (\alpha_0 + \varphi(z)), \quad (12.6.2)$$

де α_0 – кут атаки кореневого перерізу крила,

$\varphi(z)$ – кут пружного закручування;

q – швидкісний напір.

У положенні рівноваги приріст енергії деформації, викликаний малими можливими переміщеннями, має дорівнювати можливій роботі погонного крутного моменту.

На підставі принципу можливих переміщень $\delta\Pi = \delta A$, можлива робота діючих сил йде на зміни потенційної енергії деформації.

Потенційна енергія кручення консолі крила:

$$\Pi = \frac{1}{2} \int_0^{l_k} GJ_{кр}(z) \cdot (\varphi'(z))^2 dz, \quad (12.6.3)$$

$$\delta A = \int_0^{l_k} M_{кр}(z) \cdot \delta \cdot \varphi dz.$$

Так як $\delta \Pi = \delta A$, то:

$$k_{11} q_{об.к} = \alpha_0 b_1 + n_y \alpha_1 + b_{11} q_{об.к}, \quad (12.6.4)$$

$$k_{11} = \int_0^{l_k} GJ_{кр}(z) \cdot \varphi'^2 dz;$$

$$\alpha_1 = \int_0^{l_k} m_{II}(z) \cdot \sigma \cdot \varphi_1 dz;$$

$$(12.6.5)$$

$$b_1 = q \int_0^{l_k} C_y^\alpha \cdot b(z) \cdot e \cdot \varphi_1 dz;$$

$$b_{11} = q \int_0^{l_k} C_y^\alpha \cdot b(z) \cdot e \cdot \varphi_1^2 dz,$$

де, в свою чергу,

$$\sigma(z) = x_{ум}(z) - x_{цжс-ф}(z);$$

$$e(z) = x_{цжс-ф}(z) - 0.25 \cdot b(z); \quad (12.6.6)$$

$$x_{цжс-ф}(z) = b(z) \cdot \frac{x_{цжс}}{b(0.1 \cdot l_k)}.$$

У цій роботі $x_{цжс} = 1.4м$ (координата від носика профілю).

З рівняння знаходимо невідому узагальнену координату:

$$q_{об.к} = \frac{\alpha_0 b_1 + n_y \alpha_1}{k_{11} - b_{11}}. \quad (12.6.7)$$

Оскільки крило скручується, то

$$k_{11} - b_{11} = 0.$$

Сумарна підйомна сила крила:

$$Y_\Sigma = \alpha_0 c_0 + q_{об.к} c_1, \quad (12.6.8)$$

де

$$c_0 = 2q \int_0^{l_k} C_y^\alpha \cdot b(z) dz; \quad c_1 = 2q \int_0^{l_k} C_y^\alpha \cdot \varphi_1 \cdot b(z) dz. \quad (12.6.9)$$

Отримуємо значення кута атаки α_0 :

$$\alpha_0 = n_y \left(G_{\text{ЛА}} - \frac{c_1 a_1}{k_{11} - b_{11}} \right) \left(c_0 + \frac{c_1 b_1}{k_{11} - b_{11}} \right)^{-1} = 0.0995 \text{ рад} = 5.702^\circ. \quad (12.6.10)$$

Визначаємо критичну швидкість дивергенції:

$$V_{\text{див}} = \sqrt{\frac{2q_{\text{див}}}{\rho_H}} = 1421.89 \text{ м/с}. \quad (12.6.11)$$

За результатами розрахунку для розглянутого літака отримано критичну швидкість. $V_{\text{див}} - 1422 \text{ м/с}$. Норми міцності встановлюють співвідношення між критичною швидкістю дивергенції та максимальною швидкістю польоту літака:

$$V_{\text{див}} \geq 1,2V_{\text{max}} \quad (12.6.12)$$

Пружні лінійні та кутові переміщення крила за розмахом показано на малюнках нижче.

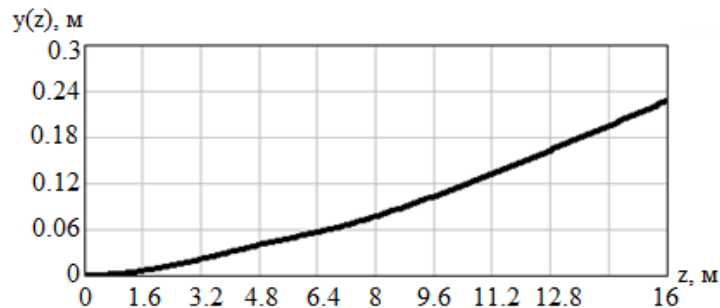


Рис. 12.6.2 - Пружні лінійні переміщення консолі

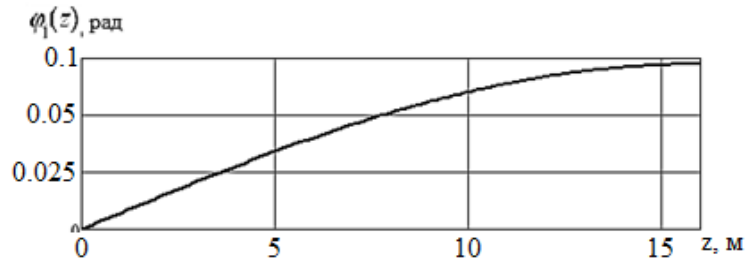


Рис. 12.6.3 - Пружні кутові переміщення консолі

Враховуючи, що максимальна швидкість ЛА $V_{\text{max}} 180 \text{ м/с}$, критична швидкість дивергенції знаходиться поза експлуатаційним діапазоном швидкостей. Безпека літака забезпечена.

12.7 Динамічна аеропружність крила флатер

Явище флатера

Раніше було визначено частоти і форми згинально-крутильних коливань крила в порожнечі. Через відсутність впливу зовнішніх сил коливання відбуваються з постійною амплітудою.

Ситуація зміниться, якщо розглядати коливання крила в потоці повітря. У цьому разі на крилі виникають аеродинамічні сили, які можуть підтримувати коливання (збільшуючи амплітуду), або протидіяти їм. Коливання, що зростають за рахунок енергії потоку, називають коливаннями типу "флатер". Існує кілька видів флатера, ймовірність виникнення яких в експлуатації слід

враховувати під час проектування. У цій роботі буде розглянуто згинально-крутильний флатер крила.

Флатер являє собою коливання крила, що швидко розвиваються, які виникають після відхилення від положення рівноваги внаслідок дії деякого збудника (повітряна яма, різкий рух елерона тощо). Розглянемо принципову схему виникнення флатера (рис. 12.7.1).

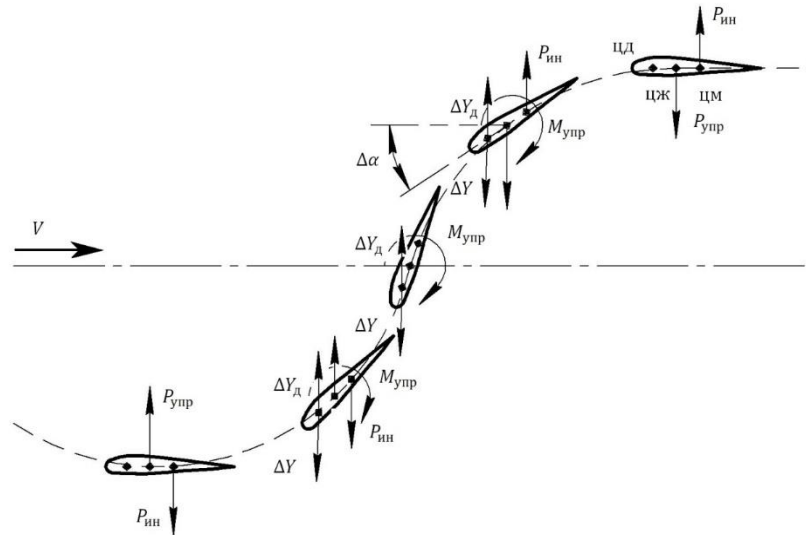


Рис. 12.7.1 - Принципова схема виникнення флатера

Після деякого відхилення крило під дією сили пружності $P_{упр}$ починає прискорений рух до положення рівноваги. У результаті прискореного руху в центрі мас перерізу виникає сила інерції $P_{ин}$. Момент від сили інерції відносно центру жорсткості призводить до повороту перерізу на кут $\Delta\alpha$. У результаті виникають момент пружного опору крученню $M_{упр}$ і приріст підйомної сили ΔY . При цьому аеродинамічна сила, що виникає в результаті коливань, завжди спрямована в бік руху (тобто збільшує амплітуду коливань).

Флатер не відбувається щоразу завдяки тому, що через поперечний рух крила відносно повітря під час коливань виникає демпферна аеродинамічна сила $\Delta Y_д$ спрямована проти руху. З огляду на це критичний стан крила (момент виникнення флатера) залежить від балансу пружних сил, сил інерції та аеродинамічних сил. Аеродинамічні сили залежать від аеродинамічних характеристик крила (перерізу) і швидкості набігаючого потоку. Вважаючи масові, пружні та аеродинамічні характеристики конструкції крила відомими, критерієм настання флатеру (як і в разі дивергенції) є швидкість набігаючого потоку (повітряна швидкість ЛА). Розглянемо визначення критичної швидкості згинально-крутильного флатера крила.

Визначення критичної швидкості згинально-крутильного флатера крила

Для визначення критичної швидкості крила, що здійснює в польоті згинально-крутильні коливання, скористаємося загальним методом розв'язання системи з двома ступенями свободи, описаним раніше.

Як і під час знаходження власних коливань, слід уявити прогин і кут закручування крила у вигляді:

$$y(z, t) = f(z) \cdot q_1(t); \quad \varphi(z, t) = \theta(z) \cdot q_2(t). \quad (12.7.1)$$

Численні розрахунки показали, що форма коливань крила в потоці повітря дуже слабо відрізняється від форми власних коливань того самого крила в порожнечі. Тому можна вважати, що функції $f(z)$ і $\theta(z)$ такі самі, як у разі згинальних і крутильних коливань і визначені раніше. Таким чином, функції форм $f(z)$ і $\varphi(z)$ будемо вважати відомими. За таких умов рух крила буде повністю визначено, якщо будуть визначені узагальнені координати - функції часу $q_1(t)$ і $q_2(t)$. Як і раніше для їх знаходження скористаємося рівняннями Лагранжа другого роду.

$$\begin{aligned} C_{11}q_y''(t) + C_{12}q_\varphi''(t) + a_{11}q_y(t) &= Q_1 \\ C_{21}q_y''(t) + C_{22}q_\varphi''(t) + a_{22}q_\varphi(t) &= Q_2 \end{aligned} \quad (12.7.2)$$

Коефіцієнти квадратичної форми, що визначає кінетичну енергію системи, що коливається, C_{11}, C_{12}, C_{22} , а також коефіцієнти квадратичної форми, що визначає потенційну енергію крила, яке здійснює пружні коливання a_{11}, a_{12}, a_{22} , були визначені раніше.

Таким чином залишається визначити узагальнені сили системи. Для даної задачі значення узагальнених сил має вигляд:

$$\begin{aligned} Q_1 &= \sum \left(P_{xi} \frac{\partial x_i}{\partial q_1} + P_{yi} \frac{\partial y_i}{\partial q_1} + P_{zi} \frac{\partial z_i}{\partial q_1} \right); \\ Q_2 &= \sum \left(P_{xi} \frac{\partial x_i}{\partial c} + P_{yi} \frac{\partial y_i}{\partial q_2} + P_{zi} \frac{\partial z_i}{\partial q_2} \right). \end{aligned} \quad (12.7.3)$$

У цих рівняннях P_{xi}, P_{yi}, P_{zi} компоненти зовнішніх (аеродинамічних) сил, що діють в i -той точці системи, з координатами x_i, y_i, z_i . Підсумовування поширюється по всіх точках системи.

Скористаємося рівнянням спільних коливань, отриманим раніше:

$$A\omega_c^4 + B\omega_c^3 + C\omega_c^2 + D\omega_c + E = 0 \quad (12.7.4)$$

У разі дії набігаючого потоку коефіцієнти рівняння визначимо як:

$$\begin{aligned} A &= A_1 \\ B &= B_1 V \\ C &= C_2 + C_2 V^2 \\ D &= D_1 V + D_2 V^3 \\ E &= E_1 + E_2 V^2 \end{aligned} \quad (12.7.5)$$

Тут постійні A_1, B_1, E_1 не залежать від швидкості польоту і мають такі значення:

$$\begin{aligned}
A_1 &= C_{11}C_{22} - C_{12}C_{21} \\
B_1 &= d_{11}C_{22} + C_{11}d_{22} - C_{12}d_{21} - C_{12}d_{12} \\
C_1 &= C_{11}a_{22} + a_{11}C_{22} \\
D_1 &= d_{11}a_{22} + a_{11}d_{22} \\
E_1 &= a_{11}a_{22} \\
C_2 &= c_{11}b_{22} - b_{12}c_{21} + d_{11}d_{23} - d_{12}d_{21} \\
D_2 &= d_{11}b_{22} - b_{12}d_{21} \\
E_2 &= a_{11}b_{22}
\end{aligned} \tag{12.7.6}$$

Складаємо тепер рівняння, що визначає критичну швидкість. Підставляючи в нього значення A_1, B_1, \dots, E_2 , прийдемо до рівняння:

$$LV^4 + MV^3 + N = 0, \tag{12.7.8}$$

де

$$\begin{aligned}
L &= B_1C_2D_2 - D_2^2A_1; \\
M &= B_1C_2D_1 + B_1C_1D_2 - B_1^2E_2 - 2D_1D_2A_1; \\
N &= B_1C_1D_1 - B_1^2E_1 - D_1^2A_1
\end{aligned} \tag{12.7.9}$$

Проведено розрахунок критичної швидкості флатера за цією методикою для розглянутого літака прототипу. Критична швидкість набігаючого потоку склала $V_{\text{фл}} - 569$ м/с.

З огляду на стріловидність крила, критична швидкість ЛА:

$$V_{\text{фл ЛА}} = \frac{V_{\text{фл}}}{\cos\chi} = 569 \text{ м/с}. \tag{12.7.10}$$

Враховуючи, що максимальна швидкість ЛА - 180 м/с, критична швидкість флатера перебуває поза експлуатаційним діапазоном швидкостей. Безпека літака забезпечена.

Реакція пружної конструкції на вплив атмосферної турбулентності залежить від власних динамічних характеристик конструкції (частот і форм власних коливань) і виду зовнішнього впливу.

Під час дослідження динамічної реакції конструкції на дію атмосферної турбулентності достатньо утримувати кілька нижчих тонів пружних коливань.

Наявність великих зосереджених мас на крилі в зонах великих прискорень, викликаних пружними коливаннями, може призвести до значного динамічного навантаження конструкції.

Також у роботі розглянуто такі небезпечні явища аеропружності, як згинально-крутильний флатер і дивергенція. Розглянуто методи визначення амплітудно-частотних характеристик (АЧХ) і критичних параметрів - швидкості набігаючого потоку.

Чисельними методами визначено частоти і форми спільних згинально-крутильних коливань крила літака прототипу. Розраховано критичні швидкості дивергенції та флатера для спроектованого раніше крила. Встановлено, що ці швидкості значно перевищують максимальну експлуатаційну швидкість. Таким чином, можливість виникнення згинально-крутильного флатера і дивергенції можна вважати вкрай малоімовірною.

Розглянуто вплив деяких конструкційних параметрів на величину критичних швидкостей. Основним параметром, що має найбільший вплив, є крутильна жорсткість крила. Тому, для літаків, що літають із високими швидкостями під час проектування слід прагнути до збільшення крутильної жорсткості (збільшення товщини обшивки, застосування додаткових стінок). Значний вплив має також положення осі жорсткості та лінії центрів ваги перерізів.

Основним параметром, що має найбільший вплив на виникнення таких явищ, є крутильна жорсткість крила. Тому, для літаків, що літають із високими швидкостями, під час проектування слід прагнути до збільшення крутильної жорсткості.

Оскільки на різних висотах параметри набігаючого потоку різні, необхідно нормувати швидкості польоту на всьому експлуатаційному діапазоні висот.

ВИСНОВКИ

У роботі було визначено межі допустимих швидкостей і перевантажень у польоті для літака типу Ан-74ТК-300, побудовано оригінальні польотних режимів.

Визначено навантаження, що діють на крило і шасі літака. Проведено проєктувальні розрахунки конструкції крила і шасі на заданий ресурс за профілем типового польоту. Створено модель спрямленої консолі крила методом скінченних елементів.

Проведено дослідження залежності ресурсу конструкції крила літака від різних профілів польотів при змішаній експлуатації.

Виконано перевірочні розрахунки крила методами скінченних елементів і редуційних коефіцієнтів.

Проведено розрахунки навантаження елерона крила, створено модель його конструкції за допомогою МКЕ.

Проведено дослідження аеропружних характеристик крила. Зокрема, визначено основні масово-інерційні та жорсткісні характеристики крила, динамічні характеристики, реакцію літака на дію атмосферної турбулентності. Також досліджено статичну та динамічну аеропружність крила. Визначено критичні швидкості флатера та дивергенції.

Поведено розрахунок собівартості крила літака.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Авіаційні правила АП-25.
2. Літак Ан-74ТК300. Стандартна специфікація : навчальний посібник для студентів вищих навчальних закладів : гриф МОН України / О. Г. Гребеніков, П. О. Ключев, В. М. Король, О. К. М'ялиця [та ін.]; М-во освіти і науки України, Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського "Харківський авіаційний інститут", Харківський авіаційний інститут ім. М. Є. Жуковського. М. Є. Жуковського "Харк. авіац. ін-т". - Х. - Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського "Харк. авіац. ін-т". М. Є. Жуковського "Харк. авіац. ін-т", 2004. - 277 с. - 966-662-082-0 . - 30,00
3. Рябченко В. М. Розрахунок навантажень на літальний апарат: навч. посіб. / В. М. Рябченко, А. О. Кирпикін. - Х.: Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського. М. Є. Жуковського "Харк. авіац. ін-т", 2009. - 55 с.
4. Розрахунок на міцність крила великого подовження: Навч. посібник / Л. А. Євсєєв. - Х.: Харк. авіац. ін-т, 1985. - 106 с.
5. Скінченно-елементне моделювання авіаційних конструкцій у програмному комплексі MSC NASTRAN: метод. вказівки / укл. [А.С. Кузнецов та ін.]. - Самара : Вид-во Самар. держ. аерокосм. ун-ту, 2010. - 69с.
6. Розрахунок шасі літака на міцність: Навч. посібник / Л. А. Євсєєв, К. В. Миронов, П. А. Фомічев. - Харків Харк. авіац. ін-т, 1988. - 100 с.
7. Обґрунтування довговічності конструкції транспортного літака при багатоцільовому застосуванні за результатами ресурсних і льотних випробувань. 2012 П.А. Фомічев, В.І. Клепцов. І Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського. М.Є. Жуковського "ХАІ", ТАНТК ім. Г.М. Берієва
8. Динамічна реакція крила літака на дію атмосферної турбулентності [Текст] : навчальний посібник / В. М. Онищенко. - Х. : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського "Харк. М. Є. Жуковського "Харк. авіац. ін-т", 2015. - 76 с.
9. Стригунов, В.І. Розрахунок літака на міцність. - М.: Машинобудування, 1984. 376 с.
10. Флатер. Гроссман Є. П. Праці ЦАГІ. Випуск 284 - Видання ЦАГІ 1937. - 247 с
11. Розрахунок літака на міцність : навчальний посібник для ВНЗ / С. Н. Кан, І. А. Свердлов 5-е видавн., перероб. и доп. - М.: Машинобудівн., 1966. - 520 с.
12. Кузнецов О.А. Динамічні навантаження на літак. -М.: Видавництво фізико-математичної літератури (Фізматліт), 2008. - 264 с.

13. Бісплінгхофф Р.Л., Ешлі Х., Халфмен Р.Л. Аеропружність. - М.: видав-во іноземної літератури, 1958. - 801 с.

ДОДАТОК А

Результати розрахунків РОЗДІЛ 4

Таблиця А. 1.1 - Значення циркуляції та погонного повітряного

навантаження

№ перерізу	z	$\Gamma_{пл}$	$\Delta\Gamma_{45}$	$\Delta\Gamma_{14}$	Γ	$q_y^B(z), H/m$
0	0	1.3435	-0.2350	-0.07311	1.27039	36624.5
1	0.1	1.3298	-0.1750	-0.05444	1.27536	36767.7
2	0.2	1.2908	-0.1230	-0.03827	1.25253	36109.8
3	0.3	1.2228	-0.0720	-0.0224	1.2004	34606.8
4	0.4	1.1484	-0.0250	-0.00778	1.14062	32883.4
5	0.5	1.0570	0.0250	0.00778	1.06478	30696.9
6	0.6	0.9571	0.0730	0.02271	0.97981	28247.3
7	0.7	0.8538	0.1110	0.03453	0.88833	25610.1
8	0.8	0.7430	0.1350	0.042	0.785	22631.1
9	0.9	0.6090	0.1400	0.04356	0.65256	18812.8
10	0.95	0.4593	0.1250	0.03889	0.49819	14362.5
11	1	0	0	0	0	0

Таблиця А.1.2 - Результати розрахунку погонного навантаження від ваги палива

№ перерізу	z	$b(z), m$	$b_{л}(z), m$	$H1, m$	$H2, m$	S_6, m^2	$q_y^T(z), H/m$
0	0	4.6	1.84	0.6601	0.5391	1.103	3979.09
1	0.1	4.3	1.72	0.61705	0.5039	0.964	3719.58
2	0.2	4	1.6	0.574	0.4688	0.834	3460.07
3	0.3	3.7	1.48	0.53095	0.4336	0.714	3200.57
4	0.4	3.4	1.36	0.4879	0.3985	0.603	2941.06
5	0.5	3.1	1.24	0.4449	0.3633	0.501	2681.56
6	0.6	2.8	1.12	0.4018	0.3282	0.409	2422.05
7	0.7	2.5	1.0	0.3588	0.2930	0.326	2162.55
8	0.8	2.2	0.88	0.3157	0.2578	0.252	1903.04
9	0.9	1.9	0.76	0.27265	0.2227	0.188	1643.54
10	0.95	1.75	0.7	0.2511	0.2051	0.159	0.0
11	1	1.6	0.64	0.2296	0.1875	0.0	0.0

Таблиця А.2.2 - Результати розрахунку сумарного погонного навантаження

№ перерізу	z	q _в , Н/м	q _v ^T (z), Н/м	q _v ^{KP} (z), Н/м	q _Σ (z), Н/м
0	0	36624.5	3979.09	4263.2	28832.2
1	0.1	36767.7	3719.58	3985.17	29063
2	0.2	36109.8	3460.07	3707.13	28942.5
3	0.3	34606.8	3200.57	3429.1	27977.1
4	0.4	32883.4	2941.06	3151.06	26791.3
5	0.5	30696.9	2681.56	2873.03	25142.3
6	0.6	28247.3	2422.05	2594.99	23230.3
7	0.7	25610.1	2162.55	2316.96	21130.6
8	0.8	22631.1	1903.04	2038.92	18689.1
9	0.9	18812.8	1643.54	1760.89	15408.3
10	0.95	14362.5	0.0	1621.87	12740.6
11	1	0.0	0.0	0.0	0.0

Таблиця А.2.3 - Результати розрахунку поперечної сили

№ перерізу	z	Δz	ΔQ, Н	Q, Н	Q _{об} , Н	ΣQ, Н
0	0	1.6	45956.1	384194	27213.3	373315,8
1	0.1	1.6	46404.4	338238	27213.3	327359,6
2	0.2	1.6	45535.7	291833	27213.3	280955,2
3	0.3	1.6	43814.7	246297	27213.3	235419,5
4	0.4	1.6	41546.9	202483	–	202482,8
5	0.5	1.6	38698.1	160936	–	160935,9
6	0.6	1.6	35488.7	122238	–	122237,8
7	0.7	1.6	31855.7	86749.1	–	86749,1
8	0.8	1.6	27278	54893.4	–	54893,35
9	0.9	1.6	22519.2	27615.4	–	27615,4
10	0.95	0.8	5096.24	5096.24	–	5096,241
11	1	0.8	0.0	0.0	–	0

Таблиця А.2.4 - Результат розрахунку згинальних моментів за розмахом

№ перерізу	z	Δz	ΔM, Нм	M	Q _{об} , Н	ΣM, Н·м
0	0	1.6	577945	2763523	52214,4	2711308
1	0.1	1.6	504057	2185578	34809,6	2150768
2	0.2	1.6	430505	1681521	17404,8	1664116
3	0.3	1.6	359024	1251016	0	1251016
4	0.4	1.6	290735	891992	–	891992,2
5	0.5	1.6	226539	601257	–	601257,3
6	0.6	1.6	167190	374718	–	374718,3
7	0.7	1.6	113314	207529	–	207528,8
8	0.8	1.6	66007	94214.8	–	94214,81

Продовження таблиці А.2.4.

№ перерізу	z	Δz	ΔM , Нм	M	Q_{oe} , Н	ΣM , Н·м
9	0.9	1.6	26169.3	28207.8	–	28207,81
10	0.95	0.8	2038.5	2038.5	–	2038,497
11	1	0.8	0.0	0.0	–	0

Таблиця А.2.5 - Результати розрахунку погонного приведеного моменту

№ перерізу	z	m_z^e , Н/м	m_z^{sp} , Н/м	m_z^T , Н/м	e , м	d , м	a_T , м	Σm_z , Н/м
0	0	42118.19	7844.29	8236.71	1.150	1.84	2.070	58199,19
1	0.1	43937.4	7332.71	7643.74	1.195	1.84	2.055	58913,85
2	0.2	44776.09	6821.12	7058.55	1.240	1.84	2.040	58655,77
3	0.3	44469.71	6309.54	6481.15	1.285	1.84	2.025	57260,4
4	0.4	43734.96	5797.95	5911.54	1.330	1.84	2.010	55444,45
5	0.5	42208.21	5286.37	5349.71	1.375	1.84	1.995	52844,28
6	0.6	40111.22	4774.79	4795.66	1.420	1.84	1.980	49681,67
7	0.7	37518.79	4263.20	4249.40	1.465	1.84	1.965	46031,39
8	0.8	34172.90	3751.62	3710.93	1.510	1.84	1.950	41635,45
9	0.9	29253.85	3240.03	3180.24	1.555	1.84	1.935	35674,13
10	0.95	22656.80	2984.24	0.0	1.577	1.84	0.0	25641,04
11	1	0.0	0.0	0.0	1.6	1.84	0.0	0

Таблиця А.2.6 - Результати розрахунку наведеного моменту і точки прикладання рівнодіючої поперечної сили

№ перерізу	z	$\Delta M_{пр}$, Н/м	$M_{пр}$, Н/м	a_Q
0	0	93690,43	787982,4	2,110766
1	0.1	94055,69	694291,9	2,120884
2	0.2	92732,94	600236,2	2,136413
3	0.3	90163,88	507503,3	2,15574
4	0.4	86630,98	436511,9	2,155798
5	0.5	82020,77	349880,9	2,174039
6	0.6	76570,45	267860,1	2,191303

Продовження таблиці А.2.6

№ перерізу	z	$\Delta M_{пр}$, Н/м	$M_{пр}$, Н/м	a_{ρ}
7	0.7	70133,47	191289,7	2,205091
8	0.8	61847,66	121156,2	2,20712
9	0.9	49052,14	59308,56	2,147662
10	0.95	10256,42	10256,42	2,012545
11	1	0	0	0

ДОДАТОК Б

Результати розрахунків РОЗДІЛ 6

Таблиця Б.6.1 - Вихідні числові параметри

Параметр	z=0,1	z=0,4
Ширина кесону, мм	1735	1367
Будівельна висота лонжерона 1, мм	617	488
Будівельна висота лонжерона 2, мм	504	398
Матеріал полиць і стінок лонжеронів	Д16чТ	
Площа верхньої полиці переднього лонжерона, см ²	23,8	11,04
Площа нижньої полиці переднього лонжерона, см ²	34	21,4
Площа верхньої полиці заднього лонжерона, см ²	15,9	7,3
Площа нижньої полиці заднього лонжерона, см ²	22,7	14,3
Товщина стінки лонжерона 1, мм	3,5	2,5
Товщина стінки лонжерона 2, мм	3	2
Матеріал обшивки	Д16аТ	
Товщина обшивки верхньої панелі, мм	5	3,5
Товщина обшивки нижньої панелі, мм	7	5
Крок стрингерів, мм	200	
Профіль стрингера верхньої панелі	Д16-Т-ПР102-23	Д16-Т- ПР102-13
Профіль стрингера нижньої панелі	Д16-Т- ПР100-15	Д16-Т- ПР100-42
Крок нервюр, мм	700	

ДОДАТОК В

Результати розрахунків РОЗДІЛ 7

Таблиця В.7.1 Результат розрахунку програми "KRYLO" для спроектованих перерізів

Переріз із координатою $z = 0.1$

ЗАГАЛЬНІ ДАНІ	M	XI	YI	РЕДУЦИР. . .	ТОВЩИНИ
				FI	
.7100E+11	21	.0000	.0000	.1600E-02	.0032
-.5500E+09	4	.8645	.3681	.2387E-02	.0048
-.4163E+09	3	1.0055	.3726	.1162E-02	.0048
.3226E+07	4	1.1944	.3813	.1162E-02	.0048
.0000E+00	2	1.3832	.3814	.1162E-02	.0048
.0000E+00	21	1.5733	.3758	.1162E-02	.0048
.4910E+06	11	1.7628	.3691	.1162E-02	.0048
.0000E+00	12	1.9527	.3544	.1162E-02	.0048
.3700E+00		2.1427	.3401	.1162E-02	.0048
		2.3327	.3247	.1162E-02	.0040
		2.5790	.3125	.1593E-02	.0126
		2.5793	-.1561	.2270E-02	.0126
		2.3566	-.1774	.4277E-03	.0126
		2.1665	-.1910	.4277E-03	.0126
		1.9767	-.2011	.4277E-03	.0126
		1.7866	-.2112	.4277E-03	.0126
		1.5968	-.2170	.4277E-03	.0126
		1.4068	-.2210	.4277E-03	.0126
		1.2170	-.2233	.4277E-03	.0126
		1.0271	-.2218	.4277E-03	.0091
		.8617	-.2103	.3403E-02	.0056
MX= .32230E+07 MY= .13875E+06 NZ= .00000E+00 IX= .30503E-03					
IY= .27986E-02 FS= .44721E-02 Ітерацій- 29					

НАПРУЖЕННЯ	ГОЛОВНІ	ЦЕНТРАЛЬНІ	РЕДУКЦІЙНІ
ДІЙСНІ	X	Y	КОЕФІЦІЄНТИ
-.2889E+09	-.1306E+01	-.1313E+00	.3843
-.3192E+09	-.4579E+00	.2737E+00	.2345
-.3212E+09	-.3172E+00	.2842E+00	.2317
-.3245E+09	-.1289E+00	.3010E+00	.2316
-.3259E+09	.5976E-01	.3093E+00	.2117
-.3263E+09	.2499E+00	.3118E+00	.1757
-.3264E+09	.4395E+00	.3133E+00	.0528
-.3249E+09	.6299E+00	.3068E+00	.0562
-.3235E+09	.8203E+00	.3007E+00	.0601
-.3218E+09	.1011E+01	.2934E+00	.0653
-.3213E+09	.1257E+01	.2918E+00	.0718
.3014E+09	.1278E+01	-.1763E+00	.2263
.3064E+09	.1056E+01	-.2072E+00	.2502
.3066E+09	.8670E+00	-.2289E+00	.2602
.3061E+09	.6778E+00	-.2472E+00	.2628
.3067E+09	.4883E+00	-.2655E+00	.2654
.3002E+09	.2989E+00	-.2794E+00	.2593
.3025E+09	.1092E+00	-.2916E+00	.2493
.3045E+09	-.8028E-01	-.3020E+00	.2352
.3060E+09	-.2701E+00	-.3087E+00	.2117
.3056E+09	-.4358E+00	-.3043E+00	.1633

Переріз із координатою $z = 0.4$

ЗАГАЛЬНІ ДАНІ	M	XI	YI	РЕДУЦІР. ТОВЩИНИ FI	.0028
.7100E+11	17	.0000	.0000	.1000E-03	.0042
-.5500E+09	4	.6752	.2924	.1104E-02	.0042
-.4129E+09	3	.8649	.2997	.8739E-03	.0042
.1338E+07	4	1.0540	.3031	.8739E-03	.0042
.0000E+00	2	1.2434	.2988	.8739E-03	.0042
.0000E+00	17	1.4331	.2894	.8739E-03	.0042
.3037E+06	8	1.6228	.2754	.8739E-03	.0042
.0000E+00	9	1.8123	.2555	.8739E-03	.0032
.1946E+00		2.0390	.2371	.7366E-03	.0090
		2.0382	-.1235	.1428E-02	.0090
		1.8345	-.1428	.2794E-03	.0090
		1.6445	-.1552	.2794E-03	.0090
		1.4546	-.1655	.2794E-03	.0090
		1.2647	-.1725	.2794E-03	.0090
		1.0748	-.1761	.2794E-03	.0090
		.8849	-.1769	.2794E-03	.0065
		.6722	-.1656	.2241E-02	.0048

MX= .13339E+07 MY=-.10493E+06 NZ= .00000E+00 IX= .69985E-04
 IY= .48537E-03 FS= .16583E-02 Ітерацій- 27

НАПРУЖЕННЯ ДІЙСНІ	ГОЛОВНІ X	ЦЕНТРАЛЬНІ y	РЕДУКЦІЙНІ КОЕФІЦІЄНТИ
-.2946E+09	-.1262E+01	.9917E-01	.1004
-.3850E+09	-.5657E+00	.3377E+00	.0724
-.3830E+09	-.3760E+00	.3301E+00	.0713
-.3796E+09	-.1872E+00	.3187E+00	.0714
-.3734E+09	.1239E-02	.2995E+00	.0740
-.3653E+09	.1896E+00	.2753E+00	.0788
-.3555E+09	.3776E+00	.2465E+00	.0867
-.3435E+09	.5650E+00	.2118E+00	.1014
-.3311E+09	.7896E+00	.1756E+00	.1233
.3071E+09	.7605E+00	-.1838E+00	.1598
.3060E+09	.5559E+00	-.1870E+00	.1992
.3059E+09	.3655E+00	-.1845E+00	.2197
.3057E+09	.1754E+00	-.1799E+00	.2344
.3055E+09	-.1449E-01	-.1720E+00	.2414
.3052E+09	-.2041E+00	-.1607E+00	.2409
.3057E+09	-.3935E+00	-.1466E+00	.2344
.3064E+09	-.6046E+00	-.1186E+00	.1981

ДОДАТОК Д
Результати розрахунків РОЗДІЛ 8

Таблиця Д.1.1 - Зусилля в елементах фітінгів

ФІТИНГИ					
Номер болта	Номер елемента	Зусилля P _x , Н	Зусилля P _y , Н	Суммарне зусилля	Відносна похибка, %
1	22796	-2901,6	-127,037	2904,379617	0,0057
2	22799	-3403,34	167,8635	3407,477265	
3	22802	-4445,54	396,9906	4463,230604	
4	22805	4042,524	436,939	4066,068861	
5	22808	3681,314	-19,0475	3681,363277	
6	22811	4225,852	-8,32862	4225,860207	
7	22814	-2768,44	-17,8115	2768,497297	
8	22817	-3259,06	-291,276	3272,050396	
9	22820	-4218,22	-523,267	4250,551531	
10	22823	2874,463	-307,365	2890,849491	
11	22826	2603,287	-147,591	2607,467413	
12	22829	3568,783	439,9324	3595,796521	
13	22832	-1087,63	-153,811	1098,45202	0,0256
14	22835	-1244,2	135,8796	1251,597741	
15	22838	-1531,86	378,65	1577,964157	
16	22841	595,9088	184,9419	623,9477577	
17	22843	1009,97	49,28291	1011,1717	
18	22845	1871,779	-259,737	1889,714247	
19	22847	-809,238	-130,99	819,7710173	
20	22850	-994,638	-35,6848	995,277929	
21	22853	-1313,61	52,9809	1314,677986	
22	22856	659,8234	-106,116	668,3019712	
23	22858	1016,228	-66,3914	1018,394406	
24	22860	1827,488	-49,0027	1828,144867	
25	22862	-2562,82	-78,3074	2564,016069	0,0439
26	22865	-3007,04	110,9957	3009,087836	
27	22868	-3992,52	214,1561	3998,25947	
28	22871	3670,123	429,0943	3695,121751	
29	22874	3406,675	-61,5036	3407,230143	
30	22877	4015,128	-102,441	4016,434615	

Продовження Таблиці Д.1.1

ФІТИНГИ					
Номер болта	Номер елемента	Зусилля R_x , Н	Зусилля R_y , Н	Суммарне зусилля	Відносна похибка, %
31	22880	-2622	14,43947	2622,04	
32	22883	-3047,74	-326,053	3065,131	
33	22886	-3949,78	-630,856	3999,843	
34	22889	2526,541	-106,006	2528,764	
35	22892	2306,581	33,19194	2306,82	
36	22895	3256,896	503,2916	3295,554	
37	22898	-889,334	41,8638	890,3188	0,0058
38	22901	-1023,16	31,8916	1023,657	
39	22904	-1303,96	-28,0672	1304,262	
40	22907	717,4228	219,3913	750,2186	
41	22909	1104,964	108,6415	1110,292	
42	22911	1967,908	-45,1389	1968,426	
43	22913	-1061,73	72,32202	1064,19	
44	22916	-1244,92	-140,097	1252,778	
45	22919	-1558,15	-345,302	1595,953	
46	22922	537,1032	-79,8965	543,0132	
47	22924	949,5366	-19,3052	949,7328	
48	22926	1804,344	183,6978	1813,671	
49	22928	-2703,79	-112,914	2706,147	
50	22931	-3116,45	137,5297	3119,483	
51	22934	-4124,76	198,4405	4129,531	
52	22937	4046,606	519,3412	4079,796	
53	22940	3786,411	-62,5652	3786,928	
54	22943	4433,325	-226,862	4439,126	
55	22946	-2468,5	69,75233	2469,485	
56	22949	-3043,18	-203,871	3050,001	
57	22952	-4128,71	-662,614	4181,543	
58	22955	2965,714	160,652	2970,062	
59	22958	2670,676	281,0691	2685,426	
60	22961	3599,327	664,6353	3660,177	

Таблиця Д.1.2 - Зусилля в елементах стрингерів

СТРИНГЕРИ										
№ болта	№ елемента	P_x, H	P_y, H	P_{Σ}, H	F_0, H	F_k, H	$\Delta, \%$			
4	22805 22806	9507,5	1939,1	9703,2	47268	47952,12	0,677			
5	22808 22809	8397,9	1323,7	8501,6						
6	22811 22812	8665,4	2091,8	8914,3						
10	22823 22824	7162,7	1367,9	7292,1						
11	22826 22827	6304,5	1520,7	6485,3						
12	22829 22830	7590,1	2699,1	8055,7						
28	22871 22872	9379	865,5	9418,8				47268	47818,98	0,39
29	22874 22875	8652,6	102,5	8653,2						
30	22877 22878	9304,6	186,6	9306,5						
34	22889 22890	6767,7	532,3	6788,6						
35	22892 22893	6082,4	510,7	6103,8						
36	22895 22896	4141,6	1238,5	7544						
52	22937 22938	9695,1	1024,5	9749	47268	48154,23	1,09			
53	22940 22941	8927,8	1384,6	9034,6						
54	22943 22944	9571,7	2052,6	9789,3						
58	22955 22956	6787	666,4	6819,7						
59	22958 22959	5790	969,4	5870,6						
60	22961 22962	6856,3	1808,7	7090,9						

Як видно, похибка обчислень становить 1%, що припустимо при цьому типі розрахунку.

Таблиця Д.1.3 – Зусилля в елементах нервюри

НЕРВЮРА				
№ болта	№ елемента	Рх, Н	Рy, Н	РΣ, Н
1	22796	3907,5	425,1	3930,55
	22797			
2	22799	6165,4	915	6232,96
	22800			
3	22802	8907,8	1662	9061,57
	22803			
7	22814	3674,1	208,2	3679,99
	22815			
8	22817	5707,2	695,6	5749,45
	22818			
9	22820	8215,4	1123	8291,78
	22821			
13	22832	1668	187,2	1678,51
	22833			
14	22835	2665,2	167,7	2670,46
	22836			
15	22838	3766,4	566,5	3808,77
	22839			
19	22847	1402,2	311,1	1436,34
	22848			
20	22850	2371,5	329,3	2394,24
	22851			
21	22853	3552,5	429,7	3578,39
	22854			
25	22862	3351,9	123,6	3354,2
	22863			
26	22865	5117,9	133	5119,63
	22866			
27	22868	7469,5	239,4	7473,36
	22869			
31	22880	2422,4	446,6	2463,28
	22881			
32	22883	5121,1	463,7	5142,05
	22884			
33	22886	7417,4	946,3	7477,52
	22887			
37	22898	1490,8	272,1	1515,46
	22899			

Продовження Таблиці Д.1.3

НЕРВІЮРА				
№ болта	№ елемента	Рх, Н	Рy, Н	РΣ, Н
38	22901	2422,4	446,6	2463,28
	22902			
39	22904	3502,7	579,6	3550,31
	22905			
43	22913	1638,5	86,37	1640,8
	22914			
44	22916	2630,1	283,5	2645,33
	22917			
45	22919	3806,4	718	3873,51
	22920			
49	22928	3653,2	381,3	3673,05
	22929			
50	22931	5564,5	732,5	5612,49
	22932			
51	22934	8227,4	1104	8301,22
	22935			
55	22946	3577,4	475,8	3608,95
	22947			
56	22949	5880,1	1205	6002,24
	22950			
57	22952	8700	2261	8989,12
	22953			

Таблиця Д.1.4 – Зусилля в елементах накладки

НАКЛАДКА				
№ болта	№ елемента	Рх, Н	Рy, Н	РΣ, Н
1	22798	196,93	-57,9	205,27
2	22801	356,74	-119,4	376,18
3	22804	250,94	-117,5	277,08
4	22807	-2875,2	-223,7	2883,9
5	22810	-3523,1	-160,3	3526,7
6	22813	-4465,8	123,72	4467,5
7	22816	103,48	109,67	150,78
8	22819	120,55	108,72	162,33
9	22822	-65,336	44,02	78,782
10	22825	-2833,8	-92,97	2835,3
11	22828	-3415,8	-152,6	3419,2
12	22831	-4411,8	-337,5	4424,6
13	22834	-21,34	-124,9	126,75
14	22837	-104,78	-191,4	218,18

Продовження таблиці Д.1.4

НАКЛАДКА				
№ болта	№ елемента	P _x , Н	P _y , Н	P _Σ , Н
15	22840	-266,16	-191	327,62
16	22842	-1266,9	-34,81	1267,4
17	22844	-1846,7	106,44	1849,8
18	22846	-2867,1	454,13	2902,8
19	22849	-22,545	62,536	66,476
20	22852	-65,934	82,237	105,41
21	22855	-252,63	83,983	266,22
22	22857	-1260,6	218,76	1279,5
23	22859	-1786,1	216,13	1799,1
24	22861	-2747,1	140,48	2750,7
25	22864	43,095	-91,95	101,55
26	22867	44,794	-109,8	118,58
27	22870	-175,62	-97,12	200,68
28	22873	-3113,8	-204	3120,4
29	22876	-3675,2	-70,69	3675,9
30	22879	-4514,2	164,72	4517,2
31	22822	-65,336	44,02	78,782
33	22888	-225,55	116,45	253,84
34	22891	-2713	-81,93	2714,3
35	22894	-3279,3	-143	3282,4
36	22897	-4275,8	-447,7	4299,1
37	22900	-31,716	-42,6	53,111
38	22903	-85,921	-41,62	95,472
39	22906	-275,71	-34,7	277,88
40	22908	-1252,1	-196,5	1267,4
41	22910	-1770,8	-228,9	1785,5
42	22912	-2703,8	-222,7	2713
43	22915	-24,633	141,99	144,11
44	22918	-71,529	229,57	240,45
45	22921	-278,22	237,8	366
46	22923	-1303,3	55,878	1304,5
47	22925	-1831,1	-126	1835,4
48	22927	-2851	-515,4	2897,2
49	22930	110,43	-100,9	149,59
50	22933	184,64	-71,51	198,01
51	22936	-47,542	-3,221	47,651
52	22939	-3138,3	-128,5	3140,9
53	22942	-3747,9	82,701	3748,8
54	22945	-4694,1	265,85	4701,6
55	22948	247,07	76,91	258,77

Продовження таблиці Д.1.4

НАКЛАДКА				
№ болта	№ елемента	Рх, Н	Рy, Н	РΣ, Н
56	22951	467,86	141,41	488,76
57	22954	383,57	124,64	403,31
58	22957	-2341,5	-126,1	2344,9

Таблиця Д.1.5 – Зусилля в елементах обшивки

ОБШИВКА				
№ болта	№ елемента	Рх, Н	Рy, Н	РΣ, Н
1	22797 22798	8905,31	2207,218	9174,767363
2	22800 22801	-3118,8378	-866,52	3236,974843
3	22803 22804	-1202,8275	-355,991	1254,401628
4	22806 22807	8340,15	1725,815	8516,838582
5	22809 22810	8239,64	1464,976	8368,860258
6	22812 22813	-4713,1634	-1382,98	4911,878583
7	22815 22816	8433,06	2596,638	8823,776395
8	22818 22819	7116,98	1525,695	7278,677734
9	22821 22822	-2568,704	-513,012	2619,431434
10	22824 22825	7121,95	1153,528	7214,762534
11	22827 22828	-4062,4664	-643,962	4113,188574
12	22830 22831	-1009,1271	-300,093	1052,802628
13	22833 22834	-4738,849	-713,871	4792,31688
14	22836 22837	-2500,696	-378,929	2529,242509
15	22839 22840	-601,7492	-158,354	622,2364374
16	22841 22842	-2856,69	-155,726	2860,931377

Продовження таблиці Д.1.5

ОБШИВКА				
№ болта	№ елемента	Рх, Н	Рy, Н	РΣ, Н
17	22843 22844	-1862,7988	-219,747	1875,715372
18	22845 22846	-1525,768	-223,144	1541,999132
19	22848 22849	-4574,558	-189,481	4578,480516
20	22851 22852	-2491,509	-460,741	2533,751961
21	22854 22855	-615,5436	-242,668	661,6506699
22	22856 22857	-2802,298	-282,517	2816,50314
23	22858 22859	-1920,4334	-324,875	1947,718769
24	22860 22861	-1442,7848	-375,85	1490,936409
25	22863 22864	9803,68	248,9422	9806,840152
26	22866 22867	8822,63	640,526	8845,850647
27	22869 22870	-832,20088	-137,23	843,4395721
28	22872 22873	8921,1	111,6568	8921,798722
29	22875 22876	-3652,619	-122,373	3654,668345
30	22878 22879	-2155,65622	-131,798	2159,681592
31	22881 22882	8460,47	1182,878	8542,760267
32	22884 22885	-3693,174	-431,875	3718,339665
33	22887 22888	-827,81548	-144,133	840,2695265
34	22890 22891	7055,08	620,508	7082,314875
35	22893 22894	6954,24	508,2645	6972,789024
36	22896 22897	-2099,73109	-288,9	2119,512606

Продовження таблиці Д.1.5

ОБШИВКА				
№ болта	№ елемента	Рх, Н	Рy, Н	РΣ, Н
37	22899 22900	-4671,708	-267,838	4679,379529
38	22902 22903	-1969,4828	-415,931	2012,923582
39	22905 22906	-633,2152	-272,842	689,4957256
40	22907 22908	-2875,744	-337,548	2895,486465
41	22909 22910	-2474,426	-586,206	2542,916037
42	22911 22912	-1485,2096	-456,37	1553,744113
43	22914 22915	-4655,354	-699,119	4707,556475
44	22917 22918	-2526,438	-610,547	2599,164551
45	22920 22921	-601,4274	-156,032	621,3378757
46	22922 22923	-2780,5966	-145,319	2784,391338
47	22924 22925	-1840,4232	-135,774	1845,424663
48	22926 22927	-1456,7014	-373,003	1503,698891
49	22929 22930	9832,51	2091,68	10052,53099
50	22932 22933	8786,73	633,6583	8809,548623
51	22935 22936	-1059,8474	-369,316	1122,350709
52	22938 22939	8889,29	1404,787	8999,605662
53	22941 22942	-4150,1993	-909,255	4248,634914
54	22944 22945	-2632,6784	-666,444	2715,721506
55	22947 22948	7285,14	1412,023	7420,719222
56	22950 22951	6162,86	631,8802	6195,16876

Продовження таблиці Д.1.5

ОБШИВКА				
№ болта	№ елемента	Рх, Н	Рy, Н	РΣ, Н
57	22953 22954	-1356,0184	-482,953	1439,454561
58	22956 22957	6069,44	721,339	6112,154437
59	22959 22960	-4954,906	-1723,33	5246,041046
60	22962 22963	-3304,7951	-1142,18	3496,606204

ДОДАТОК Е

Результати розрахунків РОЗДІЛ 9

Е.1.1 Результати розрахунку ресурсу регулярних зон крила за допомогою програми RESURS

НАВАНТАЖЕННЯ ПІД ЧАС ПОЛЬОТУ В ТУРБУЛЕНТНІЙ АТМОСФЕРІ

Перевантаження і втомне пошкодження крила літака
Ан-74ТК-300
Вихідні дані

Площа крила	99 м ²	Похідна Су по углу атаки	4.725 1/рад			
Злітна вага	37.50 т	Мінімальна вага в типовому польоті	29.47 т			
Висота	10.0 км	швидкість крейсерського польоту	650 км/год			
Час набору висоти,	0.36	крейсерського польоту,	1.66	зниження	0.32	в годинах
Кнад= 4.00	Кеф= 3.00	Напруження при ну=1 и взлетній вазі	82.0 МПа			
Експлуатаційне перевантаження ну= 2.50						

Параметри режимів польоту

j	Висота км	Швидкість км/год	Вага т	Путь км	Час год
1	1.8	426	37.38	29	0.03
2	4.0	460	37.14	32	0.10
3	6.0	497	36.88	41	0.18
4	8.0	539	36.59	49	0.27
5	10.0	650	35.16	377	0.68
6	10.0	650	33.17	377	1.26
7	10.0	650	31.18	377	1.84
8	8.0	598	30.35	38	2.08
9	6.0	546	30.13	35	2.15
10	4.0	494	29.91	32	2.21
11	1.5	429	29.63	41	2.29

Нижня панель крила

Повреждение за один полет для различных скоростей порывов
и режимов полета

W м/сек	d[i,j]*1e8										
	Мінімальна вага в типовому польоті										
0.2	1.6	0.2	0.1	0.1	0.4	0.3	0.2	0.0	0.0	0.1	0.7
0.7	8.7	1.0	0.5	0.4	1.7	1.3	1.0	0.1	0.2	0.4	4.5
1.2	14.4	1.6	0.8	0.5	2.4	2.0	1.6	0.2	0.3	0.7	8.6
1.6	16.7	1.9	0.9	0.6	2.4	2.1	1.8	0.3	0.4	1.0	11.4
2.1	16.3	1.9	0.8	0.5	2.1	1.9	1.7	0.3	0.5	1.1	12.7
2.5	14.4	1.7	0.7	0.4	1.6	1.5	1.4	0.3	0.5	1.2	12.8
3.0	11.8	1.5	0.6	0.3	1.2	1.1	1.1	0.3	0.5	1.1	12.0
3.5	9.3	1.2	0.4	0.2	0.8	0.8	0.8	0.2	0.4	1.1	10.7
3.9	7.0	0.9	0.3	0.2	0.5	0.5	0.6	0.2	0.4	0.9	9.2
4.4	5.1	0.7	0.2	0.1	0.3	0.4	0.4	0.2	0.3	0.8	7.7
4.9	3.7	0.5	0.2	0.1	0.2	0.2	0.3	0.1	0.2	0.7	6.2
5.3	2.6	0.3	0.1	0.0	0.1	0.2	0.2	0.1	0.2	0.6	5.0
5.8	1.8	0.2	0.1	0.0	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.4	3.9
6.3	1.2	0.2	0.0	0.0	0.0	0.1	0.1	0.0	0.1	0.4	3.0
6.7	0.8	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1	0.3	2.3

Пошкодження за типовий політ за режимами польоту

j	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	----	----

dj*1e7 11.7 1.4 0.6 0.4 1.4 1.3 1.1 0.3 0.5 1.2
11.7

Максимально пошкоджувальна швидкість пориву для всіх режимів польоту

і відповідний приріст перевантаження
2.08 м/сек 0.14

Максимально пошкоджувальний режим польоту
висота швидкість польоту вага літака пошкодження за режим
1.50км 429 км/час 29.63т 1.175E-006

Параметри циклу ЗВЗ
надмірне навантаження максимальне и мінімальне напруження циклу
1.33 109.3 МПа -41.0 МПа

Пошкодження за політ
спектр цикл ЗВЗ сумарне
dc= 3.1437E-006 dzvz= 9.3631E-006 Dpol= 1.2507E-005

Параметри інтегрального перевищення прирощень перевантажень за один політ, дальність польоту

c= 0.085 Fo= 41.95 L= 1429 км
Коефіцієнт надійності, ефективний коефіцієнт концентрації напруження
Nнадійн= 4.0 Кеф= 3.00

Ресурс елемента конструкції, напруга в елементі під час перевантаження
ny=1, директивна розрахункова напруга, що забезпечує під час проектування
розрахований ресурс

Tres= 20089 польотів Sn1= 82.0 МПа Sдир= 307.5 МПа

Е 1.2 Результат розрахунку ресурсу нерегулярних зон конструкції крила в програмі RESURS

НАВАНТАЖЕННЯ ПІД ЧАС ПОЛЬОТУ В ТУРБУЛЕНТНІЙ АТМОСФЕРІ

Перевантаження і втомне пошкодження крила літака
An-74TK-300

Вихідні дані

Площа крила 99 м² Похідна Су по углу атаки 4.725 1/рад
Злітна вага 37.50 т Минимальна вага в типовом польоті 29.47 т
Висота 10.1 км швидкість крейсерського польота 650 км/год
Час набору висоти, крейсерського польоту, зниження в годинах
0.36 1.66 0.32
Кнад= 4.00 Кеф= 5.73 Напруженая при nu=1 и злітній вазі 149.9 МПа
Експлуатаційне перевантаження nu= 2.50

j	Параметри режимів польота				
	Висота км	Швидкість км/год	Вага т	Путь км	Час год
1	1.8	426	37.38	29	0.03
2	4.0	460	37.15	32	0.10
3	6.0	496	36.89	40	0.18
4	8.0	538	36.60	48	0.26
5	10.1	650	35.15	379	0.69
6	10.1	650	33.15	379	1.27
7	10.1	650	31.15	379	1.85
8	8.0	596	30.34	38	2.09
9	6.0	544	30.12	35	2.15
10	4.0	493	29.90	31	2.21
11	1.5	429	29.63	41	2.29

Нижня панель крила

Пошкодження за один політ для різних швидкостей поривів
і режимів польоту

W м/сек	d[i,j]*1e8										
0.2	237.3	26.0	13.7	10.7	53.4	40.7	30.4	3.2	4.2	8.6	109.1
0.7	1302.0	145.0	72.5	53.5	252.3	198.7	154.5	18.8	25.8	54.6	668.3
1.2	2242.5	254.3	121.2	84.4	377.9	310.2	249.8	34.9	50.1	109.2	1295.1
1.6	2682.4	309.8	140.5	92.6	393.1	336.3	282.4	45.5	68.2	153.5	1766.9
2.1	2682.1	315.5	136.3	84.9	341.8	304.8	266.8	49.5	77.5	180.5	2015.0
2.5	2408.5	288.5	118.7	69.9	266.9	248.1	226.3	48.3	79.2	190.5	2063.8
3.0	2012.6	245.5	96.2	53.6	193.9	187.9	178.7	44.0	75.3	187.1	1967.0
3.5	1596.8	198.4	74.0	39.0	133.8	135.1	134.0	38.0	68.0	174.6	1780.1
3.9	1218.3	154.1	54.7	27.3	88.7	93.4	96.6	31.5	59.0	156.6	1549.0
4.4	901.3	116.1	39.3	18.5	57.1	62.7	67.5	25.4	49.7	136.2	1307.1
4.9	650.5	85.4	27.5	12.2	35.8	41.0	46.0	19.9	40.8	115.5	1075.8
5.3	459.9	61.5	18.8	7.9	22.0	26.3	30.7	15.3	32.8	96.0	867.5
5.8	319.5	43.5	12.7	5.1	13.3	16.5	20.2	11.6	25.9	78.4	687.5
6.2	218.8	30.3	8.4	3.2	7.9	10.3	13.1	8.6	20.2	63.1	536.9
6.7	147.9	20.9	5.5	2.0	4.7	6.3	8.3	6.4	15.5	50.2	413.9

Пошкодження за типовий політ за режимами польоту

j	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
dj*1e7	1936.5	233.7	95.0	56.8	224.9	202.8	181.9	41.7	73.8	192.0	1931.9

Максимально пошкоджувальна швидкість пориву для всіх режимів польоту і відповідне збільшення перевантаження

2.08 м/сек	0.14
------------	------

Режим польоту, що максимально пошкоджує

висота	швидкість польота	вага літака	пошкодження за режим
1.81км	426 км/час	37.38т	1.937E-004

Параметри циклу ЗВЗ

перегрузка	максимальне и мінімальне напруження цикла
1.33	199.7 МПа -75.0 МПа

Пошкодження за політ

спектр	цикл ЗВЗ	сумарне
dc= 5.1709E-004	dzvz= 1.6764E-003	Dpol= 2.1935E-003

Параметри інтегрального перевищення прирощень перевантажень за один політ, дальність польоту

c= 0.085 Fo= 41.52 L= 1429 км

Коефіцієнт надійності, ефективний коефіцієнт концентрації напружень

Nнадійн= 4.0 Кеф= 5.73

Ресурс елемента конструкції, напруга в елементі під час перевантаження
ny=1,

ирективна розрахункова напруга, що забезпечує під час проектування розрахований ресурс

Tres= 114 польотів Sn1=149.9 МПа Сдир= 562.1 МПа

Е.1.3 Результат розрахунку ресурсу нерегулярних зон конструкції крила, спроектованих за вимогами довговічності та ресурсу, у програмі RESURS

НАВАНТАЖЕННЯ ПРИ ПОЛЕТІ У ТУРБУЛЕНТНІЙ АТМОСФЕРІ

Перевантаження та втомне пошкодження крила літака
Ан-74ТК-300

Вихідні дані

Площа крила 99 м² Похідна Су по кутку атаки 4.725 1/рад

Злітна вага 37.50 т Мінімальна вага у типовому польоті 29.47 т

Висота 10.1 км. швидкість крейсерського польоту 650 км/год

Час набору висоти, крейсерського польоту, зниження годинника
0,36 1,66 0,32

Кнад = 4.00 Кеф = 5.32 Напруга при $n_y = 1$ та злітній вазі 81.7 МПа
Експлуатаційне навантаження $n_y = 2.50$

Параметри режимів польоту

j	Висота км	Швидкість км/час	Вага т	Шлях км	Час час
1	1,8	426	37,38	29 0,03	
2	4,0	460	37,15	32 0,10	
3	6,0	496	36,89	40 0,18	
4	8,0	538	36,60	48 0,26	
5	10,1	650	35,15	379 0,69	
6	10,1	650	33,15	379 1,27	
7	10,1	650	31,15	379 1,85	
8	8,0	596	30,34	38 2,09	
9	6,0	544	30,12	35 2,15	
10	4,0	493	29,90	31 2,21	
11	1,5	429	29,63	41 2,29	

Нижня панель крила

Пошкодження за один політ для різних швидкостей поривів
та режимів польоту

W d[i,j]*1e8
м/сек

0,2	15,6	1,7	0,9	0,7	3,5	2,7	2,0	0,2	0,3	0,6	7,2
0,7	83,7	9,3	4,7	3,4	16,4	13,0	10,1	1,2	1,7	3,6	43,9
1,2	138,4	15,7	7,5	5,2	23,5	19,5	15,8	2,2	3,2	7,0	82,7
1,6	160,9	18,6	8,4	5,6	23,8	20,5	17,4	2,8	4,2	9,5	109,8
2,1	159,0	18,7	8,1	5,0	20,3	18,2	16,1	3,0	4,7	11,0	122,5
2,5	142,8	17,1	7,0	4,1	15,8	14,7	13,4	2,9	4,7	11,4	123,3
3,0	119,3	14,6	5,7	3,2	11,5	11,1	10,6	2,6	4,5	11,1	116,6
3,5	94,7	11,8	4,4	2,3	7,9	8,0	7,9	2,3	4,0	10,3	105,5
3,9	72,2	9,1	3,2	1,6	5,3	5,5	5,7	1,9	3,5	9,3	91,8
4,4	53,4	6,9	2,3	1,1	3,4	3,7	4,0	1,5	2,9	8,1	77,5
4,9	38,6	5,1	1,6	0,7	2,1	2,4	2,7	1,2	2,4	6,8	63,8
5,3	27,3	3,6	1,1	0,5	1,3	1,6	1,8	0,9	1,9	5,7	51,4
5,8	18,9	2,6	0,8	0,3	0,8	1,0	1,2	0,7	1,5	4,7	40,8
6,2	13,0	1,8	0,5	0,2	0,5	0,6	0,8	0,5	1,2	3,7	31,8
6,7	8,8	1,2	0,3	0,1	0,3	0,4	0,5	0,4	0,9	3,0	24,5

Пошкодження за типовий політ за режимами польоту

j	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
dj*1e7	116,3	14,0	5,7	3,4	13,7	12,4	11,1	2,5	4,4	11,5	116,5

Максимально ушкоджуюча швидкість пориву для всіх режимів польоту
та відповідне збільшення перевантаження

2.08 м/сек 0.14
 Максимально ушкоджуючий режим польоту
 висота швидкість польоту вага літака пошкодження за режим
 1.50км 429 км/час 29.63т 1.165E-005

Параметри циклу ЗВЗ
 перевантаження максимальна та мінімальна напруга циклу
 1,33 108,9 МПа -40,9 МПа

Пошкодження за політ
 спектр цикл ЗВЗ сумарне
 dc= 3.1172E-005 dzvz= 9.9397E-005 Dpol= 1.3057E-004

Параметри інтегрального перевищення збільшень перевантажень за один політ,
 дальність польоту
 c= 0,085 Fo= 41,52 L= 1429 днів

Коефіцієнт надійності, ефективний коефіцієнт концентрації напруг
 Nnodejn= 4,0 Keff= 5,32

Ресурс елемента конструкції, напруга елементі при перевантаженні $\nu_y=1$,
 директивна розрахункова напруга, що забезпечує при проектуванні
 розрахований ресурс

Tres = 1915 польотів Sn1 = 81.7 МПа S дір = 306.5 МПа

Е.1.4 Результат розрахунку ресурсу доопрацьованих нерегулярних зон конструкції крила, спроектованих за вимогами довговічності та ресурсу, у програмі RESURS.

НАВАНТАЖЕННЯ ПРИ ПОЛЕТІ У ТУРБУЛЕНТНІЙ АТМОСФЕРІ

Перевантаження та втомне пошкодження крила літака
Ан-74ТК-300

Вихідні дані

Площа крила 99 м² Похідна C_y по кутку атаки 4.725 1/рад

Злітна вага 37.50 т Мінімальна вага у типовому польоті 29.47 т

Висота 10.1 км. швидкість крейсерського польоту 650 км/год

Час набору висоти, крейсерського польоту, зниження годинника
0,36 1,66 0,32

Кнад = 4.00 Кеф = 4.72 Напруга при $n_y = 1$ та злітній вазі 52.5 МПа
Експлуатаційне навантаження $n_y = 2.50$

Параметри режимів польоту

j	Висота км	Швидкість км/час	Вага т	Шлях км	Час час
1	1,8	426	37,38	29	0,03
2	4,0	460	37,15	32	0,10
3	6,0	496	36,89	40	0,18
4	8,0	538	36,60	48	0,26
5	10,1	650	35,15	379	0,69
6	10,1	650	33,15	379	1,27
7	10,1	650	31,15	379	1,85
8	8,0	596	30,34	38	2,09
9	6,0	544	30,12	35	2,15
10	4,0	493	29,90	31	2,21
11	1,5	429	29,63	41	2,29

Нижня панель крила

Пошкодження за один політ для різних швидкостей поривів
та режимів польоту

$W d[i,j] \cdot 1e8$
м/сек

0,2	1,6	0,2	0,1	0,1	0,4	0,3	0,2	0,0	0,0	0,1	0,7
0,7	8,7	1,0	0,5	0,4	1,7	1,3	1,0	0,1	0,2	0,4	4,5
1,2	14,3	1,6	0,8	0,5	2,4	2,0	1,6	0,2	0,3	0,7	8,6
1,6	16,7	1,9	0,9	0,6	2,5	2,1	1,8	0,3	0,4	1,0	11,4
2,1	16,3	1,9	0,8	0,5	2,1	1,9	1,7	0,3	0,5	1,1	12,7
2,5	14,4	1,7	0,7	0,4	1,6	1,5	1,4	0,3	0,5	1,2	12,8
3,0	11,8	1,4	0,6	0,3	1,2	1,1	1,1	0,3	0,5	1,1	12,0
3,5	9,3	1,2	0,4	0,2	0,8	0,8	0,8	0,2	0,4	1,0	10,7
3,9	7,0	0,9	0,3	0,2	0,5	0,5	0,6	0,2	0,3	0,9	9,2
4,4	5,1	0,7	0,2	0,1	0,3	0,4	0,4	0,1	0,3	0,8	7,7
4,9	3,7	0,5	0,2	0,1	0,2	0,2	0,3	0,1	0,2	0,7	6,3
5,3	2,6	0,3	0,1	0,0	0,1	0,1	0,2	0,1	0,2	0,6	5,0
5,8	1,8	0,2	0,1	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,4	3,9
6,2	1,2	0,2	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,0	0,1	0,4	3,0
6,7	0,8	0,1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,3	2,3

Пошкодження за типовий політ за режимами польоту

j 1 2 3 4 5 6 7 8 9 10 11
 dj*1e7 11,7 1,4 0,6 0,3 1,4 1,3 1,1 0,3 0,4 1,2 11,8

Максимально ушкоджуюча швидкість пориву для всіх режимів польоту
 та відповідне збільшення перевантаження
 2.08 м/сек 0.14

Максимально ушкоджуючий режим польоту
 висота швидкість польоту вага літака пошкодження за режим
 1.50км 429 км/час 29.63т 1.177E-006

Параметри циклу ЗВЗ
 перевантаження максимальна та мінімальна напруга циклу
 1,33 69,9 МПа -26,2 МПа

Пошкодження за політ
 спектр цикл ЗВЗ сумарне
 dc= 3.1442E-006 dzvz= 9.4470E-006 Dpol= 1.2591E-005

Параметри інтегрального перевищення збільшень перевантажень за один політ,
 дальність польоту
 c= 0,085 Fo= 41,52 L= 1429 днів

Коефіцієнт надійності, ефективний коефіцієнт концентрації напруг
 Nnodejn= 4,0 Keff= 4,72

Ресурс елемента конструкції, напруга елементі при перевантаженні nu=1,
 директивна розрахункова напруга, що забезпечує при проектуванні
 розрахований ресурс

Tres = 19855 польотів Sn1 = 52.5 МПа S дір = 196.8 МПа

ДОДАТОК Ж

Результати розрахунків РОЗДІЛ 10

Ж.1 Розробка кінематичної схеми стійки шасі. Вибір та обґрунтування КСС стійки шасі

Шасі літака – складний комплекс пристроїв, що включає колеса, амортизатори, гальмівні пристрої, підйомні механізми, що забезпечують прибирання і випуск шасі, та інші агрегати. Розрахунок шасі виконується для положень літака, що забезпечують найважчі умови його навантаження. Ці розрахункові випадки навантаження регламентуються АП-25.

Таблиця Ж.1.1 - Вихідні дані

Злітна маса літака	$M_{\text{взл}}$, кг	37500
Посадкова маса літака	$M_{\text{поз}}$, кг	25600
Кількість основних стійок	r	4
Кількість коліс на основній стійці	z	1
Кількість амортизаторів на стійці	b	1

Ж.2 Визначення навантажень на стійку шасі при посадці літака. Розрахунок експлуатаційного та максимального ходів амортизатора

Відповідно до умов експлуатації літака, колеса слід обладнати пневматиками високого тиску. Далі розраховуються навантаження на колесо:

$$P_{\text{ст.взл}}^{\text{к}} = \frac{M_{\text{взл}} \cdot g \cdot a}{r \cdot z \cdot b} = \frac{37500 \cdot 9.81 \cdot 7.146}{4 \cdot 1 \cdot 8.120} = 80.937 \text{ кН};$$

(Ж.2.1)

$$P_{\text{ст.пос}}^{\text{к}} = \frac{M_{\text{пос}} \cdot g \cdot a}{r \cdot z \cdot b} = \frac{25600 \cdot 9.81 \cdot 7.146}{4 \cdot 1 \cdot 8.120} = 55.253 \text{ кН}.$$

За отриманими даними із сортаменту авіаційних коліс вибирають колесо:

Гальмівне авіаційне колесо КТ – 81/2 з наступними характеристиками (табл. Ж.2.1):

Таблиця Ж.2.1-Характеристики колеса КТ - 81/2

$P_{ст.взл},$ кН	$P_{ст.пос},$ кН	$P_0,$ кН/м ²	$P_{мд},$ кН	$\delta_{мд},$ мм	$A_{мд},$ кДж	$P_{пред},$ кН	$F_{раз},$ кН
70.6	58.8	784	188	170	14.2	388	223
$V_{взл},$ км/час	$V_{пос},$ км/час	$M_T,$ кНм	$D,$ мм	$B,$ мм	$Q_k,$ Н	$Q_{ш},$ Н	N_k
240	220	9.51	940	310	804	387	300

При цьому задовольняються такі умови:

$$\begin{aligned} P_{ст.взл}^k &\leq 0.9 \cdot P_{ст.взл}^*; & V_{взл} &\leq V_{взл}^*; \\ P_{ст.пос}^k &\leq 0.9 \cdot P_{ст.пос}^*; & V_{пос} &\leq 0.9 \cdot V_{пос}^*, \end{aligned} \quad (Ж.2.2)$$

де індекс «*» відноситься до табличного значення.

Так як стоянкове навантаження значно менше навантаження взятого з сортаменту для обраного колеса $P_{ст.пос}^k \leq P_{ст.пос}$, то знаходиться новий початковий тиск зарядки пневматика і перераховуються характеристики пневматика за формулами:

$$\begin{aligned} P_0 &= P_0^* \cdot \frac{P_{ст.пос}^k}{P_{ст.пос}^*} = 882 \cdot \frac{55.253}{66.6} = 731.728 \text{ кН/м}^2; \\ P_{мд} &= P_{мд}^* \cdot \frac{P_{ст.пос}^k}{P_{ст.пос}^*} = 314 \cdot \frac{55.253}{66.6} = 260.502 \text{ кН}, \\ \delta_{ст} &= \delta_{мд}^* \cdot \frac{P_{ст.пос}^k}{P_{мд}^*} = 0.197 \cdot \frac{66.6}{314} = 41.78 \text{ мм}. \end{aligned} \quad (Ж.2.3)$$

Розраховується коефіцієнт вантажопідйомності колеса:

$$n_{гр} = \frac{P_{мд}^*}{P_{ст.пос}^*} = \frac{314}{66.6} = 4.71. \quad (Ж.2.4)$$

Для коефіцієнтів навантаження $n_{пос}^э$ і $n_{взл}^э$ приймаються значення:

$$n_{пос}^э = 2.6 + \frac{4500}{M_{пос} + 2500} = 2.6 + \frac{4500}{25600 + 2500} = 2.76; \quad (Ж.2.5)$$

$$n_{взл}^э = 2.6 + \frac{4500}{M_{взл} + 2500} = 2.6 + \frac{4500}{37500 + 2500} = 2.7125.$$

При цьому умова $n^э \leq n_{гр}$ задовольняється. Розраховується експлуатаційні навантаження на колесо:

$$P_{к пос}^э = n_{пос}^э \cdot P_{ст.пос}^k = 2.76 \cdot 55253 = 152.506 \text{ кН}; \quad (Ж.2.6)$$

$$P_{к взл}^э = n_{взл}^э \cdot P_{ст.взл}^k = 2.7125 \cdot 80937 = 219.541 \text{ кН}.$$

Обчислюється експлуатаційна робота, що поглинається одним пневматиком під час посадки:

$$\backslash A_{пн.}^э = k P_{к пос}^э \delta_{пос}^э, \quad (Ж.2.7)$$

де $\delta_{\text{пос}}^{\text{э}} = \delta_{\text{ст.}} \cdot n_{\text{пос}}^{\text{э}} = 0.04178 \cdot 2.76 = 0.1153(\text{м})$.

$$k = \frac{A_{\text{мд}}^*}{(\delta_{\text{мд}}^* \cdot P_{\text{мд}}^*)} = \frac{26.1 \cdot 10^3}{0.197 \cdot 314 \cdot 10^3} = 0.422 \quad (\text{Ж.2.8})$$

Підставивши отримані значення:

$$A_{\text{пн.}}^{\text{э}} = 0.422 \cdot 152506 \cdot 0.1153 = 7.42 \text{ кДж.}$$

Далі слід визначити параметри амортизатора. Експлуатаційна робота, що поглинається амортизаційною системою при посадці:

$$A^{\text{э}} = M_{\text{ред}} \cdot \frac{(V_y^{\text{э}})^2}{2}, \quad (\text{Ж.2.9})$$

де $M_{\text{ред}}$ - редукована маса.

Редуковану масу для розрахунку основних стійок вважаємо рівною посадковій масі літака:

$$M_{\text{ред}} = M_{\text{пос}} = 25600 \text{ кг.} \quad (\text{Ж.2.10})$$

Для швидкості записується вираз:

$$V_y^{\text{э}} = \sqrt{0.5 \cdot (0.28 \cdot V_{\text{пос}} + 0.01 \sqrt{M_{\text{пос}}} + 8)} = 3.378 \text{ м/с,} \quad (\text{Ж.2.10.1})$$

тоді:

$$A^{\text{э}} = 25600 \cdot \frac{3.378^2}{2} = 146.059 \text{ кДж.}$$

Експлуатаційна робота, яка сприймається однією з основних стійок, дорівнює:

$$A_{\text{ст.}}^{\text{э}} = \frac{146059}{4} = 36.514 \text{ кДж.} \quad (\text{Ж.2.11})$$

Потрібна енергоємність амортизатора:

$$A_{\text{ам.}}^{\text{э}} = A_{\text{ст.}}^{\text{э}} - z \cdot A_{\text{пн.}}^{\text{э}} = 36514 - 1 \cdot 7420 = 29.094 \text{ кДж.} \quad (\text{Ж.2.12})$$

Так як у стійці з підвіскою важеля коліс амортизатор виносний, передавальне число при ході поршня залежить від положення амортизатора по відношенню до землі. З мал.10.2.1 видно:

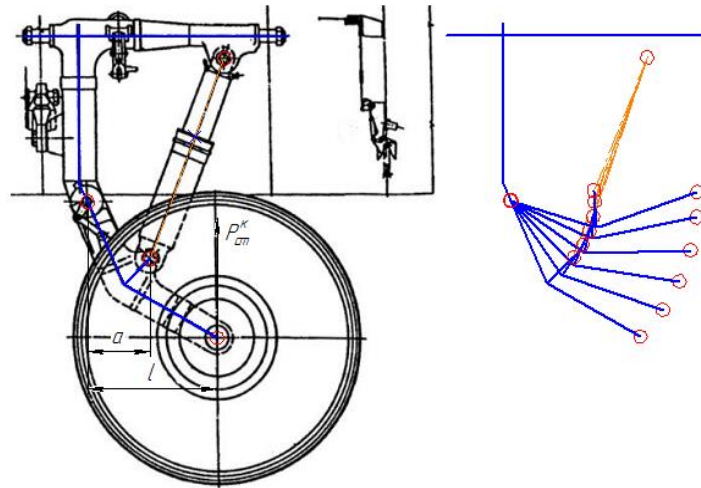


Рис. Ж.2.1 – Поступове навантаження стійки

$$\varphi = \frac{l}{a}, \quad (\text{Ж.2.13})$$

де a – відстань від осі шарніра, що з'єднує важіль зі штоком, до осі амортизатора;

l – відстань від осі шарніра до лінії дії навантаження на колесо $P_{ст.}$.

Оскільки передавальне число φ змінне, хід S^3 визначається за допомогою графічної побудови. Навіщо виконується малюнок стійки в масштабі. На ньому зображується стійка з різними кінематичними положеннями важеля і амортизатора виносного, починаючи з необжатого положення амортизатора. Для кожного положення знімається з креслення хід штока S , величини a , l та обчислюємо передатне число φ . За знайденими значеннями φ і S будується графік. Потім у цій системі координат будується крива, відповідна рівнянню:

$$S^3 = \frac{x \cdot A_{ам.}^3}{\eta^3 \cdot n_{пос.}^3 \cdot P_{ст.пос.}^к \cdot \varphi^3 \cdot z'} \quad (\text{Ж.2.14})$$

де $\eta^д$ - Коефіцієнт, що визначає ступінь відхилення діаграми, прийmemo рівним 0.65 для стійки з підвіскою важеля коліс.

Усі результати вимірювань та обчислень занесені до табл. Ж.2.2:

Таблица Ж.2.2 – Результати вимірювань поступового навантаження стійки

Положен ня важеля	$S_{измер}$, М	l , м	a , м	φ
0	0	0,423	0,204	2,069
1	0,049	0,497	0,235	2.116
2	0,096	0,55	0,256	2.151
3	0,144	0,586	0,269	2.182
4	0,191	0,605	0,274	2.211
5	0,224	0,607	0,272	2.233

За обчисленими даними будуються графіки залежності від S і визначаються значення S^{\exists} і φ^{\exists} за координатами точки перетину цих графіків:

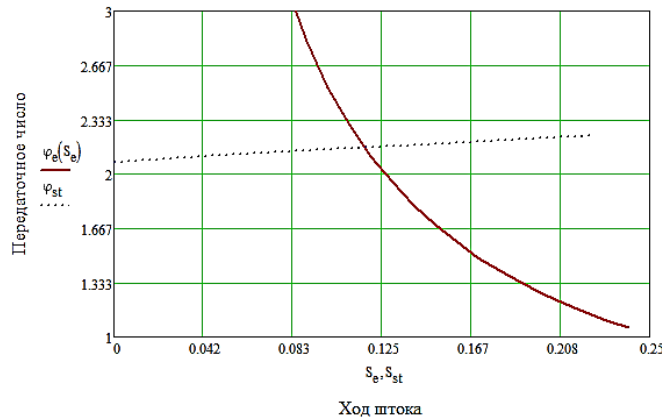


Рис. Ж.2.2 – Визначення кількості S^{\exists} и φ^{\exists}

$$S^{\exists} = 0.117 \text{ м}, \quad \varphi^{\exists} = 2.157. \quad (\text{Ж.2.15})$$

Для визначення площі F_r , за якою газ діє на шток амортизатора, необхідно задати значення параметрів:

$p_0 = 6$ МПа - початковий тиск газу в амортизаторі;

$\alpha = 0.08$ – для важелів стояків шасі;

$n_0 = 0.6$ - коефіцієнт попередньої зарядки амортизатора для важких літаків;

$\varphi_0 = 2.069$ – передавальне число на момент початку обтискання амортизатора.

$$F_r = \frac{z \cdot P_{\text{ст.пос}}^{\text{к}} \cdot n_0 \cdot \varphi_0}{P_0 \cdot (1 + \alpha) \cdot x} = \frac{1 \cdot 55.253 \cdot 10^3 \cdot 0.6 \cdot 2.069}{6 \cdot 10^6 \cdot (1 + 0.08) \cdot 1} = 0.0106 \text{ м}^2.$$

Якщо площа відома, можна знайти діаметр циліндра $d_{\text{ц}}$ та діаметр штока $D_{\text{шт}}$. При важільній схемі підвіски колеса амортизатор не навантажений вигином, тому ущільнення розташовується нерухомо на штоку (діаметр циліндра буде менше):

$$d_{\text{ц}} = 2 \cdot \sqrt{\frac{F_r}{\pi}} = 2 \cdot \sqrt{\frac{0.0106}{\pi}} = 0.1162 \text{ (м)}, \text{ прийнято } d_{\text{ц}} = 0.117 \text{ м}. \quad (\text{Ж.2.16})$$

Ширину манжети ущільнення приймається рівною: $\delta_{\text{пор}} = 10$ мм. Тоді діаметр штока:

$$D_{\text{шт}} = d_{\text{ц}} - 2 \cdot \delta_{\text{уп}} = 0.117 - 2 \cdot 0.01 = 0.097 \text{ м}. \quad (\text{Ж.2.17})$$

Початковий обсяг V_0 газової камери знаходиться за формулою:

$$V_0 = \frac{F_r \cdot S^{\exists}}{1 - \left(\frac{n_0 \cdot \varphi_0}{n^{\exists} \cdot \varphi^{\exists}}\right)^{\frac{1}{\kappa}}}, \quad (\text{Ж.2.18})$$

де $\kappa = 1.2$ – показник політроп.

Підставивши значення:

$$V_0 = \frac{0.0106 \cdot 0.117}{1 - \left(\frac{0.6 \cdot 2.069}{2.76 \cdot 2.157}\right)^{1.2}} = 1501.033 \cdot 10^{-6} \text{ м}^3. \quad (\text{Ж.2.19})$$

Висота газової камери при необжатоному амортизаторі розраховується так:

$$h_{\text{го}} = \frac{4 \cdot V_0}{\pi \cdot d_{\text{ц}}^2} = \frac{4 \cdot 1501.033 \cdot 10^{-6}}{\pi \cdot 0.117^2} = 0.14 \text{ м}. \quad (\text{Ж.2.20})$$

Необхідно визначити граничний хід амортизатора $C^{\text{макс}}$ та навантаження $n^{\text{макс}}$, обчисливши спочатку допоміжні величини

Максимальна робота, що поглинається одним амортизатором:

$$A_{\text{ам}}^{\text{max}} = 1.5 \cdot A_{\text{ам}}^{\text{э}} = 1.5 \cdot 29094 = 43.641 \text{ кДж}. \quad (\text{Ж.2.20})$$

Коефіцієнт повноти діаграми обтиснення амортизатора при поглинанні роботи $A_{\text{ст.}}^{\text{max}}$ для стійки з виносним амортизатором дорівнює: $\eta^{\text{max}} = 0.85 \dots 0.9$.
Прийнято: $\eta^{\text{max}} = 0.85$.

$$c = \frac{n_{\text{гр}}^2 \cdot A_{\text{ам}}^{\text{max}}}{z \cdot A_{\text{мд}}^*} \cdot \frac{P_0}{P_0^*} = \frac{4.71^2 \cdot 43641 \cdot 731.728 \cdot 10^3}{1 \cdot 26100 \cdot 882 \cdot 10^3} = 30.77; \quad (\text{Ж.2.21})$$

$$b = S^{\text{max}} \cdot \varphi^{\text{max}} \cdot \frac{\eta^{\text{max}} \cdot n_{\text{гр}}^2 \cdot P_{\text{ст.пос}}^k}{A_{\text{мд}}^*} \cdot \frac{P_0}{P_0^*}; \quad (\text{Ж.2.22})$$

$$b = S^{\text{max}} \cdot \varphi^{\text{max}} \cdot \frac{0.85 \cdot 4.71^2 \cdot 55253 \cdot 731.728 \cdot 10^3}{26100 \cdot 882 \cdot 10^3} = 33.12 \cdot S^{\text{max}} \cdot \varphi^{\text{max}},$$

де φ^{max} – передавальне число, що відповідає ходу штока S^{max} .

Використовуючи отримане трансцендентне рівняння:

$$f(S^{\text{max}}) = f_1(S^{\text{max}}) + f_2(S^{\text{max}}); \quad (\text{Ж.2.23})$$

$$f(S^{\text{max}}) = \frac{n_0 \cdot \varphi_0}{\varphi^{\text{max}}} \cdot \left(\frac{V_0}{V_0 - F_r \cdot S^{\text{max}}} \right)^{1.2} + \frac{b}{2} - \sqrt{\frac{b^2}{4} + c} = 0.$$

Зазвичай приймають:

$$S^{\text{max}} = (1.05 \dots 1.2) S^{\text{э}}. \quad (\text{Ж.2.24})$$

Точка перетину кривої з віссю $f = 0$:

$$S^{\text{max}} = 0.1287 \text{ м}, \varphi^{\text{max}} = 2.281.$$

Отже, використовуючи залежність, наведену вище, одержують:

$$b = 33.12 \cdot 0.1287 \cdot 2.281 = 8.29.$$

Знаходиться навантаження n^{max} :

$$n^{\text{max}} = -\frac{b}{2} + \sqrt{\frac{b^2}{4} + c} = -f_2(S^{\text{max}}) = 2.64. \quad (\text{Ж.2.25})$$

Обчислюється тиск газу в амортизаторі при його максимальному обтисненні:

$$p_{\text{max}} = \frac{P_0 \cdot (n^{\text{max}} \cdot \varphi^{\text{max}})}{n_0 \cdot \varphi_0} = \frac{6 \cdot 10^6 \cdot 2.64 \cdot 2.281}{0.6 \cdot 2.069} = 29.47 \text{ МПа}. \quad (\text{Ж.2.26})$$

Висота рівня рідини над верхньою буксою:

$$h_{\text{жо}} = S^{\text{max}} \cdot \left(1 - \left(\frac{D_{\text{шт}}}{d_{\text{ц}}} \right)^2 \right) = 0.129 \cdot \left(1 - \left(\frac{0.097}{0.117} \right)^2 \right) = 0.0405 \text{ м.} \quad (\text{Ж.2.27})$$

Умова $h_{\text{жо}} + h_{\text{го}} \geq S^{\text{max}} = 0.0405 + 0.1415 \geq 0.129$ – виконується.
Довжина амортизатора у не обжатому стані визначається так:

$$L_{\text{ам}} = S_{\text{к}} + h_{\text{жо}} + h_{\text{го}} + 0.5 \cdot (h_{\text{бв}} + h_{\text{бн}}) + B + \sum h_{\text{уз}}, \quad (\text{Ж.2.28})$$

де $S_{\text{к}} = S^{\text{max}} + 3 = 0.132$ м – конструктивний хід амортизатора;
 $h_{\text{бв}} + h_{\text{бн}} = d_{\text{ц}} = 0.117$ м – середня висота букс;
 $B = 1.5 \cdot d_{\text{ц}} = 1.5 \cdot 0.117 = 0.1755$ м – опорна база штока;
 $\sum h_{\text{уз}} = 2 \cdot D_{\text{шт}} = 2 \cdot 0.097 = 0.194$ м – сумарний розмір вузлів кріплення амортизатора.

Підставивши значення:

$$L_{\text{ам}} = 0.132 + 0.0405 + 0.14 + 0.5 \cdot 0.117 + 0.1755 + 0.194 = 0.7405 \text{ м.}$$

Довжина амортизатора при експлуатаційному обтисканні:

$$L_{\text{ам}}^{\text{э}} = L_{\text{ам}} - S^{\text{э}} = 0.7405 - 0.117 = 0.6235 \text{ м.}$$

Визначення навантажень на стійку шасі

Враховуючи значення коефіцієнта безпеки, що задаються нормами АП-25, для коефіцієнта розрахункового навантаження можна записати:

$$n^{\text{р}} = 1.5 \cdot n^{\text{э}} = 1.5 \cdot 2.76 = 4.14 \quad (\text{Ж.2.29})$$

$$n^{\text{р}} = 1.3 \cdot n^{\text{max}} = 1.3 \cdot 2.673 = 3.48. \quad (\text{Ж.2.30})$$

У подальших розрахунках використовується більше значення: $n^{\text{р}} = 4.14$.
Обчислено розрахункове вертикальне навантаження на стійку з боку землі:

$$P_y^{\text{р}} = z \cdot n^{\text{р}} \cdot P_{\text{ст.пос}}^{\text{к}} = 1 \cdot 4.14 \cdot 55253 = 228.747 \text{ кН.} \quad (\text{Ж.2.31})$$

Розраховано горизонтальне навантаження:

$$P_x^{\text{р}} = 0.25 \cdot P_y^{\text{р}} = 0.25 \cdot 228747 = 57.186 \text{ кН.} \quad (\text{Ж.2.32})$$

Стійка шасі є, як правило, комбінованою системою і складається з стрижнів, що працюють на розтягування-стиснення та з балок, що працюють на вигин.

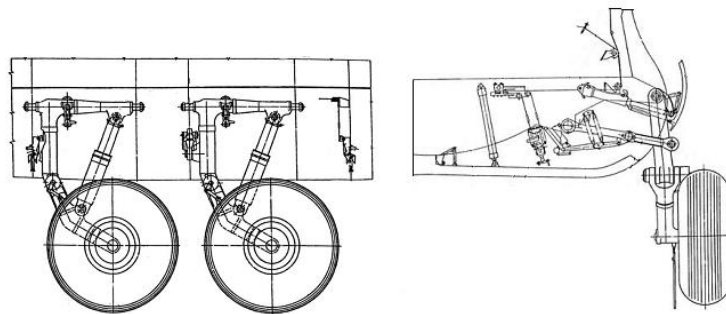


Рис. Ж.2.3 - Компонувальний вид стійки шасі

Кінематична схема стійки шасі представлена на малюнку Ж. 2.4.

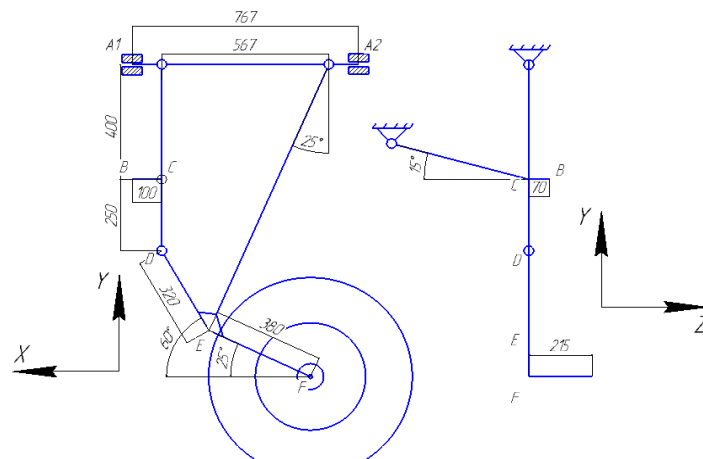


Рис. Ж.2.4 - Кінематична схема стійки шасі

Звільнивши стійку від зв'язків у шарнірах, знайдемо реакції методами сопромату. Схема представлена у вигляді статично визначеної рами малюнку (див. нижче).

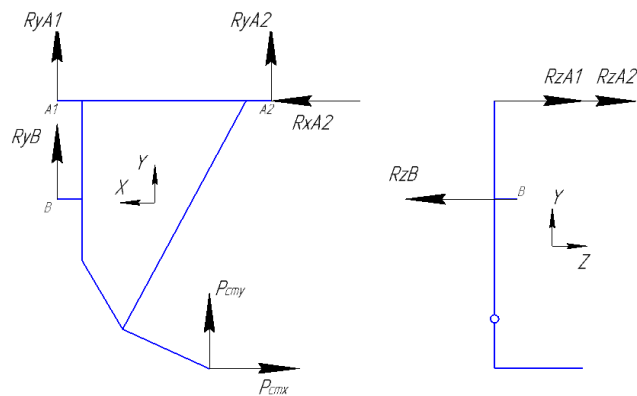


Рис. Ж.2.5 - Визначення реакцій у стійці

Щоб чисельно визначити значення реакцій, записано необхідну кількість рівнянь рівноваги, які виглядатимуть так:

$$\sum P_x = 0 \quad R_{A2}^x - P_{cm}^x = 0 \rightarrow R_{A2}^x = 57.186 \text{ кН}; \quad (1)$$

$$\sum P_y = 0 \quad R_{A1}^y + R_{A2}^y + R_B \cdot \sin 15^\circ + P_{cm}^y = 0; \quad (2)$$

$$\sum P_z = 0 \quad R_{A1}^z + R_{A2}^z - R_B \cdot \cos 15^\circ = 0; \quad (3)$$

$$\sum M_{x-x} = 0 \quad P_{cm}^y \cdot 0.215 + R_B \cdot \sin 15^\circ \cdot 0.07 - R_B \cdot \cos 15^\circ \cdot 0.4 = 0; \quad (4)$$

$$\sum M_{y-y} = 0 \quad P_{cm}^x \cdot 0.215 + R_{A1}^z \cdot 0.1 - R_{A2}^z \cdot 0.75 - R_B \cdot \cos 15^\circ \cdot 0.1 = 0; \quad (5)$$

$$\sum M_{z-z} = 0 \quad P_{cm}^x \cdot 0.438 + R_{A1}^y \cdot 0.1 + R_{A2}^y \cdot 0.75 - R_B \cdot \sin 15^\circ \cdot 0.1 + P_{cm}^y \cdot 0.505 = 0; \quad (6)$$

Після розв'язання системи рівнянь (1)..(6) було визначено такі значення реакцій:

$$\begin{aligned}
 R_{A2}^x &= 57.186 \text{ кН}; \\
 R_B^z &= 129 \text{ кН}; \\
 R_B^y &= 34.565 \text{ кН}; \\
 R_{A1}^z &= 112.97 \text{ кН}; \\
 R_{A2}^z &= 16.03 \text{ кН}; \\
 R_{A1}^y &= -68.105 \text{ кН}; \\
 R_{A2}^y &= -195.207 \text{ кН}.
 \end{aligned}
 \tag{Ж.2.33}$$

Тоді остаточне розміщення реакцій у вузлах матиме вигляд:

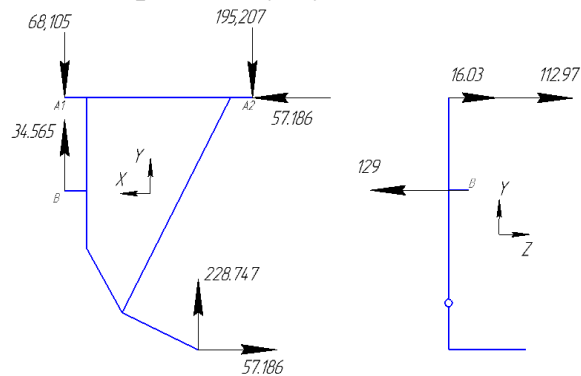


Рис. Ж.2.6 - Значення реакцій в опорах

Розглядається важіль стійки:

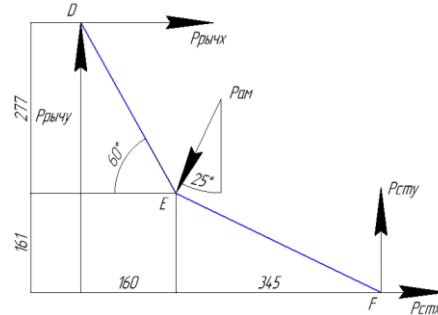


Рис. Ж.2.7 – Важель стійки з діючими в ньому реакціями

Реакцію амортизатора $P_{рот}$ у важелі визначимо як суму моментів щодо точки А. Склавши рівняння суми моментів щодо точки А:

$$\sum M_A = 0 \quad P_{ст}^y \cdot 0.5044 + P_{ст}^x \cdot 0.4377 - P_{ам} \cdot 0.262 = 0,$$

$$\text{звідки } P_{ам} = 535.92 \text{ кН}.$$

Для знаходження значень реакцій $P_{рыч}^y$ и $P_{рыч}^x$ скористалися проекціями всіх векторів на осі Y та X. Записано відповідні рівняння рівноваги

$$\sum R_y = 0 \quad P_{рыч}^y - P_{ам} \cdot \cos 25^\circ + P_{ст}^y = 0,$$

звідки $P_{рыч}^y = 256.96 \text{ кН}$.

$$\sum R_x = 0 \quad -P_{рыч}^x - P_{ам} \cdot \sin 25^\circ + P_{см}^x = 0,$$

звідси $P_{рыч}^y = -169.3 \text{ кН}$.

Для перевірки правильності знайдених реакцій складено рівняння суми моментів щодо точки С, оскільки реакції, що діють у цій точці, були знайдені незалежно від рівнянь наведених вище:

$$\begin{aligned} \sum M_A = 0 \quad & -P_{рыч}^y \cdot 0.5044 - P_{см}^x \cdot 0.4377 + P_{ам}^y \cdot \cos 25^\circ \cdot 0.345 + P_{ам}^x \cdot \sin 25^\circ \cdot 0.161 = 0, \\ & -256.96 \cdot 0.5044 - 169.3 \cdot 0.4377 + 535.92 \cdot 0.9397 \cdot 0.345 + 535.92 \cdot 0.342 \cdot 0.161 = 0, \\ & -217.61 + 217.58 = 0. \end{aligned}$$

З огляду на невелику кількість похибок обчислень важіль можна вважати статично визначальним. Остаточні зусилля в точках А, В та С будуть розміщені таким чином:

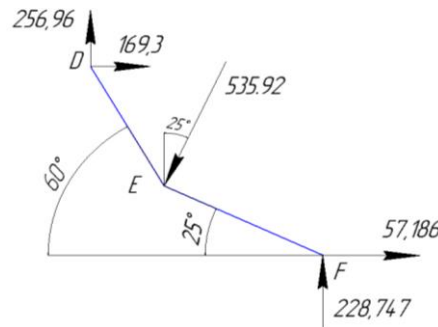


Рис. Ж.2.8 – Важіль стійки з діючими в ньому реакціями

Навантаження циліндра

Площа впливу тиску визначається:

$$F_d = \pi(R_{ц}^2 - R_{шт}^2) = 3.14 \left(\left(\frac{0.117}{2} \right)^2 - \left(\frac{0.097}{2} \right)^2 \right) = 33.61 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2.$$

(Ж.2.34)

Тиск, що діє в циліндрі, розраховується:

$$P_r = f \cdot p_r \frac{\pi D_{ц}^2}{4} = 1.5 \cdot 29.5 \cdot 10^6 \cdot \frac{3.14 \cdot 0.117^2}{4} = 475.75 \text{ кН}. \quad (\text{Ж.2.35})$$

На верхню частину циліндра тисне сила:

$$P'_r = f \cdot p_r F_d = 1.5 \cdot 29.5 \cdot 10^6 \cdot 33.6 \cdot 10^{-4} = 148.72 \text{ кН}. \quad (\text{Ж.2.36})$$

На нижню частину циліндра газ тисне із силою:

$$P''_r = P_r - P'_r = 475.75 \cdot 10^3 - 148.72 \cdot 10^3 = 327.03 \text{ кН}. \quad (\text{Ж.2.37})$$

Невідповідність між силою тиску $P_{Містер}$ та зовнішнім навантаженням $P_{рот}$ пояснюється наявністю сил тертя у буксах:

$$P_{тр} = P_{ам} - P_r = 535.92 \cdot 10^3 - 475.75 \cdot 10^3 = 60.7 \text{ кН}. \quad (\text{Ж.2.38})$$

Значення внутрішніх сил по циліндру виглядають так:

$$\begin{aligned} N_1 &= -P_{ам} = -535.92 \text{ кН}; \\ N_2 &= N_1 + P''_{\Gamma} = -P_{ам} + P''_{\Gamma} = -208.9 \text{ кН}; \\ N_3 &= N_2 + P_{тр} = -P_{ам} + P''_{\Gamma} + P_{тр} = -148.19 \text{ кН} \\ N_4 &= N_3 + P'_{\Gamma} = -P_{ам} + P''_{\Gamma} + P_{тр} + P'_{\Gamma} = 0. \end{aligned} \quad (\text{Ж.2.39})$$

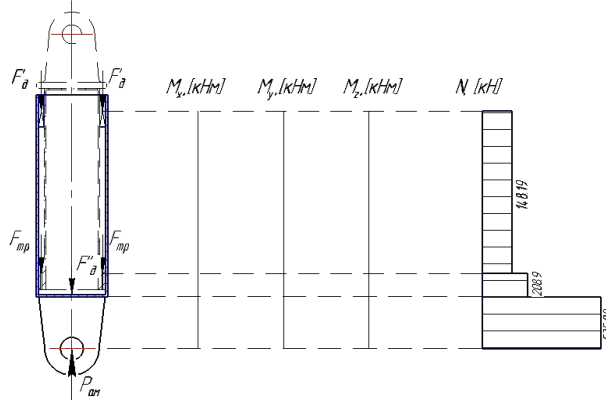


Рис. Ж.2.9 - Епюри ВСФ для циліндра

Циліндр амортизатора навантажений лише осьюовою силоюН.

Для побудови епюр необхідно знайти силу тертя, що виникає у нижньому та верхньому ущільненнях, а також реакції у буксах. Слід визначити їх у штоку:

Площа впливу тиску:

$$F_{\text{д}} = \frac{\pi D_{\text{ц}}^2}{4} = \frac{3.14 \cdot 0.117^2}{4} = 107.51 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2. \quad (\text{Ж.2.40})$$

Розрахунковий тиск на газовий поршень:

$$P_{\Gamma} = f \cdot p_r \cdot F_{\text{д}} = 1.5 \cdot 107.51 \cdot 10^{-4} \cdot 29.5 \cdot 10^6 = 475.75 \text{ кН}. \quad (\text{Ж.2.41})$$

Сумарна сила тертя на поршень:

$$P_{\text{трп}} = \chi \cdot P_{\Gamma} = 0.08 \cdot 475.75 \cdot 10^3 = 38.06 \text{ кН}. \quad (\text{Ж.2.42})$$

Сумарна сила тертя на шток:

$$P_{\text{трш}} = \chi \cdot f \cdot p_r \cdot \frac{\pi D_{\text{шт}}^2}{4} = 0.08 \cdot 1.5 \cdot 29.5 \cdot 10^6 \cdot \frac{3.14 \cdot 0.097^2}{4} = 26.16 \text{ кН}. \quad (\text{Ж.2.43})$$

Значення внутрішніх сил по штоку:

$$\begin{aligned} N_1 &= P_{\text{трп}} = 38.06 \text{ кН}; \\ N_2 &= N_1 + P_{\text{трш}} = P_{\text{трп}} + P_{\text{трш}} = 64.22 \text{ кН}; \\ N_3 &= N_2 + P_{\Gamma} = P_{\text{трп}} + P_{\text{трш}} + P_{\Gamma} = 539.97 \text{ кН}; \\ P_{ам} &= N_3; \quad 535.92 \cdot 10^3 - 539.97 \cdot 10^3 = -4.05 \text{ кН}. \end{aligned} \quad (\text{Ж.2.44})$$

Похибка обчислень складе:

$$\Delta = \left| \frac{535.92 - 539.97}{539.97} \right| \cdot 100\% = 0,73\%. \quad (\text{Ж.2.45})$$

Епюри ВСФ для штока показані на рисунку F.2.10.

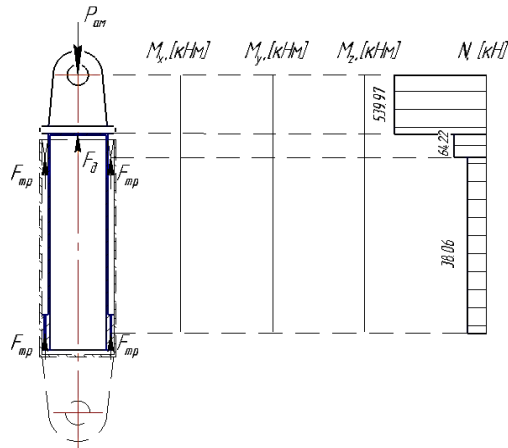


Рис. Ж.2.10 - Епюри ВСФ для штока

Згинальні моменти M_x і M_y , а також крутний момент M_z не навантажують шток. Шток навантажений лише осьовою силою N .

Ж.3 Розрахунок конструктивних елементів шасі на міцність

Після зіставлення епор ВСФ циліндра і штока визначають товщини стінок штока і циліндра.

Для штока та циліндра вибраний матеріал 35ХГСА, для якого:

$$\sigma_B = 1618 \text{ МПа.} \quad (\text{Ж.3.1})$$

Максимальні напруги в розрахунковому перерізі пов'язані з моментами та осьовою силою:

$$\sigma_z = \frac{\pm M_{\text{из}}^p}{W_{K_{\text{пл}}}} + \frac{N_p}{F}; \quad \sigma_\theta = f p_{\text{max}} \frac{R}{\delta}; \quad \sigma_r = f p_{\text{max}}, \quad (\text{Ж.3.2})$$

де σ_z – нормальна напруга вздовж осі z ;

σ_θ – радіальні напруги в циліндричних елементах;

σ_r – тангенційна напруга розриву циліндричних елементів від впливу внутрішнього тиску;

p_{max} – максимальний внутрішній тиск в амортизаторі;

$f = 1.5$ - Коефіцієнт безпеки

δ, R – товщина та радіус серединної поверхні циліндричного елемента;

F, W – площі та моменти опору поперечного перерізу елемента.

У розрахунку потрібно враховувати той факт, що циліндр і шток не навантажені згинальним моментом.

Відповідно до критерію енергії формоутворення має виконуватися умова:

$$\sqrt{(\sigma_\theta - \sigma_r)^2 + (\sigma_r - \sigma_z)^2 + (\sigma_z - \sigma_\theta)^2} \leq \sqrt{2} \sigma_b. \quad (\text{Ж.3.3})$$

Вибрані товщини стінок для штока та циліндра:

$$\delta_{\text{ц}} = 2 \text{ мм}, \quad \delta_{\text{ш}} = 2 \text{ мм.}$$

Виконано перевірочний розрахунок штока:

$$D_{\text{шт}} = 0.097 \text{ м}, \quad d_{\text{шт}} = 0.091 \text{ м}.$$

$$F_{\text{шт}} = \frac{\pi(D_{\text{шт}}^2 - d_{\text{шт}}^2)}{4} = \frac{\pi(0.097^2 - 0.091^2)}{4} = 8.85 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2; \quad (\text{Ж.3.4})$$

$$\sigma = \frac{\sqrt{(\sigma_\theta - \sigma_r)^2 + (\sigma_r - \sigma_z)^2 + (\sigma_z - \sigma_\theta)^2}}{\sqrt{2}} = 1045 \text{ МПа}.$$

Коефіцієнт надлишку міцності:

$$\eta = \frac{\sigma_b}{\sigma} = \frac{1618 \cdot 10^6}{1045 \cdot 10^6} = 1.54. \quad (\text{Ж.3.5})$$

Критична напруга втрати стійкості:

$$\sigma_{\text{кр e}} = \frac{0.18E}{\frac{R}{\delta}} = \frac{0.18 \cdot 2.1 \cdot 10^{11}}{\frac{0.04625}{0.002}} = 1625 \text{ МПа}. \quad (\text{Ж.3.6})$$

Шток не втрачає стійкості.

Перевірочний розрахунок циліндра проводиться за аналогією з розрахунком штока:

$$D_{\text{ц}} = 0.117 \text{ м}, \quad d_{\text{ц}} = 0.113 \text{ м};$$

$$F_{\text{ц}} = \frac{\pi(D_{\text{ц}}^2 - d_{\text{ц}}^2)}{4} = \frac{\pi(0.117^2 - 0.113^2)}{4} = 7.23 \cdot 10^{-4} \text{ (м}^2\text{)}; \quad (\text{Ж.3.7})$$

$$\sigma = \frac{\sqrt{(\sigma_\theta - \sigma_r)^2 + (\sigma_r - \sigma_z)^2 + (\sigma_z - \sigma_\theta)^2}}{\sqrt{2}} = 1085 \text{ (МПа)};$$

Коефіцієнт надлишку міцності:

$$\eta = \frac{\sigma_b}{\sigma} = 1.49. \quad (\text{Ж.3.8})$$

Критична напруга втрати стійкості циліндра:

$$\sigma_{\text{кр e}} = \frac{0.18E}{\frac{R}{\delta}} = 1315 \cdot 10^6 \text{ (Па)}. \quad (\text{Ж.3.9})$$

Циліндр не втрачає стійкості

ДОДАТОК И

Результати розрахунків РОЗДІЛ 11

Таблиця И.1.1 – Основні параметри створюваного елерону крила

№ пер.	\bar{z} , %	$b(z)$, м	d , м	\bar{d}	x_3 , м	$P_{эл}^3$, Н	q_z , Н/м	P , Н
1	0	0,9	0,18	0,2	0,31	21 168	5953,5	625,12
2	0,05	0,887	0,177		0,305		5866,9	1232
3	0,1	0,874	0,175		0,301		5780,3	1213,9
4	0,14	0,861	0,172		0,296		5693,6	1195,7
5	0,19	0,848	0,17		0,292		5607	1177,5
6	0,24	0,835	0,167		0,287		5520,4	1159,3
7	0,29	0,821	0,164		0,283		5433,8	1141,1
8	0,33	0,808	0,162		0,278		5347,1	1122,9
9	0,38	0,795	0,159		0,274		5260,5	1104,7
10	0,43	0,782	0,156		0,269		5173,9	1086,5
11	0,48	0,769	0,154		0,265		5087,3	1068,3
12	0,52	0,756	0,151		0,26		5000,6	1050,1
13	0,57	0,743	0,149		0,256		4914	1031,9
14	0,62	0,73	0,146		0,251		4827,4	1013,7
15	0,67	0,717	0,143		0,247		4740,8	995,56
16	0,71	0,704	0,141		0,242		4654,1	977,37
17	0,76	0,69	0,138		0,238		4567,5	959,18
18	0,81	0,677	0,135		0,233		4480,9	940,98
19	0,86	0,664	0,133		0,229		4394,3	922,79
20	0,9	0,651	0,13		0,224		4307,6	904,6
21	1	0,625	0,125		0,215		4134,4	434,11

Таблиця И.1.2 – Основні розрахункові дані на формування моделі

№ нерв.	P, Н	\bar{w} , кН/мм ²	x_0 , мм	x_k , мм	k	b
1	625,12	1,157625	180	900	-0,0016078	1,44703
2	1232	2,31525	183	891	-0,0032701	2,91368
3	1213,9	2,31525	186	882	-0,0033265	2,93398
4	1195,7	2,31525	189	873	-0,0033849	2,95499
5	1177,5	2,31525	192	864	-0,0034453	2,97675
6	1159,3	2,31525	195	855	-0,003508	2,9993
7	1141,1	2,31525	198	846	-0,0035729	3,02269
8	1122,9	2,31525	201	837	-0,0036403	3,04696
9	1104,7	2,31525	204	828	-0,0037103	3,07216
11	1086,5	2,31525	207	819	-0,0037831	3,09835
11	1068,3	2,31525	210	810	-0,0038588	3,12559
12	1050,1	2,31525	213	801	-0,0039375	3,15394
13	1031,9	2,31525	216	792	-0,0040195	3,18347
14	1013,7	2,31525	219	783	-0,0041051	3,21426
15	995,56	2,31525	222	774	-0,0041943	3,24638
16	977,37	2,31525	225	765	-0,0042875	3,27994
17	959,18	2,31525	228	756	-0,0043849	3,31502
18	940,98	2,31525	231	747	-0,0044869	3,35173
19	922,79	2,31525	234	738	-0,0045938	3,39019
20	904,6	2,31525	237	729	-0,0047058	3,43052
21	434,11	1,157625	240	720	-0,0024117	1,73644

ДОДАТОК К

Результати розрахунку РОЗДІЛ 12

3.1 Тренувальний політ

НАВАНТАЖЕННЯ ПРИ ПОЛЕТІ У ТУРБУЛЕНТНІЙ АТМОСФЕРІ

Перевантаження та втомне пошкодження крила літака
Ан-74ТК-30

Вихідні дані

Площа крила 99 м² Похідна Су по кутку атаки 4.725 1/рад

Злітна вага 26.90 т Мінімальна вага у типовому польоті 26.15 т

Висота 1.5 км. швидкість крейсерського польоту 450 км/год.

Час набору висоти, крейсерського польоту, зниження годинника
0,04 0,13 0,04

Кнад = 4.00 Кеф = 3.00 Напруга при $n_y = 1$ та злітній вазі 82.0 МПа
Експлуатаційне навантаження $n_y = 2.50$

Параметри режимів польоту

j	Висота	Швидкість	Вага	Шлях	Час
	км	км/час	т	км	час
1	0,3	304	26,88	3	0,01
2	0,7	346	26,84	4	0,02
3	1,1	388	26,81	4	0,03
4	1,4	429	26,77	5	0,04
5	1,5	450	26,69	14	0,06
6	1,5	450	26,58	14	0,09
7	1,5	450	26,46	14	0,12
8	1,5	450	26,35	14	0,15
9	1,3	428	26,27	4	0,18
10	0,9	383	26,24	4	0,19
11	0,6	338	26,20	3	0,20
12	0,2	293	26,17	3	0,21

Нижня панель крила

Пошкодження за один політ для різних швидкостей поривів
та режимів польоту

W d[i,j]*1e8

м/сек

0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,6	0,6	0,6	0,5	0,2	0,2	0,1	0,1
0,8	0,9	1,0	1,1	1,2	3,7	3,7	3,6	3,5	1,1	1,0	0,9	0,8
1,4	1,6	1,9	2,1	2,4	7,5	7,4	7,3	7,2	2,1	1,9	1,6	1,3
2,0	1,9	2,4	2,9	3,3	10,7	10,5	10,3	10,2	2,9	2,5	2,0	1,6
2,5	2,0	2,6	3,2	3,9	12,7	12,5	12,3	12,2	3,5	2,8	2,2	1,6
3,1	1,8	2,5	3,3	4,1	13,6	13,4	13,3	13,1	3,7	2,9	2,1	1,5
3,7	1,5	2,3	3,1	4,0	13,6	13,5	13,3	13,2	3,6	2,7	1,9	1,2
4,2	1,2	1,9	2,8	3,8	13,0	12,9	12,8	12,6	3,4	2,5	1,7	1,0
4,8	1,0	1,6	2,4	3,4	11,9	11,8	11,7	11,6	3,1	2,2	1,4	0,8
5,4	0,7	1,3	2,0	3,0	10,6	10,5	10,5	10,4	2,7	1,8	1,1	0,6
5,9	0,5	1,0	1,7	2,5	9,2	9,2	9,1	9,1	2,4	1,5	0,9	0,4
6,5	0,4	0,8	1,4	2,1	7,9	7,9	7,9	7,9	2,0	1,2	0,7	0,3
7,1	0,3	0,6	1,1	1,8	6,7	6,7	6,7	6,7	1,7	1,0	0,5	0,2
7,6	0,2	0,4	0,9	1,5	5,6	5,6	5,6	5,6	1,4	0,8	0,4	0,2

Пошкодження за типовий політ за режимами польоту

j 1 2 3 4 5 6 7 8 9 10 11 12
 dj*1e7 1,5 2,2 3,1 4,2 14,9 14,8 14,7 14,6 3,9 2,7 1,9 1,2

Максимально ушкоджуюча швидкість пориву для всіх режимів польоту
 та відповідне збільшення перевантаження
 3.11 м/сек 0.26

Максимально ушкоджуючий режим польоту
 висота швидкість польоту вага літака пошкодження за режим
 1.50км 450 км/час 26.69т 1.494E-006

Параметри циклу ЗВЗ
 перевантаження максимальна та мінімальна напруга циклу
 1,40 115,2 МПа -41,0 МПа

Пошкодження за політ
 спектр цикл ЗВЗ сумарне
 dc= 7.9811E-006 dzvz= 1.1313E-005 Dpol= 1.9294E-005

Параметри інтегрального перевищення збільшень перевантажень за один політ,

дальність польоту
 c= 0,097 Fo= 49,56 L = 100 км

Коефіцієнт надійності, ефективний коефіцієнт концентрації напруг
 Nprobable= 4,0 Keff= 3,00

Ресурс елемента конструкції, напруга елементі при перевантаженні $\nu=1$,
 директивна розрахункова напруга, що забезпечує при проектуванні
 розрахований ресурс

Tres = 12957 польотів Sn1 = 82.0 МПа S дiр = 307.5 МПа

3.2 Перегінна дальність

НАВАНТАЖЕННЯ ПРИ ПОЛЕТІ У ТУРБУЛЕНТНІЙ АТМОСФЕРІ

Перевантаження та втомне пошкодження крила літака

Вихідні дані

Площа крила 99 м² Похідна Су по кутку атаки 4.725 1/рад

Злітна вага 37.50 т Мінімальна вага у типовому польоті 25.36 т

Висота 10.0 км. швидкість крейсерського польоту 650 км/год.

Час набору висоти, крейсерського польоту, зниження годинника
0,38 7,64 0,29

Кнад = 4.00 Кеф = 3.00 Напряга при $n_y = 1$ та злітній вазі 82.0 МПа
Експлуатаційне навантаження $n_y = 2.50$

Параметри режимів польоту

j	Висота км	Швидкість км/час	Вага т	Шлях км	Час час
1	1,8	426	37,45	31	0,04
2	4,0	460	37,34	34	0,11
3	6,0	497	37,22	43	0,19
4	8,0	539	37,09	52	0,28
5	10,0	650	35,02	1673	1,70
6	10,0	650	31,26	1673	4,27
7	10,0	650	27,50	1673	6,84
8	8,0	598	25,70	35	8.08
9	6,0	546	25,61	32	8,14
10	4,0	494	25,53	29	8,19
11	1,5	429	25,42	37	8,27

Нижня панель крила

Пошкодження за один політ для різних швидкостей поривів
та режимів польоту

W d[i,j]*1e8
м/сек

0,2	1,7	0,2	0,1	0,1	1,6	0,9	0,5	0,0	0,0	0,0	0,3
0,6	9,2	1,0	0,5	0,4	7,3	4,7	2,8	0,1	0,1	0,2	2,1
1,0	15,3	1,8	0,8	0,6	10,6	7,3	4,7	0,1	0,2	0,3	4,3
1,4	17,7	2,1	1,0	0,6	10,7	8,0	5,5	0,2	0,2	0,5	6,0
1,8	17,3	2,1	0,9	0,6	9,2	7,4	5,5	0,2	0,3	0,6	7,2
2,2	15,2	1,8	0,8	0,5	7,1	6,2	5,0	0,2	0,3	0,7	7,7
2,6	12,5	1,5	0,6	0,3	5,1	4,8	4,2	0,2	0,3	0,7	7,7
3,0	9,8	1,2	0,5	0,2	3,5	3,6	3,4	0,2	0,3	0,7	7,3
3,4	7,4	0,9	0,3	0,2	2,3	2,5	2,6	0,1	0,3	0,7	6,7
3,8	5,4	0,7	0,2	0,1	1,5	1,8	1,9	0,1	0,2	0,6	6,0
4,2	3,8	0,5	0,2	0,1	0,9	1,2	1,4	0,1	0,2	0,5	5,2
4,6	2,7	0,4	0,1	0,0	0,6	0,8	1,0	0,1	0,2	0,5	4,4
5,0	1,9	0,3	0,1	0,0	0,3	0,5	0,7	0,1	0,1	0,4	3,7
5,4	1,3	0,2	0,0	0,0	0,2	0,3	0,5	0,1	0,1	0,3	3,1
5,8	0,9	0,1	0,0	0,0	0,1	0,2	0,3	0,0	0,1	0,3	2,5

Пошкодження за типовий політ за режимами польоту

j 1 2 3 4 5 6 7 8 9 10 11
 dj*1e7 12,4 1,5 0,6 0,4 6,1 5,0 4,1 0,2 0,3 0,8 8,4

Максимально ушкоджуюча швидкість пориву для всіх режимів польоту
 та відповідне збільшення перевантаження
 1.39 м/сек 0.14

Максимально ушкоджуючий режим польоту
 висота швидкість польоту вага літака пошкодження за режим
 1.81км 426 км/час 37.45т 1.238E-006

Параметри циклу ЗВЗ
 перевантаження максимальна та мінімальна напруга циклу
 1,38 113,2 МПа -41,0 МПа

Пошкодження за політ
 спектр цикл ЗВЗ сумарне
 dc= 3.9807E-006 dzvz= 1.0646E-005 Dpol= 1.4627E-005

Параметри інтегрального перевищення збільшень перевантажень за один політ,
 дальність польоту
 c= 0,097 Fo= 47,18 L= 5310 днів

Коефіцієнт надійності, ефективний коефіцієнт концентрації напруг
 Nprobable= 4,0 Keff= 3,00

Ресурс елемента конструкції, напруга елементі при перевантаженні $\nu_y=1$,
 директивна розрахункова напруга, що забезпечує при проектуванні
 розрахований ресурс

Tres = 17092 польотів Sn1 = 82.0 МПа S дір = 307.5 МПа

3.3 Максимальна пасажиромісткість - 60 чол.

НАВАНТАЖЕННЯ ПРИ ПОЛЕТІ У ТУРБУЛЕНТНІЙ АТМОСФЕРІ

Перевантаження та втомне пошкодження крила літака

Вихідні дані

Площа крила 99 м² Похідна Су по кутку атаки 4.725 1/рад

Злітна вага 37.50 т Мінімальна вага у типовому польоті 30.26 т

Висота 10.0 км. швидкість крейсерського польоту 650 км/год.

Час набору висоти, крейсерського польоту, зниження годинника
0,38 4,85 0,29

Кнад = 4.00 Кеф = 3.00 Напруга при $n_u = 1$ та злітній вазі 82.0 МПа
Експлуатаційне навантаження $n_u = 2.50$

Параметри режимів польоту

j	Висота км	Швидкість км/час	Вага т	Шлях км	Час час
1	1,8	426	37,45	31	0,04
2	4,0	460	37,36	34	0,11
3	6,0	497	37,25	43	0,19
4	8,0	539	37,13	52	0,28
5	10,0	650	35,89	1068	1,23
6	10,0	650	33,73	1068	2,87
7	10,0	650	31,57	1068	4,52
8	8,0	598	30,56	35	5,29
9	6,0	546	30,49	32	5,35
10	4,0	494	30,41	29	5,40
11	1,5	429	30,32	37	5,48

Нижня панель крила

Пошкодження за один політ для різних швидкостей поривів
та режимів польоту

W d[i,j]*1e8
м/сек

0,2	1,7	0,2	0,1	0,1	1,1	0,8	0,6	0,0	0,0	0,1	0,7
0,7	9,3	1,0	0,5	0,4	5,1	4,0	3,1	0,1	0,2	0,4	4,5
1,2	15,3	1,8	0,9	0,6	7,3	6,0	4,8	0,2	0,3	0,7	8,5
1,7	17,7	2,1	1,0	0,6	7,3	6,2	5,2	0,3	0,4	0,9	11,1
2,1	17,3	2,1	0,9	0,6	6,1	5,5	4,8	0,3	0,5	1,1	12,3
2,6	15,2	1,8	0,8	0,5	4,6	4,3	4,0	0,3	0,5	1,1	12,2
3,1	12,5	1,5	0,6	0,3	3,3	3,2	3,1	0,2	0,4	1,1	11,3
3,6	9,8	1,2	0,5	0,2	2,2	2,3	2,3	0,2	0,4	1,0	10,0
4,0	7,4	0,9	0,3	0,2	1,4	1,5	1,6	0,2	0,3	0,9	8,5
4,5	5,4	0,7	0,2	0,1	0,9	1,0	1,1	0,1	0,3	0,7	7,0
5,0	3,8	0,5	0,2	0,1	0,6	0,6	0,7	0,1	0,2	0,6	5,7
5,4	2,7	0,4	0,1	0,0	0,3	0,4	0,5	0,1	0,2	0,5	4,5
5,9	1,9	0,3	0,1	0,0	0,2	0,3	0,3	0,1	0,1	0,4	3,5
6,4	1,3	0,2	0,0	0,0	0,1	0,2	0,2	0,0	0,1	0,3	2,7
6,9	0,9	0,1	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,0	0,1	0,3	2,0

Пошкодження за типовий політ за режимами польоту

j 1 2 3 4 5 6 7 8 9 10 11
 dj*1e7 12,4 1,5 0,6 0,4 4,1 3,7 3,3 0,2 0,4 1,1 11,0

Максимально ушкоджуюча швидкість пориву для всіх режимів польоту
 та відповідне збільшення перевантаження
 1.66 м/сек 0.14

Максимально ушкоджуючий режим польоту
 висота швидкість польоту вага літака пошкодження за режим
 1.81км 426 км/час 37.45т 1.239E-006

Параметри циклу ЗВЗ
 перевантаження максимальна та мінімальна напруга циклу
 1,33 109,1 МПа -41,0 МПа

Пошкодження за політ
 спектр цикл ЗВЗ сумарне
 dc= 3.8681E-006 dzvz= 9.3003E-006 Dpol= 1.3168E-005

Параметри інтегрального перевищення збільшень перевантажень за один політ,
 дальність польоту
 c= 0,082 Fo= 45,51 L= 3497 км

Коефіцієнт надійності, ефективний коефіцієнт концентрації напруг
 Nprobable= 4,0 Keff= 3,00

Ресурс елемента конструкції, напруга елементі при перевантаженні $n_u=1$,
 директивна розрахункова напруга, що забезпечує при проектуванні
 розрахований ресурс

Tres = 18985 польотів Sn1 = 82.0 МПа S дір = 307.5 МПа

3.4 Перевезення 24 пас. + вантаж

НАВАНТАЖЕННЯ ПРИ ПОЛЕТІ У ТУРБУЛЕНТНІЙ АТМОСФЕРІ

Перевантаження та втомне пошкодження крила літака

Вихідні дані

Площа крила 99 м² Похідна Су по кутку атаки 4.725 1/рад

Злітна вага 37.50 т Мінімальна вага у типовому польоті 31.70 т

Висота 10.0 км. швидкість крейсерського польоту 650 км/год.

Час набору висоти, крейсерського польоту, зниження годинника
0,38 3,05 0,29

Кнад = 4.00 Кеф = 3.00 Напруга при $n_u = 1$ та злітній вазі 82.0 МПа
Експлуатаційне навантаження $n_u = 2.50$

Параметри режимів польоту

j	Висота км	Швидкість км/час	Вага т	Шлях км	Час час
1	1,8	426	37,44	31	0,04
2	4,0	460	37,33	34	0,11
3	6,0	497	37,20	43	0,19
4	8,0	539	37,06	52	0,28
5	10,0	650	36,05	678	0,93
6	10,0	650	34,42	678	1,97
7	10,0	650	32,80	678	3,02
8	8,0	598	32,06	35	3,49
9	6,0	546	31,97	32	3,55
10	4,0	494	31,88	29	3,60
11	1,5	429	31,77	37	3,68

Нижня панель крила

Пошкодження за один політ для різних швидкостей поривів
та режимів польоту

W d[i,j]*1e8
м/сек

0,2	1,7	0,2	0,1	0,1	0,7	0,6	0,5	0,0	0,0	0,1	0,9
0,7	9,2	1,0	0,5	0,4	3,3	2,8	2,3	0,1	0,2	0,4	5,5
1,2	15,3	1,8	0,8	0,6	4,7	4,1	3,5	0,3	0,4	0,8	10,1
1,7	17,7	2,1	1,0	0,6	4,7	4,2	3,7	0,3	0,5	1,1	13,0
2,2	17,3	2,1	0,9	0,6	3,9	3,6	3,3	0,3	0,5	1,2	14,0
2,7	15,2	1,8	0,8	0,5	3,0	2,8	2,7	0,3	0,5	1,3	13,6
3,2	12,5	1,5	0,6	0,3	2,1	2,1	2,0	0,3	0,5	1,2	12,4
3,7	9,8	1,2	0,5	0,2	1,4	1,4	1,4	0,2	0,4	1,1	10,7
4,2	7,4	0,9	0,3	0,2	0,9	1,0	1,0	0,2	0,3	0,9	8,9
4,7	5,4	0,7	0,2	0,1	0,6	0,6	0,7	0,1	0,3	0,8	7,2
5,2	3,8	0,5	0,2	0,1	0,3	0,4	0,4	0,1	0,2	0,6	5,7
5,7	2,7	0,4	0,1	0,0	0,2	0,2	0,3	0,1	0,2	0,5	4,4
6,2	1,9	0,3	0,1	0,0	0,1	0,1	0,2	0,1	0,1	0,4	3,3
6,7	1,3	0,2	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,0	0,1	0,3	2,5
7,2	0,9	0,1	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,0	0,1	0,2	1,9

Пошкодження за типовий політ за режимами польоту

j 1 2 3 4 5 6 7 8 9 10 11
 dj*1e7 12,4 1,5 0,6 0,4 2,6 2,4 2,2 0,3 0,4 1,2 11,9

Максимально ушкоджуюча швидкість пориву для всіх режимів польоту
 та відповідне збільшення перевантаження
 1.74 м/сек 0.14

Максимально ушкоджуючий режим польоту
 висота швидкість польоту вага літака пошкодження за режим
 1.81км 426 км/час 37.44т 1.238E-006

Параметри циклу ЗВЗ
 перевантаження максимальна та мінімальна напруга циклу
 1,32 107,9 МПа -41,0 МПа

Пошкодження за політ
 спектр цикл ЗВЗ сумарне
 dc= 3.5895E-006 dzvz= 8.9545E-006 Dpol= 1.2544E-005

Параметри інтегрального перевищення збільшень перевантажень за один політ,
 дальність польоту
 c= 0,079 Fo= 43,58 L= 2327 днів

Коефіцієнт надійності, ефективний коефіцієнт концентрації напруг
 Nprobable= 4,0 Keff= 3,00

Ресурс елемента конструкції, напруга елементі при перевантаженні $n_u=1$,
 директивна розрахункова напруга, що забезпечує при проектуванні
 розрахований ресурс

Tres = 19930 польотів Sn1 = 82.0 МПа S дір = 307.5 МПа

3.5 Максимальна вантажопідйомність

НАВАНТАЖЕННЯ ПРИ ПОЛЕТІ У ТУРБУЛЕНТНІЙ АТМОСФЕРІ

Перевантаження та втомне пошкодження крила літака

Вихідні дані

Площа крила 99 м² Похідна Су по кутку атаки 4.725 1/рад

Злітна вага 37.50 т Мінімальна вага у типовому польоті 33.20 т

Висота 10.0 км. швидкість крейсерського польоту 650 км/год.

Час набору висоти, крейсерського польоту, зниження годинника
0,38 1,72 0,29

Кнад = 4.00 Кеф = 3.00 Напруга при $n_u = 1$ та злітній вазі 82.0 МПа
Експлуатаційне навантаження $n_u = 2.50$

Параметри режимів польоту

j	Висота км	Швидкість км/час	Вага т	Шлях км	Час час
1	1,8	426	37,43	31	0,04
2	4,0	460	37,30	34	0,11
3	6,0	497	37,16	43	0,19
4	8,0	539	36,99	52	0,28
5	10,0	650	36,22	390	0,71
6	10,0	650	35,14	390	1,31
7	10,0	650	34,07	390	1,91
8	8,0	598	33,62	35	2,16
9	6,0	546	33,51	32	2,22
10	4,0	494	33,41	29	2,27
11	1,5	429	33,28	37	2,35

Нижня панель крила

Пошкодження за один політ для різних швидкостей поривів
та режимів польоту

W d[i,j]*1e8
м/сек

0,3	1,7	0,2	0,1	0,1	0,4	0,4	0,3	0,0	0,0	0,1	1,2
0,8	9,2	1,0	0,5	0,4	1,9	1,7	1,5	0,2	0,3	0,5	6,8
1,3	15,2	1,8	0,8	0,6	2,7	2,5	2,3	0,3	0,4	1,0	12,0
1,8	17,7	2,1	0,9	0,6	2,7	2,5	2,3	0,4	0,6	1,3	15,1
2,3	17,3	2,1	0,9	0,6	2,3	2,2	2,0	0,4	0,6	1,4	15,9
2,9	15,2	1,8	0,8	0,5	1,7	1,7	1,6	0,3	0,6	1,4	15,1
3,4	12,5	1,5	0,6	0,3	1,2	1,2	1,2	0,3	0,5	1,3	13,4
3,9	9,8	1,2	0,5	0,2	0,8	0,8	0,8	0,2	0,4	1,1	11,3
4,4	7,4	0,9	0,3	0,2	0,5	0,5	0,6	0,2	0,3	1,0	9,2
4,9	5,4	0,7	0,2	0,1	0,3	0,3	0,4	0,1	0,3	0,8	7,3
5,5	3,8	0,5	0,2	0,1	0,2	0,2	0,2	0,1	0,2	0,6	5,6
6,0	2,7	0,4	0,1	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,5	4,2
6,5	1,9	0,3	0,1	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,4	3,1
7,0	1,3	0,2	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,0	0,1	0,3	2,3
7,5	0,9	0,1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,2	1,7

Пошкодження за типовий політ за режимами польоту

j 1 2 3 4 5 6 7 8 9 10 11
 dj*1e7 12,4 1,5 0,6 0,4 1,5 1,4 1,4 0,3 0,5 1,3 12,8

Максимально ушкоджуюча швидкість пориву для всіх режимів польоту
 та відповідне збільшення перевантаження
 1.82 м/сек 0.14

Максимально ушкоджуючий режим польоту
 висота швидкість польоту вага літака пошкодження за режим
 1.50км 429 км/час 33.28т 1.284E-006

Параметри циклу ЗВЗ
 перевантаження максимальна та мінімальна напруга циклу
 1,30 106,9 МПа -41,0 МПа

Пошкодження за політ
 спектр цикл ЗВЗ сумарне
 dc= 3.4043E-006 dzvz= 8.6540E-006 Dpol= 1.2058E-005

Параметри інтегрального перевищення збільшень перевантажень за один політ,
 дальність польоту
 c= 0,076 Fo= 42,66 L= 1462 дні

Коефіцієнт надійності, ефективний коефіцієнт концентрації напруг
 Nprobable= 4,0 Keff= 3,00

Ресурс елемента конструкції, напруга елементі при перевантаженні $n_u=1$,
 директивна розрахункова напруга, що забезпечує при проектуванні
 розрахований ресурс

Tres = 20733 польотів Sn1 = 82.0 МПа S дір = 307.5 МПа