

Пояснювальна записка до дипломного проекту
На тему: Оптимізаційна модель кесону середньої частини крила
транспортного літака

Київ – 2023 року

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

АНОТАЦІЯ

Пояснювальна записка до дипломного проекту «Оптимізаційна модель кесону середньої частини крила транспортного літака» містить 90 сторінок, 60 ілюстрацій, 6 таблиць та 13 використаних джерел.

Метою проекту є розробка оптимізаційної моделі кесону середньої частини крила.

Під час виконання дипломного проекту було: розглянуто конструкцію крила, визначено геометричні параметри профілю та крила, проведено аеродинамічні розрахунки, та розрахунки навантажень на крило.

Результати досліджень, отримані в ході проекту, можуть бути використані для розробки оптимізованої моделі кесона середньої частини крила майбутнього транспортного літака.

Дипломний проект включає в себе результати роботи в Xflr5 був використаний для імітації аеродинамічних експериментів. Для створення 3D-моделей і ескізів використовуються програми SolidWorks 2021 і КОМПАС-3D v19.

Ключові слова: кесон, профіль, нервюра, крило. СЧК.

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

ABSTRACT

The explanatory note to the diploma project "Optimization model of the caisson of the middle part of the wing of a transport aircraft" contains 90 pages, 60 illustrations, 6 tables and 13 references.

The aim of the project is to develop an optimization model of the wing center section caisson.

During the course of the diploma project, the following was done: the wing structure was considered, the geometric parameters of the profile and wing were determined, aerodynamic calculations were performed, and the loads on the wing were calculated.

The research results obtained in the course of the project can be used to develop an optimized model of the midwing caisson of a future transport aircraft.

The diploma project includes the results of work in Xflr5 was used to simulate aerodynamic experiments. SolidWorks 2021 and KOMPAS-3D v19 programs are used to create 3D models and sketches.

Keywords: caisson, profile, nerve, wing. center part of the wing.

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

ЗМІСТ

ВСТУП	2
1.Актуальність теми	2
2. Огляд літератури	3
2.1. Аналіз попередніх досліджень щодо побудови кесону середньої частини крила транспортного літака	3
2.2. Огляд аналогів	4
2.3 Переваги та недоліки аналогів	8
2.4 Аналіз аналогів	9
3. Опис конструкції крила	12
3.1Лонжерони крила	14
3.2 Нервюри крил	17
3.3 Обшивка крила	18
4. Розрахунок навантажень на крило	21
5. Аеродинамічний розрахунок літака	33
5.1 визначення аеродинамічних характеристик крила	33
5.2 Аеродинамічний розрахунок літака за методом потужностей	35
5.3 Визначення дальності та тривалості польоту методом потужностей	38
6. Розрахунок ресурсу крила	44
7. Моделювання та оптимізація кесона крила. Силовий і деталювальний розрахунки	63
7.1 Моделювання та розрахунок	63
7.2 Оптимізаційна модель	65

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

8. Технологія виготовлення.....	67
8.1 Спосіб і пристрій для виготовлення.....	67
8.2 Збірка панелей крила.....	70
8.3 Приєднання лонжеронів і нервюр.....	76
Висновки.....	89
Список використаної літератури.....	90

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ І ТЕРМІНІВ

СЕА – скінченно елементний аналіз

СУ – силова установка

САХ – середня аеродинамічна хорда\

СЧК – середня частина крила

a – швидкість звуку

b – хорда профіля крила

m – маса, кг

L – довжина, м

g – прискорення вільного падіння, м/с²

K – коефіцієнт аеродинамічної якості

Re – число Рейнольдса

M – число Маха

Y – аеродинамічна підйомна сила, Н

X – аеродинамічна сила опору, Н

C_y – коефіцієнт підйомної сили

C_x – коефіцієнт лобового опору

V_∞ – швидкість польоту, швидкість набігаючого потоку, м/с

S – площа крила, м²

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

ВСТУП

Авіаційна промисловість постійно розвивається, прагнучи вдосконалювати конструкції літальних апаратів для підвищення їх ефективності та надійності. Одним із важливих елементів конструкції літака є крило, яке відіграє ключову роль у створенні підйомної сили та утриманні літака в повітрі. Оптимізація конструкції крила є одним із актуальних напрямів досліджень у галузі авіаційної техніки. Кесон є одним з важливих компонентів крила, який виконує роль підсилювача, що забезпечує стійкість і міцність крила при різних навантаженнях і умовах зовнішнього середовища.

1.Актуальність теми

Оптимізаційна модель кесона середньої частини крила транспортного літака є актуальною темою в галузі авіаційної техніки. Постійний розвиток авіаційної промисловості та зростаючі вимоги до характеристик, ефективності та безпеки літаків поставили перед вченими та інженерами завдання вдосконалення конструкції крил для покращення їхніх характеристик.

Для досягнення цих цілей важливо оптимізувати кесон середнього крила. Кесон виступає елементом конструкції, що забезпечує міцність і стійкість крила під час польоту. Його оптимізована конструкція може покращити аеродинамічні характеристики літака.

Враховуючи швидкий розвиток технологій моделювання, оптимізації та обчислень, дослідження та розробка моделі оптимізації кесона середнього крила набули особливого значення. Впровадження цих нових методів і способів у процес розробки літака може значно покращити його характеристики.

Отже, актуальність даної теми полягає в необхідності оптимізації конструкції кесона СЧК крила транспортного літака з метою покращення

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		32

його аеродинамічних характеристик, енергоефективності та надійності, що сприятиме подальшому розвитку авіаційної техніки.

2. Огляд літератури

2.1. Аналіз попередніх досліджень щодо побудови кесону середньої частини крила транспортного літака

Історія вивчення кесонних конструкцій середини крил транспортних літаків охоплює важливий період у розвитку авіації. Від перших днів, коли літаки були більш складними повітряними кулями та дерев'яними каркасами, до сучасних технологій із використанням комп'ютерного моделювання та композитних матеріалів.

На початку розвитку авіації конструкції крил були простішими, часто використовували дерев'яні або металеві ребра і стрілоподібні аеродинамічні профілі. Протягом історії було проведено багато експериментів для покращення аеродинамічних властивостей крил і зменшення опору повітря.

У 1930-40-х роках були внесені значні зміни в конструкцію профілю. Існують нові аеродинамічні профілі, такі як аеродинамічний профіль NASA (Національний аерокосмічний консультативний комітет), розроблений дослідниками для покращення характеристик літака. З розвитком комп'ютерних технологій у 1960-1970-х роках з'явилися нові методи аналізу та моделювання аеродинамічних профілів. Комп'ютерне моделювання дозволило виконати детальні аеродинамічні розрахунки, що призвело до розробки оптимізованих профілів крил і конструкції крилових конструкцій з покращеними характеристиками.

У сучасний час історія досліджень включає використання композитних матеріалів з високою міцністю і малою вагою. Цей матеріал може створити більш складні та оптимізовані конструкції крил. Крім того, розвиток

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		32

технології адитивного виробництва та використання легких сплавів також вплинули на розвиток конструкції крил.

Загалом історія досліджень у галузі конструкції кесонів крила літаків свідчить про постійний розвиток прийомів і методів, спрямованих на підвищення ефективності, міцності та аеродинамічних властивостей аеродинамічних профілів.

2.2. Огляд аналогів.

Ан-26 — турбогвинтовий військово-транспортний літак. Розроблений на базі літака Ан-24РТ, що відрізняється від останнього подовженою хвостовою частиною фюзеляжу з великими вантажними дверима і напірними рампами. Оригінальна конструкція дверей з розсувною або посадковою рампою під фюзеляжем забезпечує швидке виконання вантажно-розвантажувальних робіт, перевезення великогабаритних вантажів і обладнання, зручність десантування вантажів і персоналу.

Високе розміщення крила Ан-26, планова трапеція вільного кріплення. Конструкція крила кесонна, складається з двох лонжеронів і 23 нервюр. Технічно крило ділиться на п'ять секцій: центроплан, дві середні (СЧК) і дві знімні (ЗЧК) секції. Центроплан з'єднаний зі шпангоутами 17 і 20 фюзеляжу. На передньому крилі він має два відкидних закрилки з одним прорізом і один висувний закрилок з двома прорізами, а переднє крило має дві секції елерона. Закрилки мають загальну площу 15 квадратних метрів і кут відхилення 15° (при зльоті) і максимальний 38° (при посадці). Елерони мають загальну площу 6,12 квадратних метрів і кут відхилення 24° (вгору) і максимальний 16° (вниз). У центральній площині розташовано десять м'яких баків, а в СЧК два відсікових бака (по одному з боків).

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		32

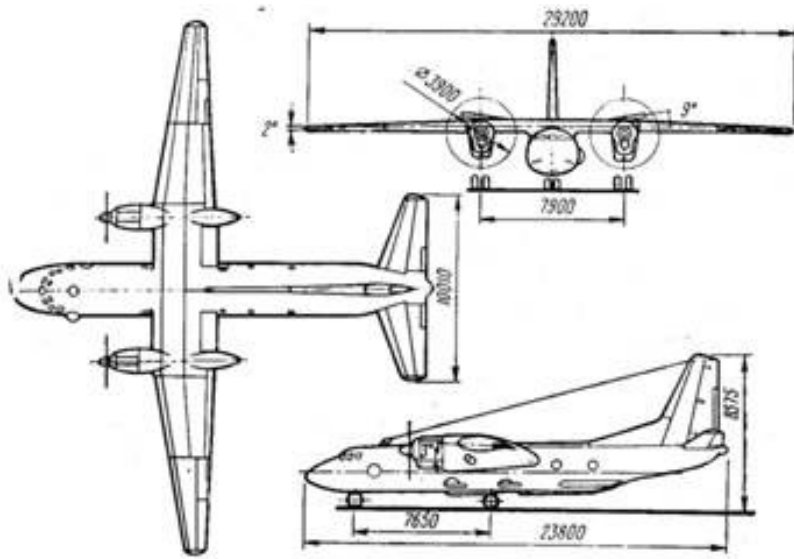


Рис.2.1. Кресленик літака Ан-26

Характеристики:

- Екіпаж: 3-5 чоловік(залежно від модифікації)
- Вантажопідйомність: 5500 кг;
- Довжина: 23,8 м;
- Висота: 8,58 м;
- Розмах крила: 29,20 м;
- Площа крила: 74,98 м²;
- Крило у плані: трапецієподібне;
- Нормальна злітна маса: 23000 кг;
- Максимальна злітна маса: 24000 кг;
- Маса палива у внутрішніх баках: 5500 л;
- Силова установка: 2 × ТВД АІ-24ВТ 2820 к.с.;
- Максимально допустима швидкість: 540 км/год;
- Крейсерська швидкість: 440 км/год.

- Дальність дії: 1100 км;
- Експлуатаційна стеля: 9000 м.

Іл-112Б - легкий військово-транспортний літак, що представляє собою моноплан загальної аеродинамічної схеми, з високо розташованими прямими крилами і двома турбогвинтовими двигунами. Фюзеляж літака виготовлений з клепаної конструкції з високочистого алюмінієвого сплаву. Численні компоненти виготовлені з високоміцних алюмінієвих сплавів, титану, високоміцної сталі, стільникових і композитних матеріалів.

Крило Іл-112В було кесонним, і інженери розробили одне крило замість двох окремих консолей, прикріплених до центроплану. Він двосторонній, склепається з алюмінієвого сплаву і кріпиться до фюзеляжу зверху за допомогою силових елементів і спеціальних кріплень. Конструкція крила стільникова, обшивка виконана з композитних матеріалів. Силові кесони крила герметичні під паливними баками.

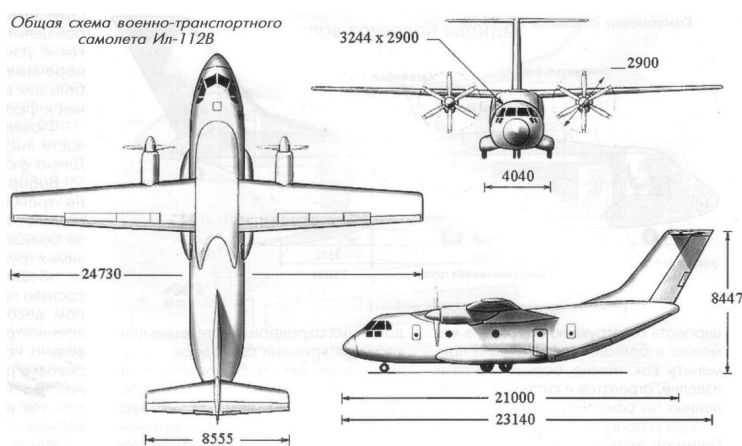


Рис.2.2. Кресленик літака Іл-112В

Характеристики:

- Розмах крила: 27.60 м;
- Довжина літака: 24.15 м;
- Висота літака: 8.89 м;
- Маса порожнього спорядженого літака: 15000 кг;
- Максимальна злітна маса: 210000;

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		32

- Тип двигуна: 2 × ТВД Климов ТВ7-117СТ;
- Потужність: 2 × 3500 к.с;
- Максимальна швидкість: 550 км/год;
- Крейсерська швидкість: 450-500 км/год;
- Практична дальність: 2400 км;
- Практична стеля: 7600 м;
- Екіпаж: 2 чол;

Ан-132 - це транспортний літак, створений на базі літака Ан-32, який зарекомендував себе в експлуатації в багатьох країнах світу. Цей літак побудований як багатоцільовий наземний аеродромний двомоторний турбогвинтовий однофюзеляжний дозвуковий легкий транспортний літак малої та середньої дальності на одній висоті.

Також Ан-132 може здійснювати скидання вантажів на парашутні платформи та десантників, перевозити особовий склад, транспортувати хворих і поранених у надзвичайних ситуаціях.

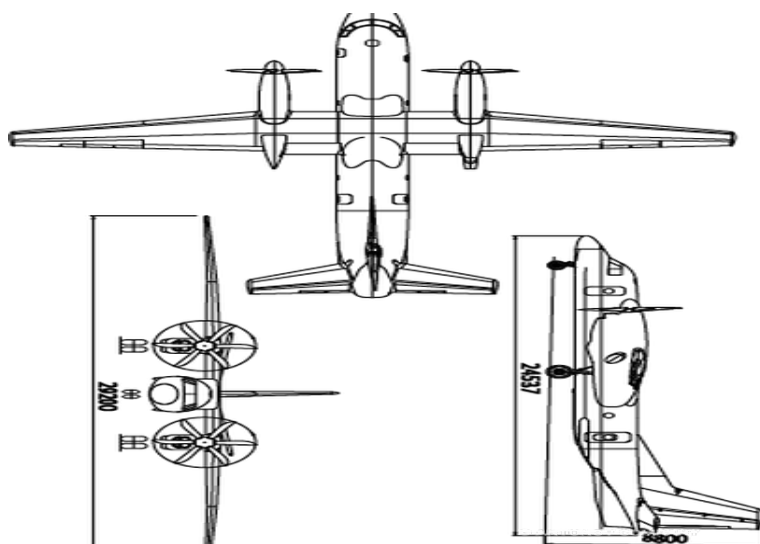


Рис.2.3. Кресленик літака Ан-132

Характеристики:

- Розмах крила: 29.20 м;
- Довжина літака: 24.537 м;
- Висота літака: 8.80 м;

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		32

- Максимальна злітна маса: 28500 кг;
- Тип двигуна: 2 × ТВД PW150D (Pratt & Whitney Canada);
- Потужність: 2 × 5071 к.с;
- Максимальна швидкість: 550 км/год;
- Крейсерська швидкість: 450-500 км/год;
- Практична дальність з вантажом 6 т: 3500 км;
- Практична стеля: 9000 м;
- Екіпаж: 2 чол;

2.3 Переваги та недоліки аналогів.

Дані аналоги мають класичну аеродинамічну схему «високоплан». Переважна більшість вантажних літаків у світі використовують схему високого крила. Переваги цієї схеми найбільшою мірою відображаються на вантажному літаку, а дрібні недоліки компенсуються додатковими конструктивними схемами. Верхнє положення крил дозволяє:

- опускання фюзеляжу на землю, що підвищує технологічність завантаженого вантажного відсіку, а значить, скорочує час простою посадкової смуги при підготовці до польоту;

- центроплан крила не займає об'єм вантажного відсіку;
- значно віддалити силову установку від поверхні Землі, тим самим істотно підвищити безпеку польотів, особливо при роботі на наземних злітно-посадкових смугах;
- перешкоди крилу і фюзеляжу невисокі;
- отримати вищі в порівнянні з нижнім положенням крила, Аеродинамічні властивості, особливо коефіцієнт підйомної сили C_y .

Однак верхнє розташування крил має наступні недоліки:

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		32

- збільшений поперечний переріз фюзеляжу в центральній площині;
- збільшення маси конструкції за рахунок необхідності встановлення більш міцних елементів кріплення в зоні сполучення центроплана та ЗЧК для уникнення відмови крила при аварійній посадці;
- складність компоновочних рішень шасі (велика маса шасі, розміщена на крилах, малі направляючі для шасі при кріпленні до фюзеляжу).

2.4 Аналіз аналогів.

Аналоги мають крило кесонного типу. Цей тип крила є найпоширенішим типом конструкції літака. Кесон являє собою балкову конструкцію з передньою і задньою стінками і робочою обшивкою зверху і знизу. Обшивка піддається нормальним і дотичним напругам. Згинальні моменти в основному сприймаються обшивкою та стрингерами. Елементами поздовжньої міцності в кесоні є лонжерони.

Лонжеронним крилом є крило, в якому згинальний момент в основному сприймається лонжеронами, які мають потужні пояси. Таке крило включає один або кілька поздовжніх силових елементів - лонжеронів, які сприймають згинальний момент і поперечну силу. Згинальний момент сприймають пояси лонжеронів, в яких виникають великі осеві навантаження. Стінки лонжеронів, сприймаючи практично всю поперечну силу, працюють на зсув. Крім того, стінки спільно з обшивкою утворюють замкнуті контури, що сприймають крутний момент. Лонжерони являють собою поздовжні балки (мал. 1.1), що складаються з поясів і стінок. Їх частка в масі крила може доходити до 30-40%. Більша ж частина маси самого лонжерона припадає на його пояси, в яких при згині виникають найбільші нормальні напруги, так як їх матеріал найбільш віддалений від нейтральної осі.

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		32

Лонжерон - це стрингер, що складається з поясів і стінок. Їх частка в масі крила може досягати 30-40%. Велика частина маси самих лонжеронів припадає на їх стрічки, де виникають найбільші нормальні напруги під час вигину, оскільки їх матеріал найбільш віддалений від нейтральної осі.

У дволонжеронному крилі передній лонжерон зазвичай розташований на 15-25% довжини хорди, а задній лонжерон на 60-70%, максимальна конструктивна висота цієї секції крила не використовується для розумного розподілу структури матеріалу, тому за різними параметрами вага дволонжеронного крила завжди більша, ніж однолонжеронного. На кручення діють профілі, створені обшивкою і стінками передніх і задніх лонжеронів.

Нервюри призначені для формування та підтримки форми профілю крила в усіх його частинах у польоті. Середні частини нервюр кріпляться заклепками до основного і допоміжного лонжеронів за допомогою вертикальних жорсткостей, виготовлених з пресованих профілів. Крім заклепок з додатковими ніжками, до основних лонжеронів кріпляться ребра жорсткості. Задні частини нервюри з'єднані з заднім допоміжним лонжероном закрилками. Форма їх нижньої частини відповідає профілю стулок. Обшивка створена для створення поверхні, необхідної для потоку повітря, який обтікає крило для створення підйомної сили. Будучи невід'ємною частиною силового контуру крила, шкіра сприймає крутний момент при розтягуванні-стиску та частково згинальних моментах.

Кесонна конструкція крила має внутрішній об'єм, достатній для розміщення палива або будь-яких агрегатів. У першому випадку вся внутрішня частина кесона герметизується спеціальним паливостійким герметиком - всі з'єднання, різьбові з'єднання і заклепки перешкоджають витоку палива.

До позитивних якостей кесонної схеми можна віднести високу

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		32

живучість, міцність і меншу вагу в порівнянні з лонжеронами.

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		32

3. Опис конструкції крила

Крила — це аеродинамічні профілі, які під час швидкого руху в повітрі створюють підйомну силу. Вони бувають різних форм і розмірів. Конструкція крила може змінюватися для забезпечення певних бажаних характеристик польоту. Управління на різних робочих швидкостях, величина створюваної підйомної сили, баланс і стабільність змінюються разом зі зміною форми крила. Як передня, так і задня кромка крила можуть бути прямими або зігнутими, або один край може бути прямим, а інший вигнутим. Один або обидва краї можуть бути звуженими, щоб крило було вужчим на кінці, ніж на корені, де воно з'єднується з фюзеляжем. Кінчик крила може бути квадратним, округлим або навіть загостреним.

Крила літака призначені для того, щоб підняти його в повітря. Їх конкретна конструкція для будь-якого літака залежить від багатьох факторів, таких як розмір, вага, призначення літака, необхідні швидкості зльоту та посадки та необхідна швидкість набору висоти. Крила літака позначені ліворуч і праворуч, що відповідає лівій і правій стороні оператора, коли він сидить у кабіні.

Крила зазвичай мають повністю консольну конструкцію. Це означає, що вони побудовані таким чином, що не потрібні зовнішні кріплення. Зсередини вони підтримуються структурними елементами та обшивкою літака. Інші крила літака використовують зовнішні стійки або дріт для підтримки крила та перенесення аеродинамічних і посадкових навантажень. Троси та підкоси крила зазвичай виготовляються зі сталі. Багато стійок і їх кріплення мають обтічники для зменшення опору. Короткі, майже вертикальні стійки, звані вторинними стійками, розташовані на стійках на крилах далеко від фюзеляжу. Це служить для гасіння руху стійки та вібрації, спричиненої потоком повітря навколо стійки під час польоту.

Алюміній є найпоширенішим матеріалом, з якого виготовляють крила, але вони також можуть бути виготовлені з дерева та покриті тканиною, а

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		32

іноді й магнієвим сплавом. Крім того, сучасні літаки, як правило, використовують легші та міцніші матеріали для фюзеляжу та крил. Існують крила, повністю виготовлені з вуглецевого волокна або інших композитних матеріалів, а також крила, виготовлені з комбінації матеріалів для максимальної міцності та ваги.

Внутрішня структура більшості аеродинамічних профілів складається з лонжеронів і стрингерів, що охоплюють проліт, а також ребер і панелей або перегородок, що охоплюють хорду (від передньої кромки до задньої кромки). Лонжерон є основною частиною конструкції крила. Вони витримують усі розподілені навантаження, а також зосереджену вагу, наприклад фюзеляж, шасі та двигуни. Обшивка, прикріплена до конструкції крила, несе частину навантажень, що виникають під час польоту. Це також передає навантаження на плавники крила. У свою чергу, ребра передають навантаження на лонжерони.

Загалом, конструкція крила базується на одній з трьох фундаментальних конструкцій:

1. Однолонжерон
2. Багатолонжерон
3. Коробчаста балка

Однолонжеронне крило має в своїй конструкції тільки один головний розмах або поздовжній елемент. Ребра або перегородки забезпечують необхідний профіль або форму профілю. Хоча суто однолонжеронні крила є рідкістю, цей тип конструкції іноді використовується для підтримки поверхонь управління шляхом додавання фальшивих лонжеронів або легких зсувних перегородок уздовж задньої кромки.

Багатолонжеронне крило містить у своїй конструкції більше ніж один великий поздовжній елемент. Для формування профілю крила часто додають нервюри або перегородки.

Конструкція крила з коробчатою балкою використовує два основних

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		32

поздовжні елементи зі сполучними перегородками для забезпечення додаткової міцності та профілю крила. [рис.3.1] Гофровані листи можна розмістити між перегородкою та гладкою зовнішньою обшивкою, щоб крило краще витримувало навантаження на розтяг і стиск. У деяких випадках гофрокартон був замінений на важкі поздовжні ребра жорсткості. Іноді використовується комбінація гофрованих панелей на верхній поверхні крила і ребер жорсткості на нижній. Більшість повітряних транспортних літаків використовують коробчасту балкову структуру крила.

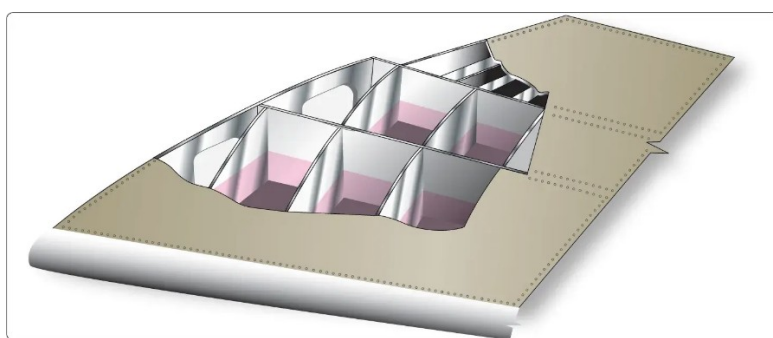


Рис.3.1 Конструкція коробчастої балки

3.1 Лонжерони крила

Лонжерон є основною частиною конструкції крила. Вони відповідають лонжеронам фюзеляжу. Вони проходять паралельно поперечній осі літака, від фюзеляжу до кінців крил, і зазвичай кріпляться до фюзеляжу підкосами крил, гладкими балками або фермами.

Лонжерони можуть виготовлятися з металу, дерева або композитів в залежності від конструктивних особливостей конкретного літака. Дерев'яні балки зазвичай виготовляють з ялини. Загалом їх можна класифікувати на чотири різні типи відповідно до конфігурації поперечного перерізу. Як показано на рис.3.2, вони можуть бути (А) суцільними, (В) коробчастими, (С) частково порожнистими або (D) двотавровими балками. Для додаткової міцності часто використовують ламіновані лонжерони з масиву дерева. Також клеєну деревину можна зустріти в лонжеронах. З лонжерона на малюнку 7Е видалено матеріал для зменшення ваги, але збережено міцність

прямокутного лонжерона. Можна побачити, що більшість лонжеронів мають прямокутну форму з довгим поперечним перерізом крила вгору-вниз.

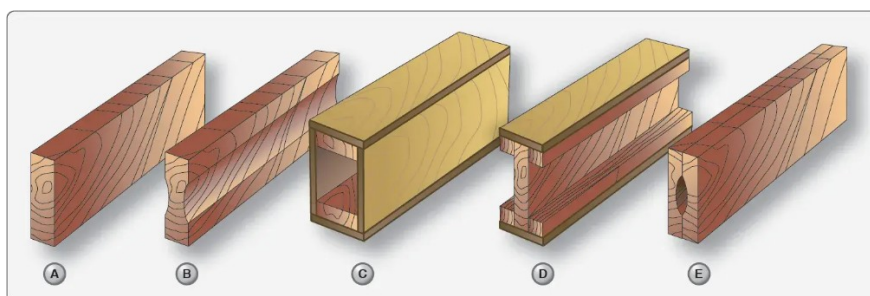


Рис.3.2 Типовий поперечний переріз дерев'яного лонжерона крила

На даний момент більшість літаків, що випускаються, мають лонжерони, виготовлені з суцільного екструдованого алюмінію або алюмінієвих виробів, які скріплені заклепками, щоб утворити лонжерони. Збільшення використання композитних матеріалів і комбінацій матеріалів повинно змусити пілотів уважніше придивитися до лонжеронів, виготовлених з різних матеріалів.

У двотаврової балки верхня і нижня частини балки називаються настилом, а вертикальна частина – полотном. Весь лонжерон може бути видавлений з одного шматка металу, але зазвичай складається з кількох видавлених або сформованих кутів. Полотно утворює основну глибоку частину лонжерона, до якої кріпляться планки покриття (виточки, кутові або фрезеровані частини). Разом ці елементи несуть навантаження, що виникають при вигині крила, а ковпачок служить основою для кріплення обшивки. Хоча форма лонжерона є типовою, фактичні конфігурації лонжерона можуть приймати різні форми. Наприклад, лонжерон може бути плитою або фермою, як показано на малюнку. Він може бути виготовлений з легкого матеріалу з вертикальними ребрами жорсткості для додаткової міцності.

Вони також можуть не мати ребер жорсткості, але можуть містити фланцеві отвори для зменшення ваги, але збереження міцності. Деякі металеві та композитні лонжерони крила зберігають концепцію двотаврової

балки, але використовують синусоїдальне перетинчасте полотно. [рис.3.3].

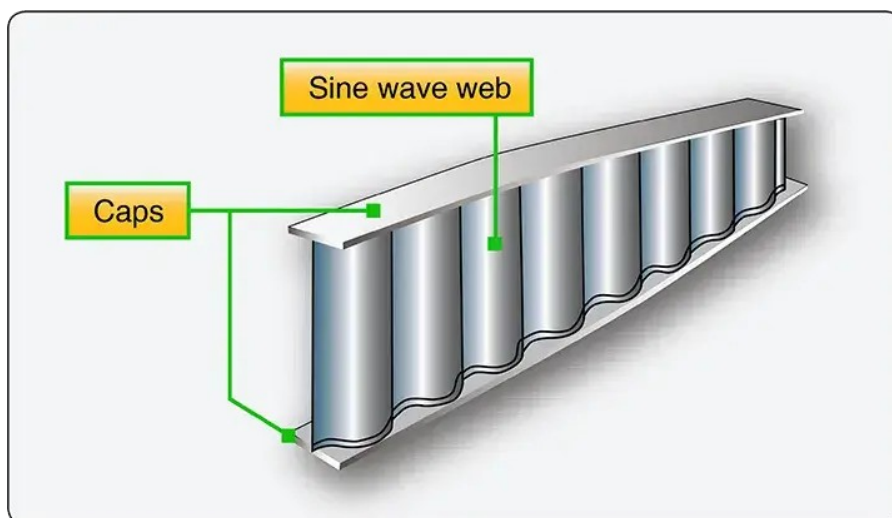


Рис.3.3 Синусоїдальний лонжерон крила може бути виготовлений з алюмінію або композитних матеріалів

Крім того, лонжерон має безвідмовну конструкцію. Відмовостійкість означає, що якщо один елемент складної конструкції виходить з ладу, інша частина конструкції візьме на себе навантаження несправного елемента і дозволить продовжувати роботу. На рис.3.4 показаний лонжерон з відмовостійкою конструкцією. Лонжерон складається з двох частин. Верхня частина складається з кришки, прикріпленої до верхнього полотна. Нижня частина являє собою єдину екструзію, що складається з нижньої кришки та полотна. Дві частини стикуються разом, утворюючи лонжерон. Якщо одна частина цього типу лонжерона зламається, інша частина все ще може нести навантаження.

					AL9118.10.22.00.003B	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		32

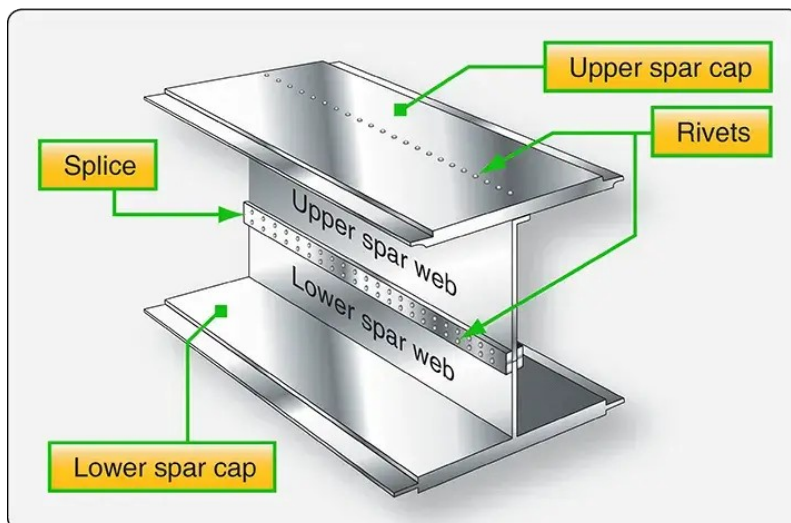


Рис.3.4 Відмовостійкий лонжерон з клепанним лонжеронним полотном

Як правило, крило має два лонжерони. Один лонжерон зазвичай розташований біля передньої частини крила, а інший приблизно на дві третини задньої кромки. Незалежно від типу, лонжерон є найважливішою частиною крила. При навантаженні інших елементів конструкції крила більша частина навантаження передається на лонжерони.

Фальшлонжерони широко використовуються в конструкціях крил. Вони являють собою поздовжні елементи, схожі на лонжерони, але не виходять на всю довжину крила. Вони часто використовуються як точки з'єднання шарнірів для керуючих поверхонь, таких як лонжерони елеронів.

3.2 Нервюри крил

Нервюри - це конструктивні балки, які разом з лонжеронами і стрингерами утворюють каркас крила. Зазвичай вони проходять від передньої кромки крила до заднього лонжерона або задньої кромки крила. Нервюри формують дугу крила і передають навантаження від обшивки і стрингерів на лонжерони. Подібні ребра жорсткості також використовуються на елеронах, рулях висоти, кермах і стабілізаторах.

Як правило, ребра крила виготовляються з дерева або металу. У випадку літаків з дерев'яними лонжеронами, нервюри можуть бути

виготовлені з металу або дерева, хоча металеві ребра більш поширені в літаках з металевими лонжеронами. Ялина є основним матеріалом, який використовується для виготовлення дерев'яних ребер. Листи фанери, листи легкої фанери та листи ферм є трьома найпоширенішими типами дерев'яних ребер. Кроквяний тип, який є найбільш міцним і легким, також є найскладнішим у виготовленні.

Суцільна шайба підвищує жорсткість верхньої планки в площині ребра. На малюнку 13 показано ребра для дерев'яних ферм і полегшені ребра для фанери. Дерев'яні ребра мають реберну кришку або стрижень кришки, який закріплений по всьому периметру ребра. Зазвичай воно виготовляється з того ж матеріалу, що й саме ребро. Реберні кришки роблять ребра більш жорсткими та міцними, а також забезпечують поверхню для кріплення обшивки крил.

Нервюра може також називатися простим ребром або головним ребром. Нервюра крила зі спеціалізованим розташуванням або функціями отримують назви, які відображають їх унікальність. Наприклад, нервюри, які розташовані повністю перед переднім лонжероном і використовуються для формування і зміцнення передньої кромки крила, називаються носовими ребрами або фальшребрами. Помилкові нервюри- це ребра, які не охоплюють всю хорду крила, тобто відстань від передньої до задньої кромки крила. Нервюри стику крила можна знайти на внутрішній кромці крила, де крило кріпиться до фюзеляжу. Залежно від місця розташування і способу кріплення, стикове нервюру може також називатися перебіркою або компресійним нервюрою, якщо воно призначене для сприйняття стискаючих навантажень, які мають тенденцію до зближення лонжеронів крила.

Наконечник крила зазвичай є знімною частиною, яка прикріплена болтами до зовнішнього кінця пластини крила. Однією з причин є те, що кінцівки крил схильні до пошкоджень, особливо під час наземного обслуговування та руління. Конструкція наконечника крила виконана з

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		32

алюмінієвого сплаву. Наконечники крила прикріплені до кінців крил гвинтами з потайною головкою та до конструкції лонжерона в чотирьох точках болтами $\frac{1}{4}$ см. Щоб запобігти утворенню льоду на передніх кромках великих літаків, гаряче повітря від двигунів зазвичай пропускають через жалюзі на верхній поверхні передньої кромки від кореня крила до кінця, щоб це тепле повітря виводилося за борт. Габаритні вогні розташовані в центрі наконечника і не видно безпосередньо з кабіни. На ознаку роботи ліхтаря деякі кінцівки крил оснащені стрижнями з оргскла, які пропускають світло до переднього краю.

3.3 Обшивка крила

Як правило, обшивка крила призначена для того, щоб нести частину польотного та наземного навантажень, а також лонжерони та нервюри. Таку конструкцію називають «напруженою обшивкою». Суцільнометалева повністю консольна секція крила, показана на рис, демонструє конструкцію однієї такої конструкції. Немає додаткових внутрішніх або зовнішніх нервюр жорсткості, які вимагають, щоб обшивка витримувала частину навантаження. Зауважте, що вона є жорсткою, щоб допомогти з цією функціональністю.

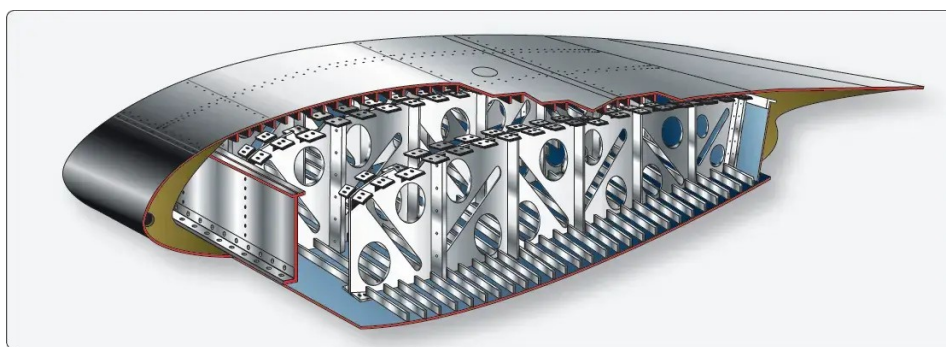


Рис.3.5 Обшивка є невід'ємною несучою частиною конструкції з напруженою обшивкою

Паливо зазвичай транспортується всередині крил літака. Стики в крилах можна герметизувати спеціальним паливостійким герметиком, що дозволяє зберігати паливо безпосередньо всередині конструкції. Така конструкція називається «мокре крило». Крім того, в крилах можуть бути

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		32

встановлені паливні баки або резервуари.

Обшивки крил літака можуть бути виготовлені з різних матеріалів, таких як тканина, дерево або алюміній. Але не завжди використовують тонкий лист матеріалу. Хімічно шліфувана алюмінієва оболонка доступна різної товщини. На літаках із напруженими конструкціями крила панелі крила з сітчастими структурами часто використовуються як обшивки. Стільникові структури складаються з основного матеріалу, схожого на клітини стільників, які шаруваті або затиснуті між тонкими листами шкіри. Сформовані таким чином панелі легкі і дуже міцні. Вони мають різноманітне застосування в літаках, таких як підлоги, перегородки та поверхні керування, а також панелі обшивки крил.

Стільникові панелі можна виготовляти з різних матеріалів. Найпоширенішим є стільник з алюмінієвим сердечником і алюмінієвою зовнішньою оболонкою. Однак також поширені стільники з серцевиною з волокон Arimid®, покритих фенольним покриттям Phenolic®. Насправді існує багато інших комбінацій матеріалів, таких як скловолокно, пластик, номекс, кевлар і вуглецеве волокно. Кожна стільникова структура має унікальні властивості залежно від матеріалу, розміру та технології виготовлення.

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		32

4. Розрахунок навантажень на крило

Зовнішні навантаження, що діють на літак під час польоту або посадки та руху по землі, називаються експлуатаційними навантаженнями. Напруги, викликані цими навантаженнями в елементах конструкції, не повинні перевищувати пропорційну межу або межу текучості матеріалу, щоб уникнути залишкової деформації в елементі, що перевищує встановлені межі. Коефіцієнт міцності виражає, у скільки разів руйнівне навантаження перевищує максимально можливе робоче навантаження:

$$f = \frac{P_{руйн}}{P_{max}^e}$$

$$P_{руйн} = P_{max}^e f,$$

де $P_{руйн}$ — руйнівне (розрахункове) навантаження;

P_{max}^e — максимально можливе експлуатаційне навантаження;

f — коефіцієнт безпеки.

Коефіцієнт міцності включається в розрахунок, щоб забезпечити певний ступінь безпеки конструкції при дії максимального навантаження, при цьому враховуються зміни величини зовнішнього навантаження, що діє на конструкцію, зміни навантаження- Несуча здатність конструкції пов'язана з техпроцесом і допустимим відхиленням механічних властивостей матеріалу.

З точки зору забезпечення безпеки польотів коефіцієнт безпеки повинен бути найбільшим, а з точки зору отримання найкращої льотно-технічної якості - мінімальним. При виборі коефіцієнта міцності слід керуватися таким принципом: при максимально можливому експлуатаційному навантаженні напруга в елементі конструкції повинна бути близькою до пропорційної межі σ_P і не перевищувати межі текучості σ_S . Значення коефіцієнта міцності наведені в таблиці

Таблиця 4.1

Розрахункові зони та елементи	Значення
-------------------------------	----------

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		32

	f
Регулярні зони крила, фюзеляжу, оперення, поверхонь управління та елементів механізації	1,5
Стикові вузли, кронштейни	2

Розрахункове навантаження і перевантаження визначаються:

$$P^P = P^\epsilon f = 20160 \text{ кг};$$

$$n^P = n^\epsilon f = 4,5 \text{ кг},$$

де n^ϵ – експлуатаційне перевантаження.

$$n_{\max}^\epsilon = 3$$

Навантаження, що діють на крило літака: аеродинамічний і масовий розподіл і концентрація сил. на рис. На рис. показані зовнішні навантаження, що діють на крило при малих числах M і позитивних кутах атаки.

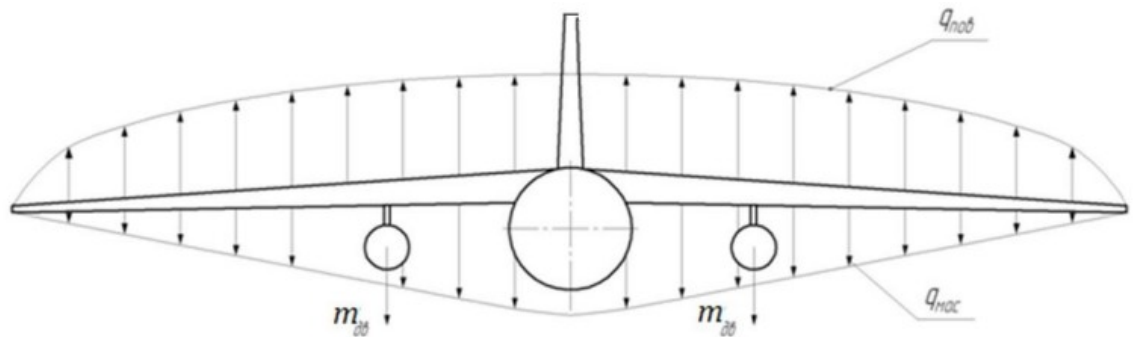


Рис.4.1. Навантаження на крило:

$q_{\text{пов}}$ — розподільне повітряне навантаження; $q_{\text{мас}}$ — розподільне масове навантаження, $M_{\text{дв}}$ — маса двигуна

Знаючи масу літака, експлуатаційне перевантаження n^ϵ та коефіцієнт безпеки f , можна визначити величину розрахункової підйомної сили крила за формулою:

$$Y^P = Y^\epsilon = m_0 n^\epsilon f = 23000 \cdot 3 \cdot 1,5 = 103500 \text{ кг}$$

де m_0 — злітна маса літака, кг;

n^e — експлуатаційне перевантаження (табл. 5);

f — коефіцієнт безпеки.

Згідно з таблицею 5 значення коефіцієнта експлуатаційного перевантаження буде дорівнювати $n^e = 3$.

Таблиця 4.2.

Тип літака	Значення n^e
Пасажирський	2,5
Військово-транспортний, транспортний	3

Масове розрахункове навантаження від крила:

$$m_{кр}^P = m_{кр} n^e f = 1500 \cdot 3 \cdot 1,5 = 6750 \text{ кг}$$

де $m_{кр}$ — маса крила, кг.

Розрахункові навантаження від зосереджених мас, що розташовані на крилі, визначаються:

$$m_{всн}^P = m_{всн} n^e f = 5500 \cdot 3 \cdot 1,5 = 24750 \text{ кг}$$

де $m_{всн}$ — маса вантажу, кг.

З урахуванням попередніх викладок розрахункове навантаження на крило визначається:

$$P^P = ((m_0 - m_{кр}) - \sum_{i=1}^n m_{всн}) n^e f = 7250 \text{ кг.}$$

Розподіліть навантаження за розмахом крил.

Розподіл аеродинамічних навантажень по розмаху складний і залежить від: форми крила в плані, наявності аеродинамічних і геометричних спотворень крила, розміщення гондоли або обтічника, режиму польоту (поворот, крен і т. д.) . Із не враховує вплив вищезазначених факторів.

Для спрощення розрахунків прийнято:

- розподілені аеродинамічні та масові навантаження розподіляються

по прольоту пропорційно хорді;

- Для зменшення обсягу розрахунку прийнято, що центр дії аеродинамічного навантаження x_a розташований на 25% довжини хорди перерізу
- відстань між центрами розподілу сил мас X_M (0,42 хорди для прямого крила) і центром аеродинамічного розподілу ХД (беремо 0,2 хорди для скорочення розрахунків):

$$X_M = 0,42 \cdot b;$$

$$X_D = 0,2 \cdot b.$$

- приблизне розташування центру жорсткості $x_{ц.ж.}$;
- зосереджене навантаження прикладено в центрі маси вантажу;
- центр прикладання маси палива - в геометричному центрі перерізу паливного бака; — Масове та аеродинамічне навантаження паралельні та протилежні.

Координата центра жорсткості при двох лонжеронах з висотами H_1 та H_2 , розташованих на відстанях x_1 (приймаємо за 0,15 b) та x_2 (приймаємо за 0,75 b) від носка крила можна визначити за формулою:

$$x_{ц.ж.} \approx \frac{H_1^2 \times x_1 + H_2^2 \times x_2}{H_1^2 + H_2^2} \approx 0,71b$$

Розподілене аеродинамічне навантаження визначається як:

$$q_{ное} = \frac{m_0 n^\epsilon f}{S} b,$$

де b — хорда крила в даному перерізі, м;

S — площа крила, м² ;

m_0 — злітна маса літака, кг.

Розподілене масове навантаження визначається:

$$q_{мас} = \frac{m_{кр} n^\epsilon f}{S} b,$$

де $m_{кр}$ — маса крила, кг, $m_{кр} = (0,08...0,15) m_0$.

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		32

Масові та аеродинамічні навантаження замінюються еквівалентним навантаженням

$$q = q_{\text{пов}} - q_{\text{мас}}$$

Побудова епюр поперечних сил, згинаючих та крутних моментів по розмаху крила

В загальному випадку крило працює на згин та кручення. Для розрахунків крило розглядається як тонкостінна балка, що спирається на два кронштейни. Вихідними даними для розрахунку крила є діаграми бокової сили Q , вигину та крутного моменту, побудовані за розмахом крила.

Для визначення бічних сил і моментів використовується метод графічного інтегрування (метод трапецій). Визначте загальне робоче навантаження на різні секції, розділивши піврозмаху крила на n рівних секцій довжиною Δz .

При зосередженому навантаженні для зручності розрахунку допускається змінювати крок ділення. Для розрахунків використовувати табличні методи. Після інтегрування бічної сили отримуємо розподіл згинального моменту. Визначаються параметри, необхідні для розрахунку:

— середнє значення погонного навантаження на кожній ділянці довжиною Δz дорівнює: $q_{\text{ср}i} = \frac{q_i + q_{(i+1)}}{2}$;

— приріст поперечної сили в будь-якому перерізі крила (за виключенням кінцевої ділянки): $\Delta Q_i = q_{\text{ср}i} \Delta z$;

— приріст перерізувальної сили на кінцевій ділянці крила визначається $\Delta Q_{\text{кінц}} = \frac{2}{3} q_1 \Delta z$, де q_1 – погонне навантаження в першому перерізі від кінця крила;

— величина поперечної сили в будь-якому перерізі крила:

$Q_i = \sum_{i=1}^n (i \Delta Q_i - m_{\text{ван}i}) g$, де n – кількість ділянок, на які розбитий

					Арк.
					32
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	АЛ9118.10.22.00.003В

напіврозмах крила (зазвичай, $n \geq 10$);

— приріст згинаючого моменту $\Delta M_{згині} = Q_{срi} \Delta z = \frac{Q_i + Q_{i+1}}{2} \Delta z$;

— величина згинаючого моменту в будь-якому перерізі крила $M_{згині} = \sum_{i=1}^n \Delta M_{згині}$. Бажано, щоб Δz не перевищувало 1 м.

— розмах спрямленого крила визначається за формулою:

$$L_{екв} = \frac{l}{\cos \alpha_{0,5}},$$

$$L_{екв} = 14,62,$$

де $L_{екв}$ — розмах еквівалентного прямого крила;

l — пів розмах крила, $l = 14,6$;

$\alpha_{0,5} = 3$ — кут між повздовжньою лінією фюзеляжу та лінією, що побудована на половинах хорд прямого крила.

Таблиця 4.3. Розподілене аеродинамічне навантаження на крило

Номер перерізу	b_i , м	$q_{пов}$, кг/м	$q_{мас}$, кг/м	q , кг/м
0	1	1380,37	330,09	1050,28
1	1,2	1656,44	396,11	1260,34
2	1,3	1794,48	429,11	1365,36
3	1,4	1932,52	462,12	1470,39
4	1,5	2070,55	495,13	1575,42
5	1,6	2208,59	528,14	1680,45
6	1,7	2346,63	561,15	1785,48
7	1,8	2484,66	594,16	1890,50
8	1,9	2622,70	627,17	1995,53
9	2	2760,74	660,18	2100,56
10	2,1	2898,77	693,18	2205,59
11	2,2	3036,81	726,19	2310,62
12	2,3	3174,85	759,20	2415,64
13	2,4	3312,88	792,21	2520,67
14	2,45	3381,90	808,72	2573,19

15	2,55	3519,94	841,72	2678,21
16	2,65	3657,98	874,73	2783,24
17	2,75	3796,01	907,74	2888,27
18	2,8	3865,03	924,25	2940,78
19	2,9	4003,07	957,26	3045,81
20	3	4141,10	990,26	3150,84
21	3,15	4348,16	1039,78	3308,38
22	3,25	4486,20	1072,79	3413,41
23	3,25	4486,20	1072,79	3413,41
24	3,25	4486,20	1072,79	3413,41
25	3,25	4486,20	1072,79	3413,41
26	3,25	4486,20	1072,79	3413,41
27	3,25	4486,20	1072,79	3413,41

Таблиця 4.4. Результати розрахунку поперечної сили

Номер перерізу	b_i , м	Δz , м	q_i , кг/м	ΔQ_i , кг	$m_{ван i}$, кг	Q_i , кг
1	1	0,49	1050,28	566,10	83	483,10
2	1,2	0,49	1260,34	643,30	83	1043,40
3	1,3	0,49	1365,36	694,76	83	1655,16
4	1,4	0,49	1470,39	746,22	83	2318,38
5	1,5	0,49	1575,42	797,69	83	3033,07
6	1,6	0,49	1680,45	849,15	83	3799,22
7	1,7	0,49	1785,48	900,62	83	4616,84
8	1,8	0,49	1890,50	952,08	83	5485,91
9	1,9	0,49	1995,53	1003,54	83	6406,46
10	2	0,49	2100,56	1055,01	83	7378,46
11	2,1	0,49	2205,59	1106,47	83	8401,93
12	2,2	0,49	2310,62	1157,93	83	9476,87
13	2,3	0,49	2415,64	1209,40	83	10603,27
14	2,4	0,49	2520,67	1248,00	83	11768,26
15	2,45	0,49	2573,19	1286,59	83	12971,85
16	2,55	0,49	2678,21	1338,06	83	14226,91
17	2,65	0,49	2783,24	1389,52	83	15533,43
18	2,75	0,49	2888,27	1428,12	83	16878,55
19	2,8	0,49	2940,78	1466,72	83	18262,27
20	2,9	0,49	3045,81	1518,18	83	19697,45
21	3	0,49	3150,84	1582,51	83	21196,95
22	3,15	0,49	3308,38	1646,84	83	22760,79
23	3,25	0,76	3413,41	2594,19	83	25271,99
24	3,25	0,76	3413,41	2594,19	83	27783,18
25	3,25	0,76	3413,41	2594,19	83	30294,37
26	3,25	0,76	3413,41	2594,19	83	32805,56
27	3,25	0,76	3413,41	2594,19	83	35316,75

Таблиця 4.5. Результати розрахунку згинаючого моменту

Номер перерізу	b_i , м	Δz , м	Q_i , кг	$Q(i+1)$, кг	ΔM_i , кг*м	M_i , кг*м
1	1	0,49	483,10	1043,40	236,72	236,72
2	1,2	0,49	1043,40	1655,16	373,99	610,71
3	1,3	0,49	1655,16	2318,38	661,15	1271,86
4	1,4	0,49	2318,38	3033,07	973,52	2245,37
5	1,5	0,49	3033,07	3799,22	1311,11	3556,48
6	1,6	0,49	3799,22	4616,84	1673,91	5230,39
7	1,7	0,49	4616,84	5485,91	2061,93	7292,33
8	1,8	0,49	5485,91	6406,46	2475,17	9767,50
9	1,9	0,49	6406,46	7378,46	2913,63	12681,13
10	2	0,49	7378,46	8401,93	3377,31	16058,44
11	2,1	0,49	8401,93	9476,87	3866,20	19924,63
12	2,2	0,49	9476,87	10603,27	4380,31	24304,94
13	2,3	0,49	10603,27	11768,26	4919,63	29224,57
14	2,4	0,49	11768,26	12971,85	5481,02	34705,60
15	2,45	0,49	12971,85	14226,91	6061,33	40766,92
16	2,55	0,49	14226,91	15533,43	6663,70	47430,62
17	2,65	0,49	15533,43	16878,55	7291,28	54721,91
18	2,75	0,49	16878,55	18262,27	7940,94	62662,84
19	2,8	0,49	18262,27	19697,45	8609,50	71272,34
20	2,9	0,49	19697,45	21196,95	9300,13	80572,47
21	3	0,49	21196,95	22760,79	10019,13	90591,60
22	3,15	0,49	22760,79	25271,99	10769,65	101361,25
23	3,25	0,76	25271,99	27783,18	18252,46	119613,70
24	3,25	0,76	27783,18	30294,37	20160,96	139774,66
25	3,25	0,76	30294,37	32805,56	22069,47	161844,13
26	3,25	0,76	32805,56	35316,75	23977,97	185822,11
27	3,25	0,76	35316,75	37910,94	25886,48	211708,59

Епюри крутних моментів будуються відносно осі жорсткості крила, що проходить через центр жорсткості перетину. Якщо її побудувати відносно центральної лінії жорсткості на вигин, то це справжня епюра

крутного моменту, оскільки крило закручується відносно лінії жорсткості.
Вираз для розрахунку крутного моменту:

– погонний крутний момент , $m_i = q_{\text{пов}}a + q_{\text{мас}}a_1$ де a – відстань від центру тиску до лінії центрів згину, $a = 0,25 b_i$;

відстань від лінії центру мас крила до лінії центрів згину, $a_1 = 0,25 b_i$;

– $x_{\text{ц.ж}} = 0,3b_i$;

– крутний момент від зосередженого вантажу $\Delta M_{\text{кр ван}} = m_{\text{кр}}a_2$ де

– a_2 – відстань від центру мас вантажу до лінії центрів згину;

– повний крутний момент $M_{\text{кр } i} = \int_{L/2}^z m_i dz \pm \sum_{k=1}^m \Delta M_{\text{кр ван}}$.

Розрахунок значень в перерізі здійснюється методом графічного інтегрування. Розраховані значення заносяться в таблицю. Визначаються параметри, необхідні для розрахунку:

– середнє значення погонного крутного моменту на кожній ділянці довжиною Δz дорівнює $\bar{M}_{\text{сп } i}^p = \frac{\bar{M}_i + \bar{M}_{i+1}}{2}$

– приріст крутного моменту в будь-якому перерізі крила :

$\Delta M_{\text{кр } i} = m_{\text{сп } i}^p * \Delta z$;

– величина крутного моменту в будь-якому перерізі крила $M_{\text{кр } i} = \sum_{i=1}^n (\Delta M_{\text{кр } i} - M_{\text{кр ван } i})$, де n – кількість ділянок (див. рис. 6), на які розбитий напіврозмах крила (зазвичай, $n \geq 10$).

– $\Delta M_{\text{кр}} = m_{\text{ван}} a_2 - P_{\text{дс}} h_{\text{дс}}$.

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		32

Таблиця 4.6. Результати розрахунку крутного моменту

Номер перерізу	b_i , м	Δz , м	m_i , кг*м	$m(i+1)$, кг*м	$\Delta M_{кр i}$, кг*м	$M_{кр i}$, кг*м
1	1,2	0,49	615,765	722,66675	1225	-502,333
2	1,3	0,49	722,66675	838,124	1225	-889,209
3	1,4	0,49	838,124	962,13	1225	-1152,08
4	1,5	0,49	962,13	1094,692	1225	-1282,39
5	1,6	0,49	1094,692	1235,8065	1225	-1271,58
6	1,7	0,49	1235,8065	1385,469	1225	-1111,11
7	1,8	0,49	1385,469	1543,68825	1225	-792,424
8	1,9	0,49	1543,68825	1710,46	1225	-306,964
9	2	0,49	1710,46	1885,77375	1225	353,8103
10	2,1	0,49	1885,77375	2069,65	1225	1198,46
11	2,2	0,49	2069,65	2262,07875	1225	2235,539
12	2,3	0,49	2262,07875	2463,054	1225	3473,593
13	2,4	0,49	2463,054	2566,75475	1225	4815,348
14	2,45	0,49	2566,75475	2780,55825	1225	6370,906
15	2,55	0,49	2780,55825	3002,920375	1225	8148,826
16	2,65	0,49	3002,920375	3233,828125	1225	10157,65
17	2,75	0,49	3233,828125	3352,496	1225	12285,15
18	2,8	0,49	3352,496	3596,23925	1225	14656,39
19	2,9	0,49	3596,23925	3848,52	1225	17279,91
20	3	0,49	3848,52	4243,00275	1225	20297,91
21	3,15	0,49	4243,00275	4516,679375	1225	23589,59
22	3,25	0,49	4516,679375	4516,679375	1225	26881,27
23	3,25	0,76	4516,679375	4516,679375	1900	29497,95
24	3,25	0,76	4516,679375	4516,679375	1900	32114,63
25	3,25	0,76	4516,679375	4516,679375	1900	34731,31
26	3,25	0,76	4516,679375	4516,679375	1900	37347,99
27	3,25	0,76	4516,679375	4516,679375	1900	39964,67

На основі проведених розрахунків будуються епюри силових факторів: розподіленої поперечної сили q , поперечної сили Q , згинаючого $M_{зг}$ та крутного $M_{кр}$ моментів.

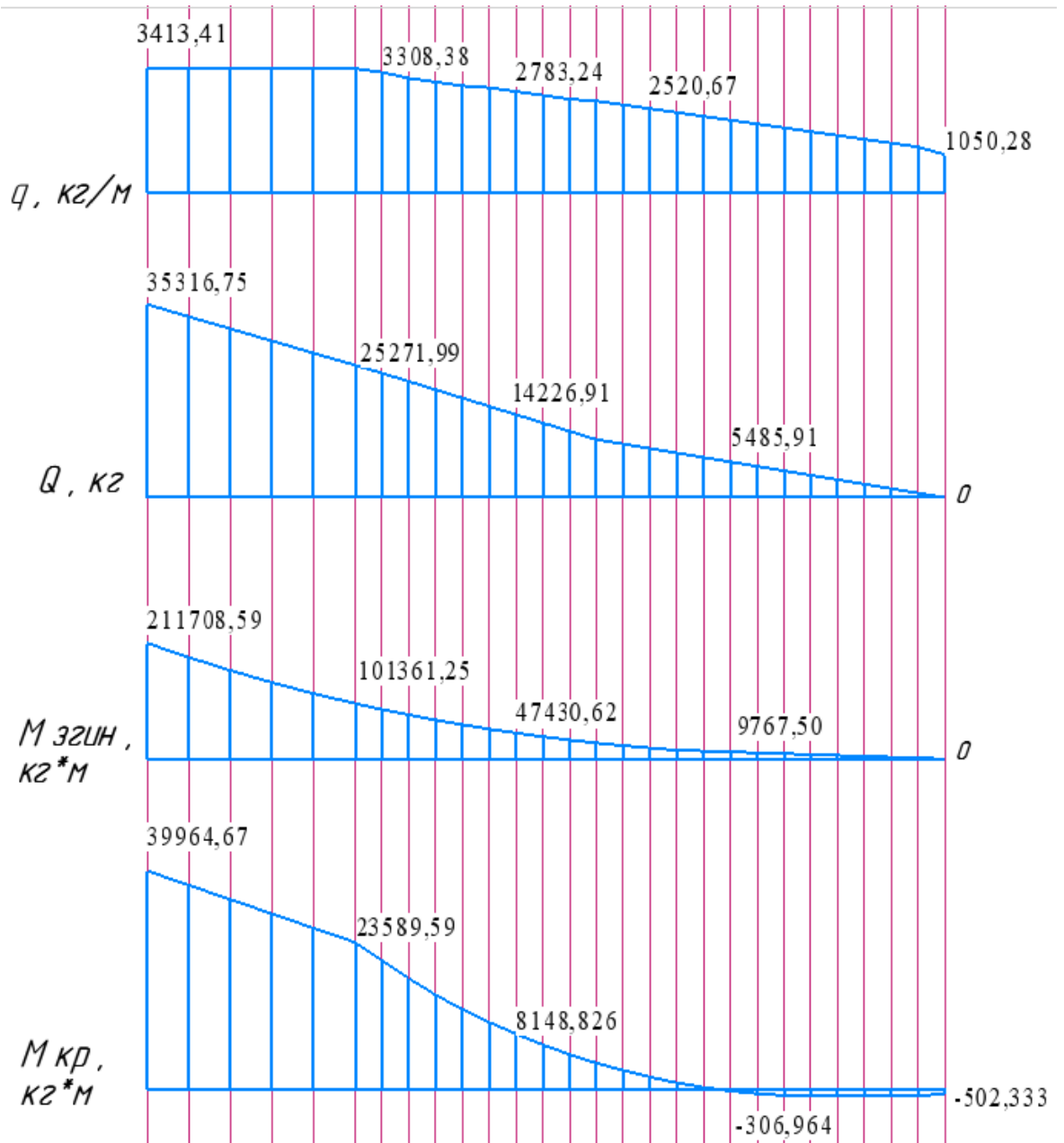


Рис.4.2. Епюри навантажень на крило

5. Аеродинамічний розрахунок літака.

5.1 визначення аеродинамічних характеристик крила

Одними з основними аеродинамічних характеристик ЛА є поляра крила. Для визначення основних аеродинамічних параметрів скористаюся програмою xflr5. Для обраної геометрії крила і (Рис4.1) Симуляція продувки за максимально встановлених умов.

Швидкість $V_{max} = 750$ км/год, максимальна висота $H = 12$ км

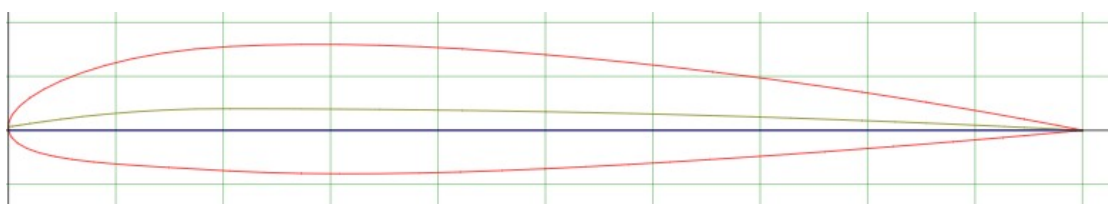


Рис.5.1 Профіль крила NACA2212

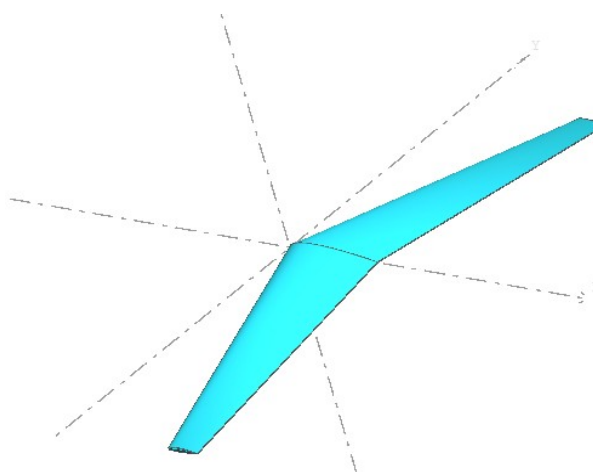


Рис.5.2 Розрахункова модель крила

Отримані графіки залежності $C_y(\alpha)$, $C_x(\alpha)$, $C_y(C_x)$, $K(\alpha)$ крила при $Re=2200000$ наведені на рис.4.2-4.5 відповідно.

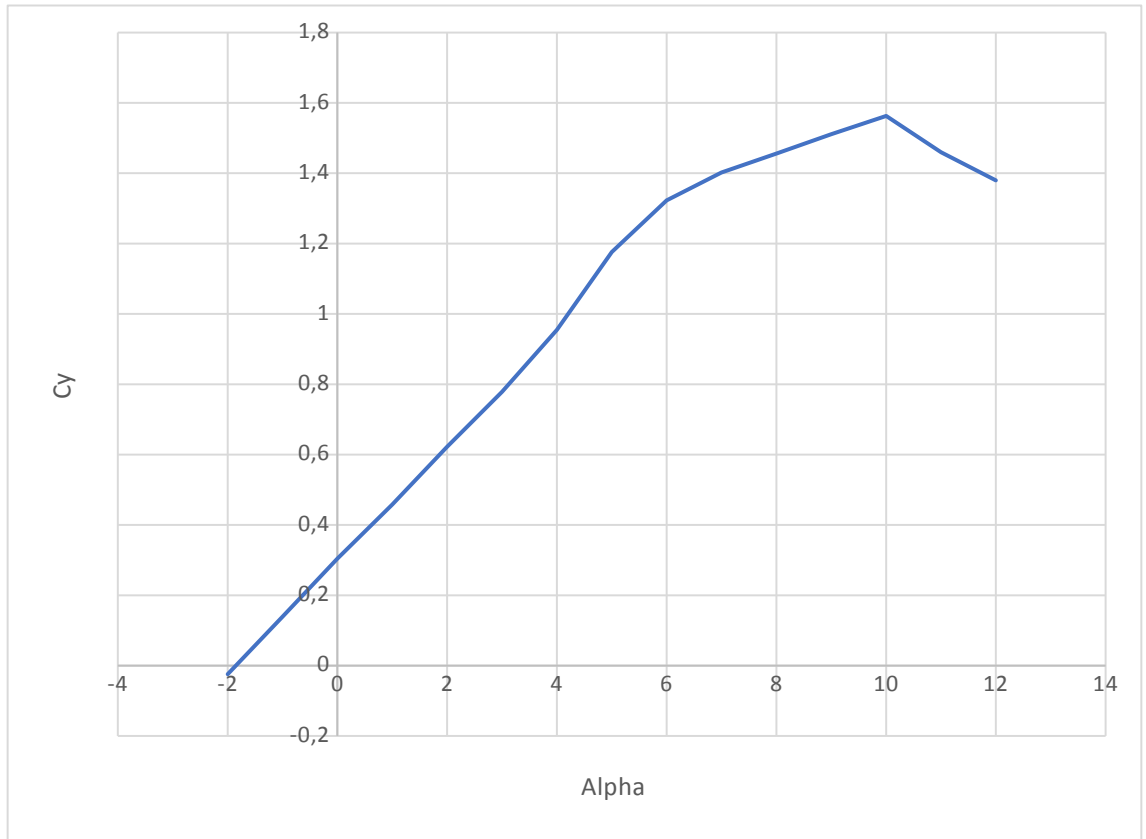


Рис.5.3 Графік залежності $C_y(\text{Alpha})$ крила.

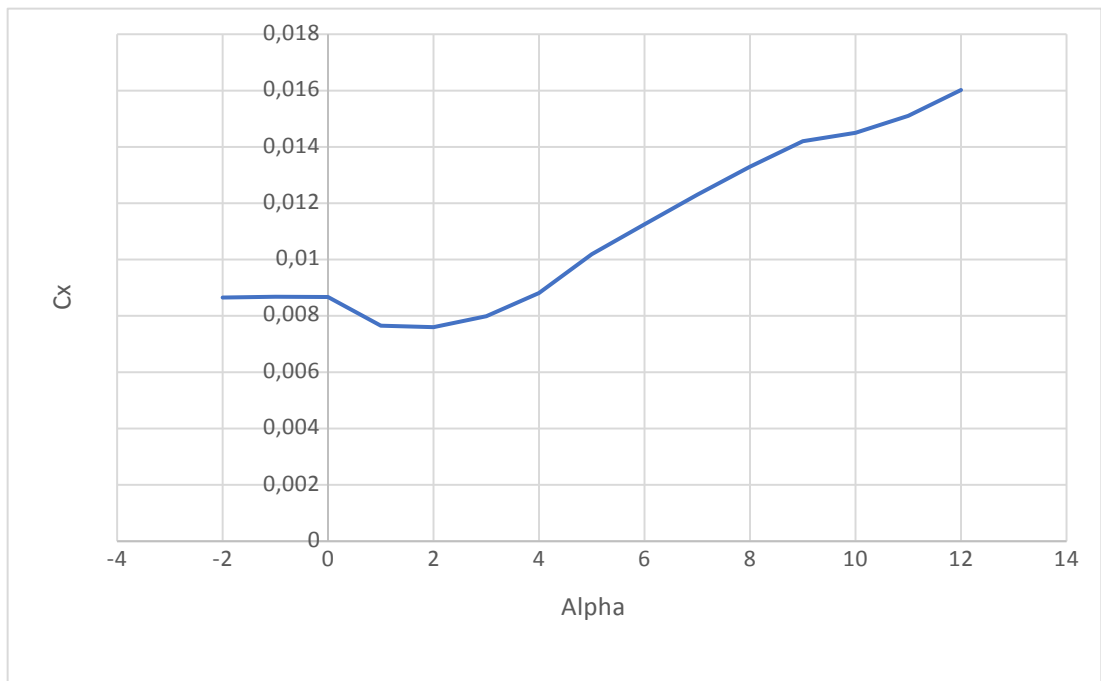


Рис.5.4. Графік залежності $C_x(\text{Alpha})$ крила

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

АЛ9118.10.22.00.003В

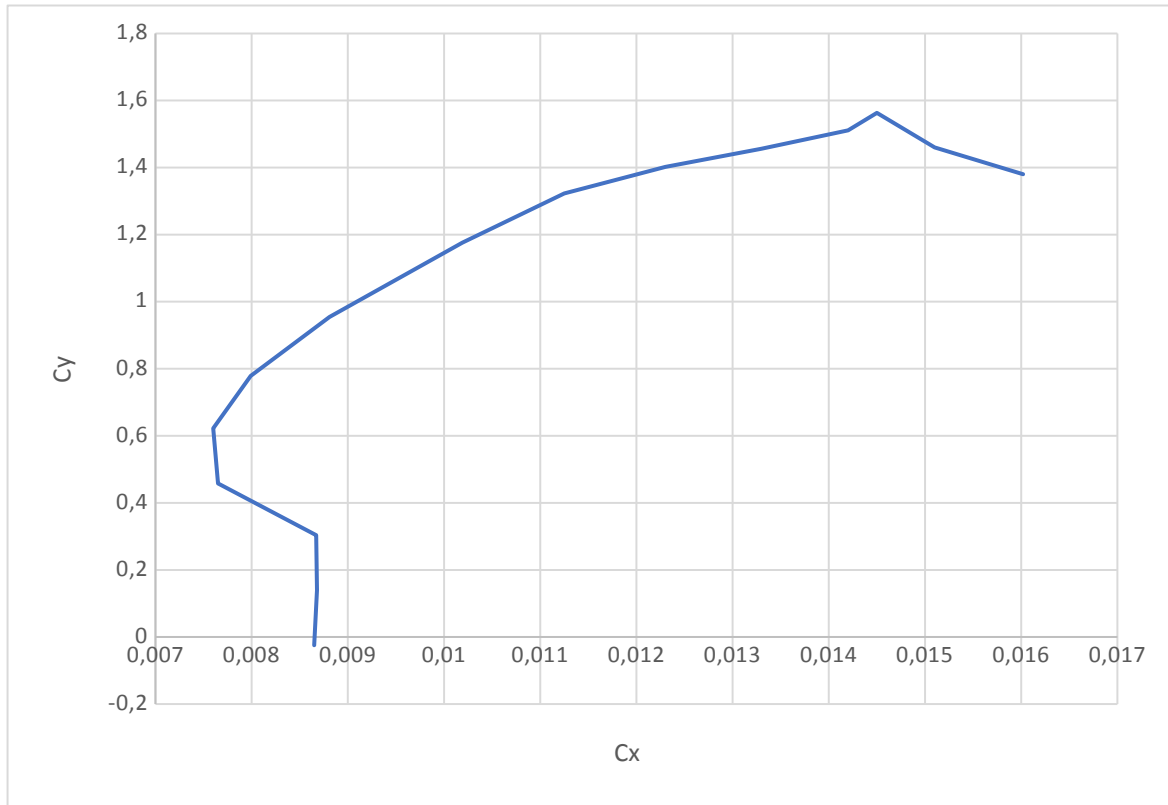


Рис.5.5. Графік залежності $C_y(C_x)$ крила

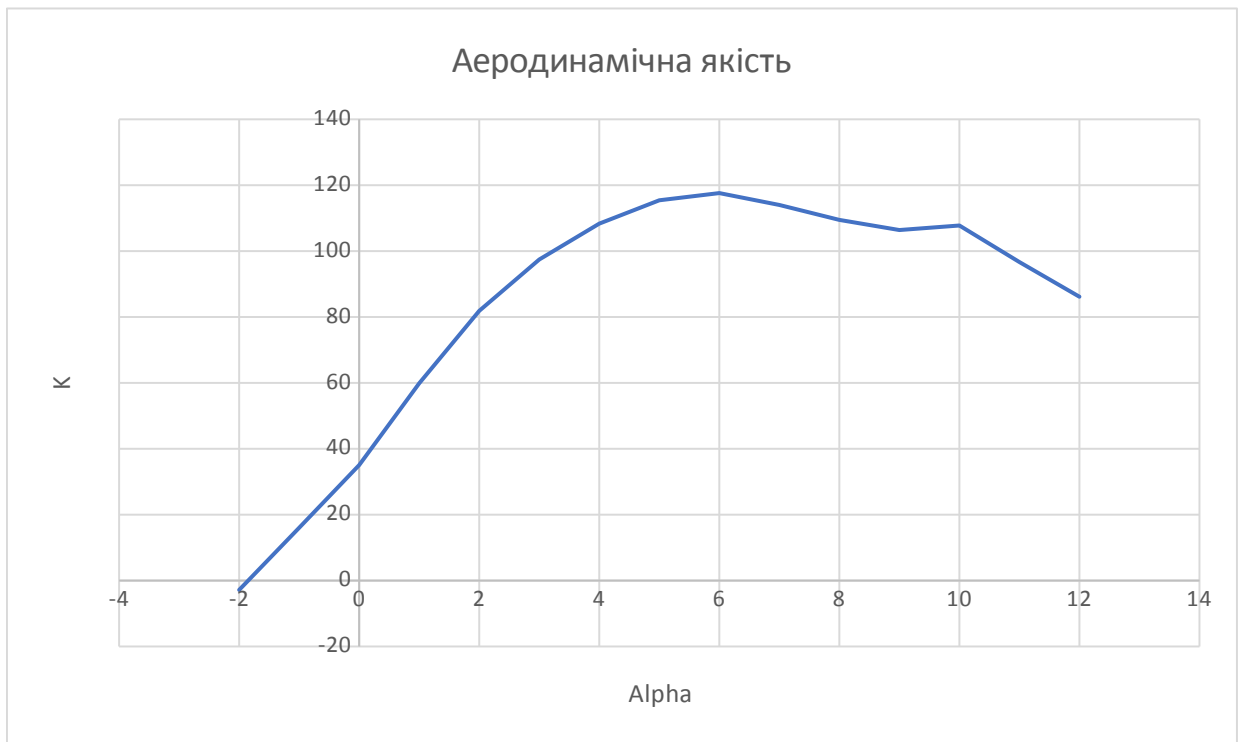


Рис.5.6. Графік залежності $K(\alpha)$ крила

5.2 Аеродинамічний розрахунок літака за методом потужностей

Надійний енергетичний підхід до аеродинамічного аналізу зручний для

літаків з більшими характеристиками, оскільки головною характеристикою їхніх силових установок є потужність. Завдяки спрощеному аналізу методу потужності на графіку можна знайти співвідношення між необхідною N_r і доступною N_p горизонтальної потужності під час курсу швидкості та швидкості на різних висотах. на рис.5.7 Як тільки це можливо, на рівні з'являється графічний малюнок у повний зріст. На графіку показано швидкість V_{min} , V_{ec} , V_{max} . За допомогою цієї діаграми можна швидко визначити діапазон швидкостей і максимальний надлишковий імпульс ΔN_{max} , який лежить між швидкостями $V_{нв}$, як згадувалося раніше. і $V_{ек}$.

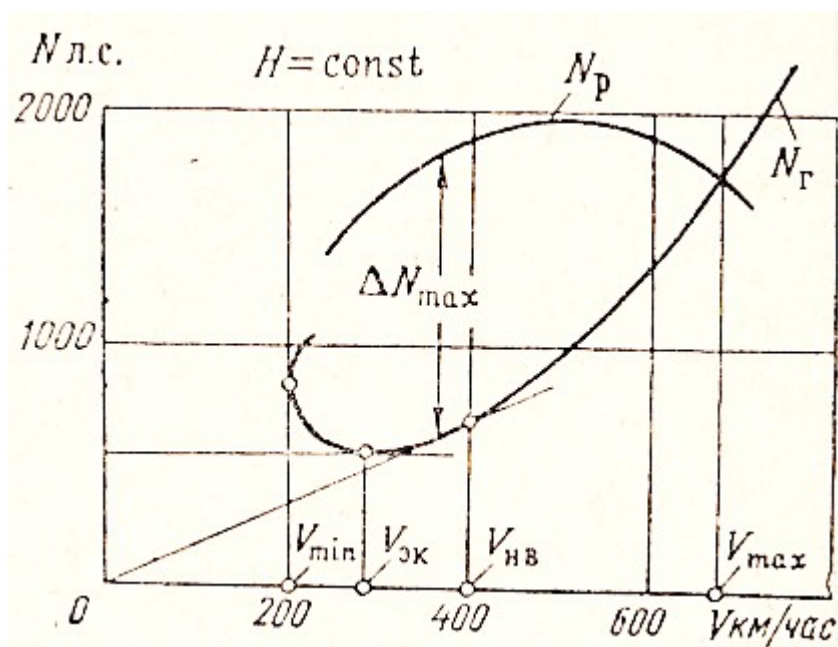


Рис. 5.7. Криві потрібних N_r і відомих N_p потужностей для висоти.

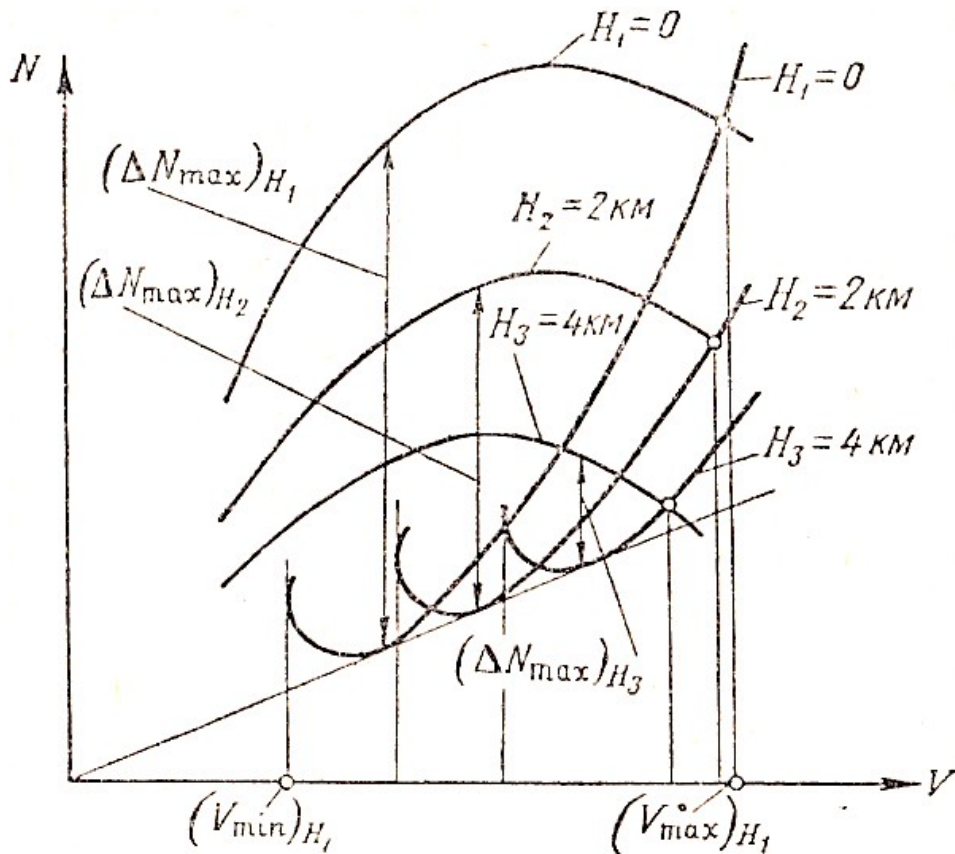


Рис. 5.8. Криві N_g і N_p ЛА з невисотно поршневыми двигунами для різної висоти.

Надлишкова потужність, як і надлишкова тяга, використовується для набору висоти та збільшення швидкості польоту. У постійному горизонтальному польоті надлишкова потужність не використовується, для чого двигуни блокуються.

Для визначення характеристик польоту літака на різних висотах була побудована комбінована карта необхідної та доступної потужності на висоті. При цьому в поршневих двигунах на малих висотах доступна потужність N_p безперервно зменшується зі збільшенням висоти, а в реактивних двигунах на великих висотах вона зростає до проектної висоти N_p і падає вище.

Видно, що для низьковисотних поршневих літаків максимальна швидкість, діапазон швидкостей і залишкова потужність безперервно зменшуються з висотою, а для висотних літаків, оснащених двигунами з

нагнітачем, ці характеристики двигуна зростають на розрахунковій висоті. H_p , а вище цієї висоти - зниження .

На зображенні нижче показаний літак з двигуном низького та високого рівня. З цього малюнка видно, що вертикальна швидкість літака з двигуном малого маневрування послідовно зменшується зі збільшенням висоти, а літака з двигуном високого маневрування збільшується до проектної висоти та падає вище. Таким чином, за однакової вертикальної швидкості на землі стеля висотного літака з двигуном набагато вища, ніж стеля літака з двигуном на малій висоті. Побудуйте карту висхідного атмосферного тиску, переставте залежну карту $V_{y_{max}} = \varphi(H)$ у залежну карту $1 / V_{y_{max}} = \varphi(H)$, а потім отримайте час кожної висоти за допомогою графічного методу інтеграція знайдена.

Розрахунки проводяться за тією ж таблицею, що і для стрижневого методу. За даними таблиці побудуйте карту тиску.

Для розробленого літака висота польоту становила 11 кілометрів. Необхідна потужність $V_{ek} = 600$ к.с., доступна потужність двох двигунів 1400 кН, достатньо для п'ятимісного літака.

5.3 Визначення дальності та тривалості польоту методом потужностей

Дальність польоту - це відстань по 1 горизонтальній площині, що пролітає на площині, рухаючи її в одній вертикальній площині після споживання певного запасу палива. Ця відстань включає такі області, типові для обчислення дальності польоту:

- ділянку, пройдену літальним апаратом, на заданій висоті;
- ділянку основну, що відповідає горизонтальному польоту на заданій висоті;
- ділянку, яку пройшов літак, коли він опускається для посадки в пункт призначення.

Для спрощення обчислень не враховуватиметься зміну вага польоту через вигорання палива, і будемо вважатимемо, що у другому, головному

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76

розділі, літак має постійну вагу польоту та постійну швидкість. Відстань, пройдена літаком на головній ділянці, зазвичай становить до 95% від повного дальності. Ця відстань, визначена за відсутності вітру, називається технічним діапазоном.

Надалі ми обмежимося викладом методики розрахунку дальності польоту і тривалості основної ділянки. Запас палива, що відповідає технічній дальності польоту літака, називається наявним запасом палива.

Використовуване паливо дорівнює повному запасу палива за вирахуванням частини, необхідної для запуску та перевірки двигунів перед польотом, польоту по колу над аеропортом призначення після зльоту, встановлення цільової висоти та зниження літака для посадки.

На додаток до технічної дальності розрізняють фактичну дальність польоту, термін, що означає відстань, яку літак пролітає вздовж горизонту після того, як витратить наявний запас палива, мінус так званий запас авіаційного палива.

Запас авіаційного палива визначається сміливим скороченням дальності поривів, минаючи гори, грози, хмари тощо. перешкода. Зазвичай 5÷10% від загальної кількості палива. Іноді використовується поняття дальності повітряного судна, що означає максимальну відстань, на яку літак може повернутися в аеропорт без проміжної посадки та дозаправки.

Дальність польоту залежить від наступних основних факторів подачі палива, кількості кілометрової витрати палива, звивистості та ступні по черзі в режимі польоту (швидкості та висоти), напрямку та силі вітру на маршруті польоту. Час, який літальний апарат може тривати у повітрі до повного вигорання наявного палива, називається тривалістю польоту.

Технічна дальність польоту визначається за формулою

$$L = \frac{G_{m.p}}{q_k}$$

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76

де L — дальність польоту в км;

q_k — кілометровий витрата палива в кг / км;

$G_{m.p}$ — наявний запас палива в кг.

Тривалість польоту залежить від подачі пального на повітряне судно та його погодинного споживання визначається співвідношенням

$$T = \frac{G_{m.p}}{q_v}$$

де T - тривалість польоту в год .;

q_v - годинна витрата палива в кг / год.

Формули дальності і тривалості польоту для літальних апаратів з поршневими двигунами

Розгорнута формула, яка визначає дальність польоту, виходить із формули наступним чином.

Відомо, що кілометрова витрата палива

$$q_k = \frac{q_v}{3.6 V_H} [\text{кг/км}]$$

де V – швидкість польоту на даній висоті в м/с, а – витрата за годину пального

$$q_v = c_\epsilon N_\epsilon [\text{кг/час}]$$

де c_ϵ – питома витрата палива в кг/л. і. ч., витрата палива двигуном (або двигунами, якщо їх на борту більше одного) на одиницю потужності за одну годину.

для сучасних поршневих двигунів

$$c_\epsilon \approx 0,22 \div 0,25 \frac{\text{кг}}{\text{л} \cdot \text{с} \cdot \text{ч}}.$$

N_ϵ - ефективна потужність двигуна (або двигуна) в л. с.

Оскільки технічна дальність визначається в умовах горизонтального польоту, необхідна для польоту потужність повинна дорівнювати відомій

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76

потужності.

$$N_m = N_p = \frac{P V_H}{75}$$

де Р- тяга гвинта.

Враховуючи що

$$N_p = N_\epsilon \eta_B$$

η_B - коефіцієнт корисної дії (к. П. Д.) Гвинта, можна записати в ігряді

$$N_\epsilon = \frac{P V_H}{75 \eta_B}$$

Підставививши замість q_k і N_ϵ знайдені вирази, отримаємо з формули

$$L = \frac{G_{m.p}}{q_k} = \frac{G_{m.p} 3,6 V_H}{q_\epsilon} = \frac{G_{m.p} 3,6 V_H}{c_\epsilon N_\epsilon} = \frac{G_{m.p} 3,6 V_H 75 \eta_B}{c_\epsilon P V_H}$$

$$L = 270 \frac{G_{m.p} \eta_B}{c_\epsilon P}$$

Сила тяги при горизонтальному польоті

$$P = \frac{G_{cp}}{K}$$

де К - якість літака;

G_{cp} - середній польотний вага в кг.

Ця вага визначається як різниця між середнім арифметичним початкової польотної ваги G_0 літака при зльоті та сумою ваг доступного палива $G_{т.р}$ (спаленого в польоті), скинутого при польоті G_{cp}

$$G_{cp} = G_0 - \frac{G_{m.p} + G_{сб}}{2}$$

Після заміни формули сили тяги її виразом формула дальності польоту набуде вигляду:

$$L = 270 \frac{G_{m.p} K \eta_B}{G_{cp} c_\epsilon}$$

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76

З формули видно, що дальність польоту залежить від зносу $\frac{G_{m.p}}{G_{cp}}$, що є постійним значенням, незалежним від режиму польоту та значення змінної $K \frac{\eta_B}{C_\epsilon}$ залежної від режиму польоту.

Максимальна дальність польоту, очевидно, досягається при максимальному значенні величини $K \frac{\eta_B}{C_\epsilon}$. Якщо відношення $\frac{\eta_B}{C_\epsilon}$ не залежить від швидкості польоту, то для отримання максимуму. Однак, як відомо, співвідношення $\frac{\eta_B}{C_\epsilon}$ залежить від швидкості і досягає своїх максимальних значень зі швидкістю, значно вищою за швидкість V_{nv} , коли якість починає вмирати. Таким чином, максимальне значення $K \frac{\eta_B}{C_\epsilon}$ досягається на швидкості трохи вище найбільш сприятливої швидкості. Швидкість, з якою досягається максимальна дальність, називається крейсерською швидкістю. Для літаків на крейсерській швидкості

$$V_{крейс} \approx (0,70 \div 0,80) V_{max}$$

Дальність польоту на максимальній швидкості становить приблизно 50% крейсерської швидкості.

Більш повно формулу тривалості польоту можна виразити наступним чином.

Аналогічно з дальністю польоту, запис тривалості польоту

$$T = 75 \frac{G_{m.p}}{G_{cp}} \frac{K}{V_H}$$

$$T = \frac{75}{4} \sqrt{S \Delta} \frac{G_{m.p}}{G_{cp}^{\frac{3}{2}}} \frac{C_y^2 \eta_\epsilon}{C_x C_\epsilon}$$

В умовах постійної відносної тривалості польоту, яка досяглася б за

найбільш економічної швидкості, при якій коефіцієнт потужності $\frac{C_y^3}{C_x}$ має максимальне значення. Практично в роботі, яка перебуває у співвідношенні $\frac{\eta_\epsilon}{C_\epsilon}$ режим максимальної довільності отримується зі швидкістю і повинен бути економічно ефективним

$$L = 270 \frac{G_{\text{тр}}}{G_{\text{ср}}} \frac{K}{C_\epsilon} = 270 \cdot \frac{4500}{16000} \cdot 13 \cdot \frac{0.8}{0.22} = 3590 \text{ км}$$

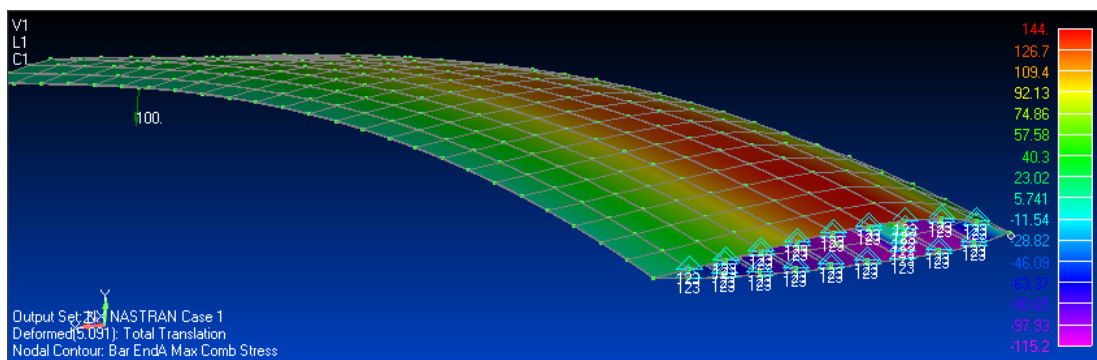
$$T = 75 (S \Delta) \left(\frac{C_y}{G_{\text{ср}}} \right)^{0.5} \frac{G_{\text{тр}}}{C_x} \frac{K}{C_\epsilon} = 75 \cdot \frac{4500}{16000} \cdot 13 \cdot \sqrt{\frac{0.27}{16000}} \cdot \frac{0.8}{0.22} \cdot \sqrt{\frac{91}{2} \cdot 0.45} = 19 \text{ год}$$

6. Розрахунок ресурсу крила

Розрахунки ресурсів зазвичай включають визначення критичних точок статичними або модальними розрахунками, приведення навантажень до одновісних за одним із критеріїв, систематизацію та приведення несиметричних навантажень до симетричних за одним із критеріїв, встановлення розрахункових коефіцієнтів, конструкція матеріалів. Криві втоми також визначаються з максимальної кількості циклів навантаження, перерахованих як загальний максимальний час застосування навантаження та кількість польотів протягом певної тривалості.

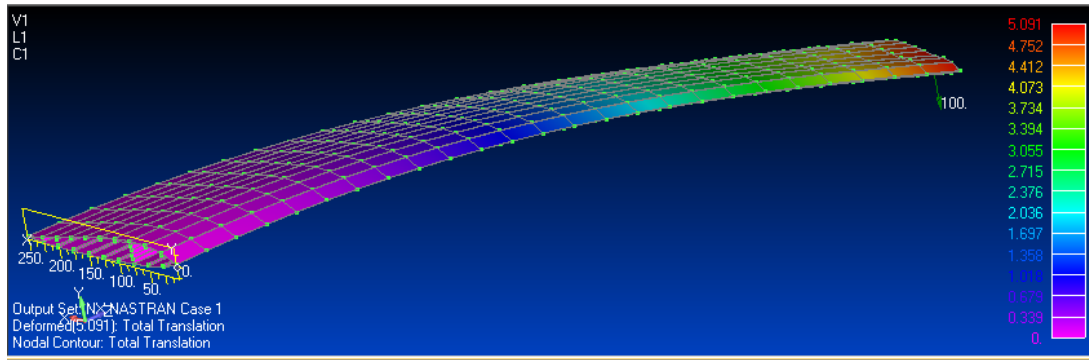
1. Побудуємо модель навантаження. Припускається, що циклічне навантаження є затухаючим «махом» крила через переривання потоку під час польоту. Візуальні спостереження під час польоту показали, що видимі коливання відбувалися періодично, кожні 1 хвилину протягом 10 (десяти) циклів, з частотою коливань від 0,5 Гц до 2 Гц. Амплітуда коливань значна і тому приблизно 0,25...0,5 м. Довжина (розмах) крила 10 метрів. Час польоту до місця посадки – 4 години. Злітна маса літака становить 3 тонни. Задача: Знайти кількість рейсів до капітального ремонту з урахуванням тільки заданого циклічного навантаження

2. Знайдемо критичну точку дії навантаження. Зокрема, прикладемо навантаження 100 кгс до крила в кінці кесона (рис.6.1)



а)

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76



б)

Рис. 6.1 Механічні напруження в стрижневих елементах (а) та переміщення (б) крила

Переміщення склали $\delta=5$ см, механічні напруження σ_{eqv} , приведені до одновісного стану за четвертою теорією міцності (Губера-Мизеса-Генки)

$$\sigma_{eqv} = 0,7 \left((\sigma_1 - \sigma_2) + (\sigma - \sigma) + (\sigma - \sigma) \right)^{0,5} = 150 \text{ кгс/см}^2,$$

де $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ – головні напруження вздовж взаємно перпендикулярних осей.

Такий самий модуль напруги виникає в двовузловому елементі (на рис.1 Bar End A Max Comb Stress). Якщо переміщення $\delta' = 50$ см Якщо переміщення $\sigma' = 1500$ кгс/см². Найбільші напруги виникають в елементах біля корінного ребра, тому критичну точку виберемо там (в лонжеронній смузі).

За формулою Серенсена-Кинасошвили еквівалентне напруження симетричного циклу

$$\sigma_{a eqv} = \sigma_a + \psi \sigma_m \tag{3}$$

де σ_a , σ_m – Амплітуда та середнє напруження цього асиметричного циклу навантаження, ψ – є коефіцієнтом, що враховує асиметрію циклу

навантаження, що визначається за формулою[1]

$$\psi_{\sigma} = (2\sigma_{-1} - \sigma_0) / \sigma_0 \quad (4)$$

Тут σ_{-1} – межа витривалості для симетричного циклу навантаження ($\sigma_m = 0$), а σ_0 – межа витривалості для пульсуючого (нульового) циклу навантаження ($\sigma_a = \sigma_m$).

Навантаження за умовою задачі є симетричним у часі відносно нульового положення, тому

$$\sigma_m = 0, \text{ і } \sigma_a \text{ eqv} = \sigma_a = \sigma_{eqv}.$$

3. Границя витривалості σ_d елемента конструкції

$$\sigma_d = K_d \sigma_{-1} \quad (5)$$

де K_d - коефіцієнт впливу конструкції елемента [1] визначається за формулою:

$$K_d = \frac{1}{(K_{\sigma} / (K_d + 1 / K_F - 1) / K_v)}, \quad (6)$$

У формулі K_{σ} - ефективний коефіцієнт концентрації напружень (відношення межі міцності гладкого зразка до межі довговічності зразка концентрації напружень), який визначається за формулою

$$K_{\sigma} = 1 + (\alpha_{\sigma} - 1)q. \quad (7)$$

Тут α_{σ} – теоретичний коефіцієнт концентрації напружень, визначений

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76

за номограмою, q – коефіцієнт чутливості матеріалу до концентрації напружень, особливо для алюмінію, виберемо [1] $q = 0,4$;

K_d — коефіцієнт впливу або пропорційний фактор абсолютного розміру перерізу (відношення межі витривалості зразка заданого діаметра до зразка стандартного діаметра), який визначається на основі номограми;;
 K_F – вплив коефіцієнт якості обробки поверхні (відношення межі міцності зразка з урахуванням якості обробки поверхні до межі довговічності зразка, на основі цього крива Веллера) визначається як номограма, а K_v - коефіцієнт впливу поверхневого зміцнення (після обробки поверхні зразка. Співвідношення межі витривалості до межі міцності незміцненого зразка), визначеного з номограми. У літературі [1] наведені значення коефіцієнтів чутливості різних видів матеріалів до концентрації напружень.

При розрахунках у формулу замість амплітуди σ_a циклічного напруження підставляти значення

$$\sigma_{aD} = \sigma_a / K_d$$

Наприклад, формула (3) матиме вигляд:

$$\sigma_{a eqv} = \sigma_a / K_d + \psi \sigma_m \quad (8)$$

За заданих умов навантаження накопичені пошкодження в небезпечних точках досліджуваної споруди визначатимуть за формулою

$$\psi = \sum_{i=1}^{N_b} \psi_i = \sum_{i=1}^{N_b} \frac{k_i}{N_i}, \quad \psi_i = \frac{k_i}{N_i} \quad (9)$$

k_i – кількість циклів заданої амплітуди, N_i - гранична кількість таких циклів.

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76

У випадку опису процесу нагромадження ушкоджень рівнянням (9) умова руйнування записується у вигляді:

$$\psi \geq a_p . \quad (10)$$

де a_p - число, близьке до "1".

Визначимо теоретичні коефіцієнти для концентрацій напружень за допомогою САПР. Дотичні напруги виникають в окремих елементах конструкції, наприклад, на ребрах в точці прикладання сили.

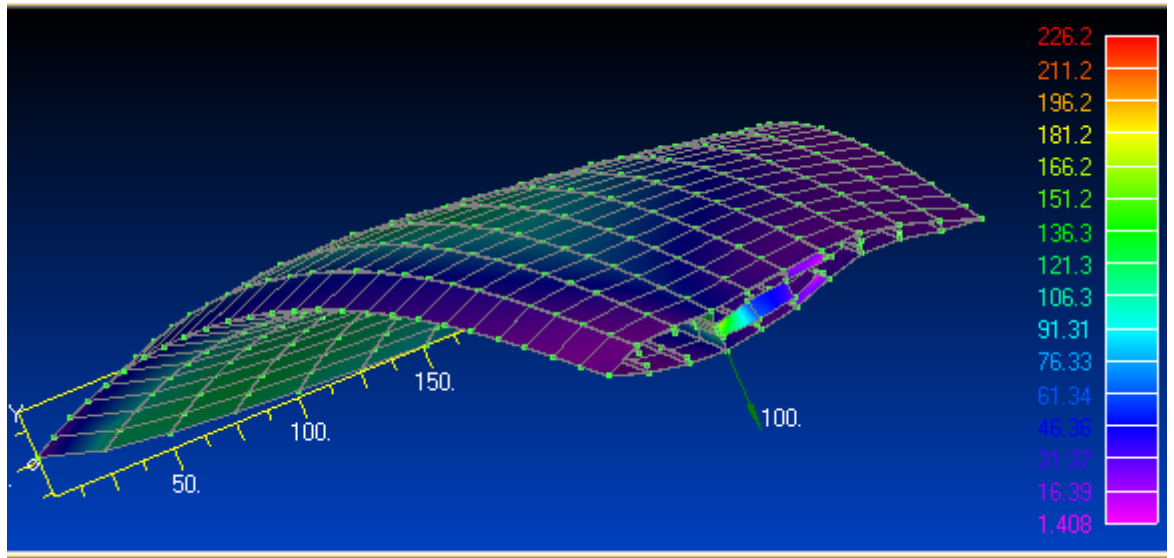


Рис.6.2. Розподіл напружень із врахуванням їх концентрації в елементах

більші ніж в стержневих елементах, до 2260 кгс/см^2 при 1000 кг поперечної сили від ваги літака (на рис. 2 26 кгс/см^2 при 100 кг). Тоді можна безпосередньо визначити коефіцієнт концентрації напружень::

$$\alpha_\sigma = \sigma_{\max} / \sigma_{\text{ном}} = 2260 / 1500 = 1,5 . \quad (11)$$

Коефіцієнти впливу на якість обробки поверхні $K_F = 0,8$, для

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76

лонжеронної смуги $\sigma_T = 350$ МПа за номограмою (рис. 3) на межі міцності алюмінію прокату (лінія 5 на рис. 3) відповідно.

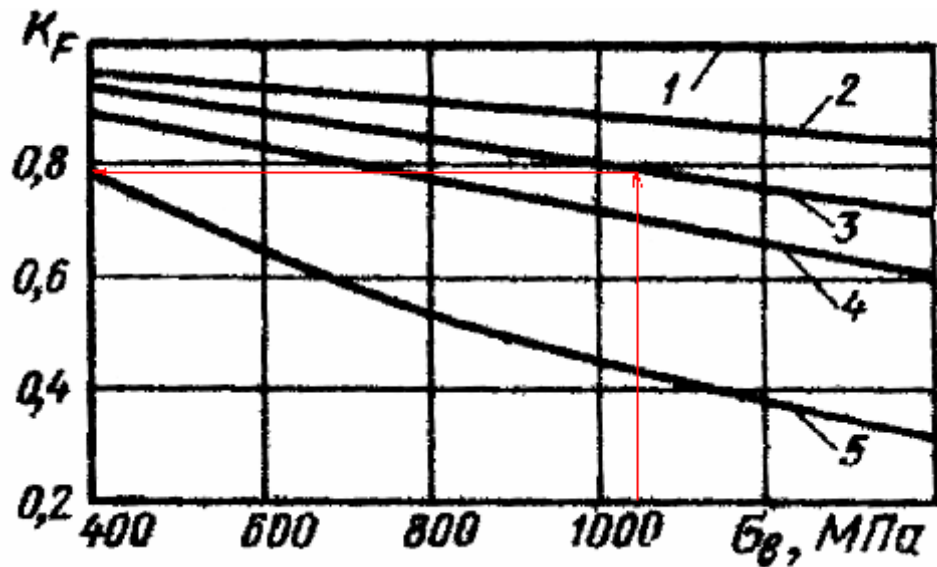


Рис. 6..3 Номограма для визначення коефіцієнту якості обробки поверхні:

1 - обробка поверхні шляхом полірування, 2 - обробка поверхні шляхом шліфування, 3 - обробка поверхні шляхом тонкого точіння, 4 - обробка поверхні шляхом грубого точіння, 5 - наявність окалини на поверхні.

Ефективний коефіцієнт концентрації напружень відповідно до формули (7) дорівнює

$$K_{\sigma} = 1 + (\alpha_{\sigma} - 1)q = 1 + (0,8 - 1) 0,4 = 0,976. \quad (7a)$$

Еквівалентний радіус ковпачків лонжеронів становить 3 мм. Тоді, якщо радіус перетину перевищує 2 мм, коефіцієнт площі зменшиться на 0,02 одиниці, тобто при такому ж зменшенні площі коефіцієнт збільшиться на 0,02 одиниці. , тобто $K_d = 1,02$.

Алюмінієвий прокат не є поверхнево зміцненим, тому відповідний фактор впливу $K_v = 1$.

$$K_d = 1 / (0,976 / 1,02 + 1 / 0,8 - 1) / 1 = 0,81. \quad (6a)$$

4. Визначаємо напруження, за якими визначатимемо граничну кількість циклів навантаження:

$$\sigma_d = 1500/0,81 = 1845 \text{ кгс/см}^2.$$

5. Тип напружено-деформованого стану елементів конструкції крила визначається за схемою перерізу. (рис. 6.4).

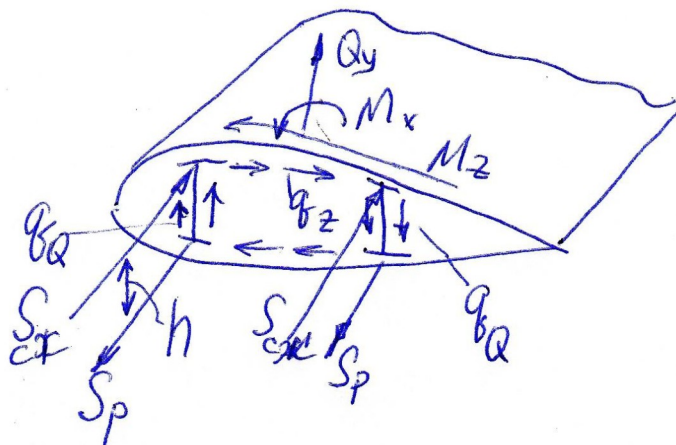


Рис.6.4. Схема навантажень перетину крила

У стержневих (двовузлових) елементах, що моделюють лонжеронні смуги, відбувається переважно розтяг-стиск. Тому ви повинні використовувати криву витривалості для розтягування та стиснення. На стінки лонжеронів і плоскі елементи нервюр діють також навантаження стиску і розтягування.

6. Розглянемо тип напружено-деформованого стану в елементі оболонки за параметрами Надаї-Лоде:

$$\chi_\sigma = 2 (\sigma_2 - \sigma_3) / (\sigma_1 - \sigma_3) - 1 \quad (12)$$

В залежності від значення параметра, напружений стан відповідає

одному із наступних видів:

$\chi\sigma = -1$ – одноосьове розтягнення;

$\chi\sigma = 1$ – одноосьове стиснення;

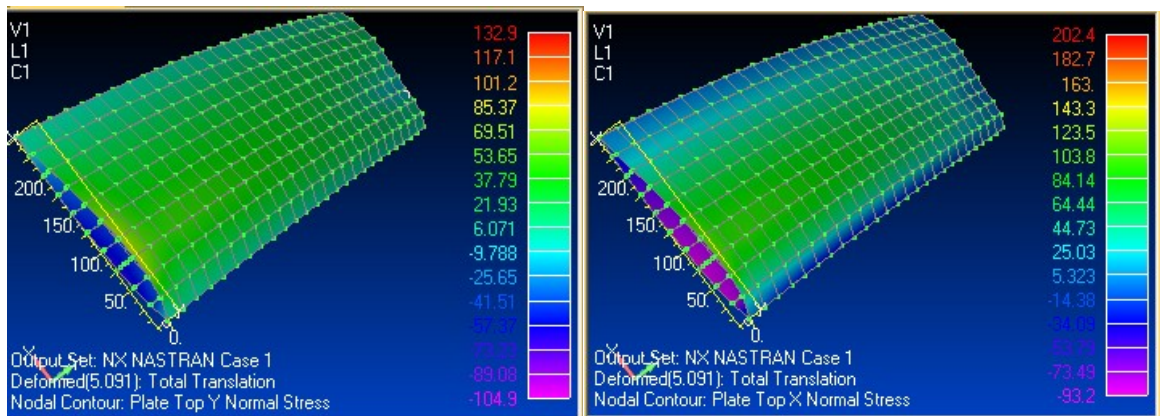
$\chi\sigma = 0$ – чистий зсув;

$-1 < \chi\sigma < -0,5$ – розтягнення;

$-0,5 < \chi\sigma < 0,5$ – зсув;

$0,5 < \chi\sigma < 1$ – стиснення.

Результати розрахунку на статичну міцність показують $\sigma_1 = 123$ кгс/кв.см (рис.6.5, а), $\sigma_2 = 69$ кгс/кв.см (рис.5, б), $\sigma_3 = 0$ у випадку плоского напруженого стану. Якщо зазначене підставити до виразу (12), одержимо:



а)

б)

Рис.6.5. Компоненти нормальних напружень в листах обшивки

$$\chi\sigma = 2 (69 - 0) / (123 - 0) - 1 \approx 0 \quad (12a)$$

Цей стан називається чистим зсувом, який у плоскому випадку призведе до розтягування та стиснення .

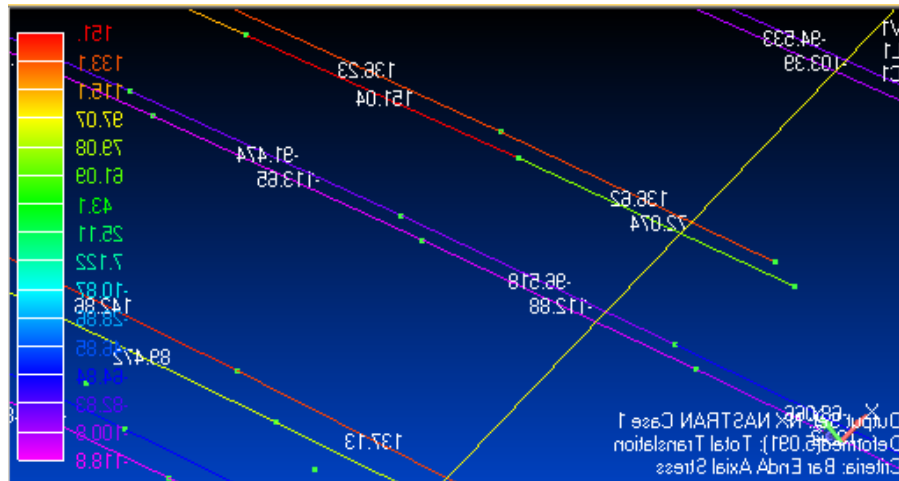


Рис.6.6. Осьові нормальні напруження двовузлових елементах

Для стрижневих елементів максимальне осьове напруження біля корінного ребра дорівнює $\sigma_1 = 151$ кгс/см.кв. (рис.6.6) і складають основну частину повної напруги 153,5 кгс/см.кв. (рис.6.7) в тих же двовузлових елементах, тобто $\sigma_2 \approx \sigma_3 \approx 0$.

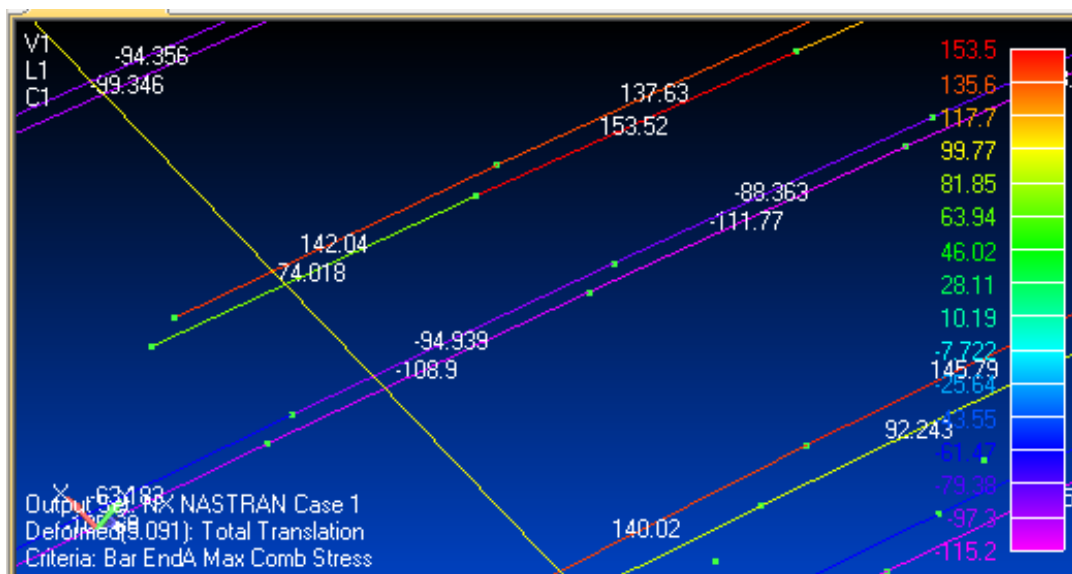


Рис.6.7. Максимальні сумарні напруження в двовузлових елементах

Відповідно до виразу (12) одержимо:

$$\chi_{\sigma} \approx 2(0 - 0) / (\sigma_1 - 0) - 1 = -1. \quad (12, 6)$$

Цей напружено-деформований стан називається одновісним розтягом.

7. Крива витривалості для алюмінію 3 (рис.6.8) має точку перелому.

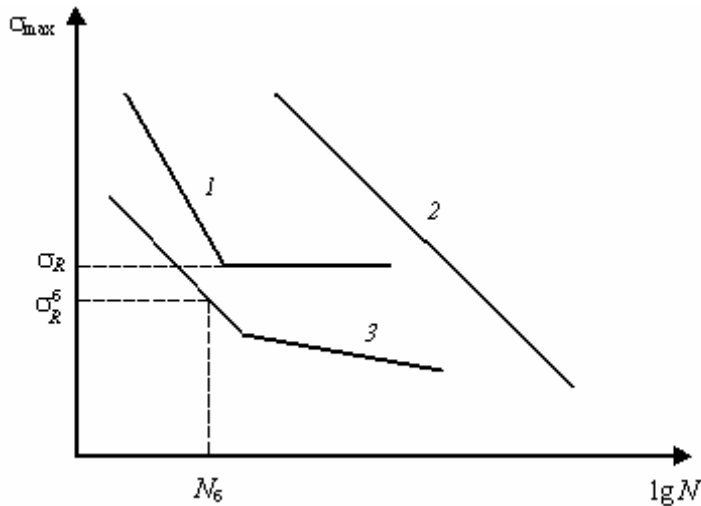


Рис.6.8. Вид кривої витривалості (Веллера):

1 – для маловуглецевої сталі, 2 – для високоміцної сталі, 3 – кольорові метали і неіржавіюча сталь

З табл. 6.1 видно, що для алюмінієвого сплаву Д16: границя міцності при термообробці ТЗ складає 475 МПа (4750 кгс/см.кв.), границя витривалості при 500 млн. циклів 140 МПа (1400 кгс/см.кв.).

Табл. 6.1 Типові механічні властивості деформованих алюмінієвих сплавів, що змінюються термічною обробкою

Сплав	Сп	С	Г	Г	Подовжен		Т	В	М
					ня, зразок 50 мм	К			
	тан	рани-ця міцно- сті при розтяг- ненні	раниця текучості при розтяг- ненні		лос- кий, товщи- на 1,6 мм	руг- лий, діаметр 1,3 мм	вер- дість	итрива- лість	одуль пруж- ності

AA EN ISO	ГОСТ 4784	AA EN ISO	МПа	МПа	%		НВ**	МПа	10 ³ ·МПа
2014	AK8	O	185	95	-	18	45	90	73
		T4	425	290	-	20	105	140	73
		T6	485	415	-	13	135	125	73
2017	D1	O	180	70	-	22	45	90	72
		T4	425	275	-	22	105	125	72
2117	D18	T4	295	165	-	27	70	95	71
2024	D16	O	185	75	20	22	47	90	73
		T3	485	345	18	-	120	140	73
		T4	470	325	20	19	120	125	73
2219	-	O	175	75	18	-	-	-	73
		T42	360	185	20	-	-	-	73
		T31	360	250	17	-	-	-	73
		T37	395	315	11	-	-	-	73
		T62	415	290	10	-	-	105	73
		T81	455	350	10	-	-	105	73
2618	AK4-1ч	T61	440	370	-	10	115	125	74
6061	AD33	O	125	55	25	30	30	60	69
		T4	240	145	22	25	65	95	69
		T6	310	275	12	17	95	95	69
6063	AD31*	O	90	50	-	-	25	55	69
		T1	150	90	20	-	42	60	69
		T4	170	90	22	-	-	-	69
		T5	185	145	12	-	60	70	69
		T6	240	215	12	-	73	70	69
		T83	255	240	9	-	82	-	69
		T831	205	185	10	-	70	-	69
		T832	290	270	12	-	95	-	69
6066	-	O	150	85	-	18	43	-	69
		T4	360	205	-	18	90	-	69
		T6	395	360	-	12	120	110	69
7050	-	T73510	495	435	-	12	-	-	72
		T7451	525	470	-	11	-	-	72
		T7651	550	490	-	11	-	-	72
7075	-	O	230	105	17	16	60	-	72
		T6	570	505	11	11	150	160	72

* найближчий аналог

** навантаження 5000 Н і шарик діаметром 10 мм

*** 500 млн. циклів

Довідкові дані не дають координати точки перегину. Однак крива Веллера, наведена(рис.6.9), має амплітуду напружень, дуже близьку до таблиці 1, при 10⁸ циклах, що виправдовує її використання в подальших розрахунках.

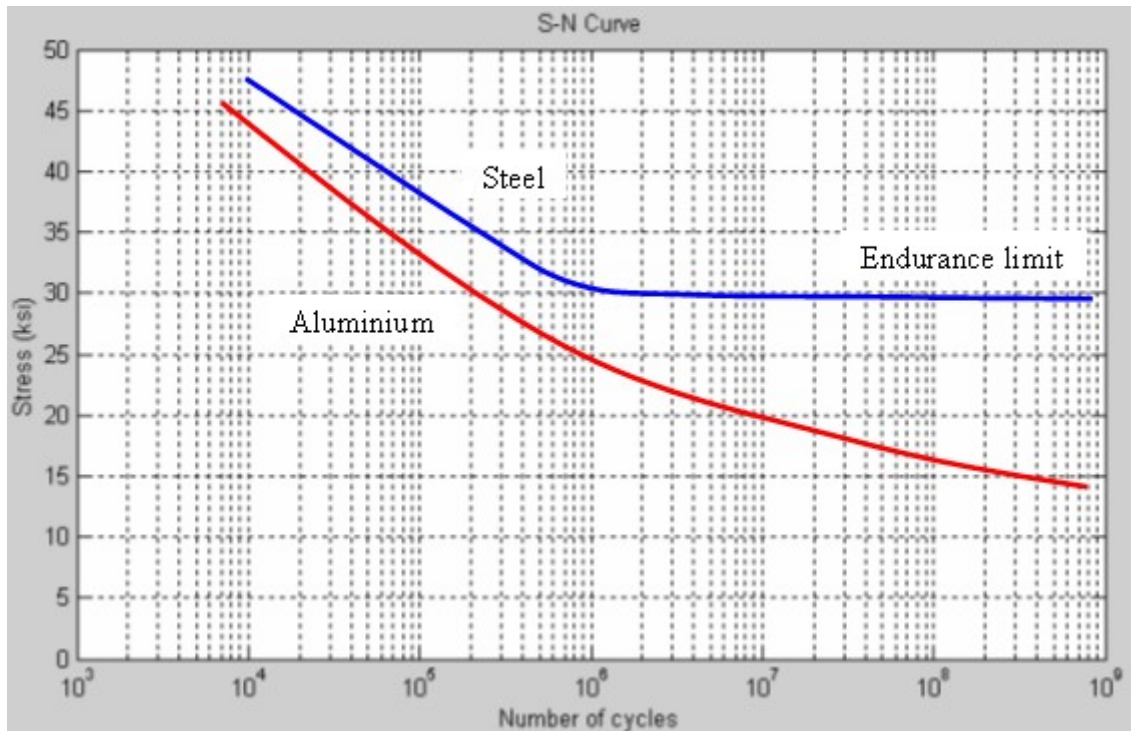


Рис.6.9. Крива Веллера із числовими даними

З попередньо розрахованого $\sigma_d = 1845 \text{ кгс/см}^2$, враховуючи відповідне адитивне зміщення кривої по вертикалі [1 з урахуванням відповідного додаткового вертикального переміщення кривої отримуємо кількість циклів руйнування $N_c = 10^7$ при розтягуванні-стиску.

8. Визначити кількість польотів до досягнення межі витривалості за умов, зазначених у пункті 1. За одну годину відбувається 6 циклів по 1 хвилині кожен з 10 коливаннями за цикл. Всього $n = 60$ коливань за годину. Загальна кількість циклів до досягнення кінця витривалост $N_c = 10^7$, години нальоту (джерело)

$$i_N = N_c / n \approx 170000 \text{ годин}$$

і кількість перельотів

$$17000 \text{ год.} / 4 \text{ год.} = 40000 \text{ польотів.}$$

Відповідно до регламенту обслуговування літака АН-24 [4], час нальотів

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76

(ресурс) може досягати 10 000 годин, пошкодження, яке дасть циклічне навантаження, зазначене в п.1 , складе за виразом (9),

$$\psi_1 = 10000 / 170000 = 0,058.$$

Для визначення повної картини пошкоджень планера необхідно врахувати й інші циклічні навантаження, що виникають при зльоті та посадці літака, переході на різні висоти відповідно до заданого режиму польоту. Також більш детально складіть і розгляньте модель з'єднання крила з центропланом, окремі частини кесона і крила.

9. Для визначення кільцевого навантаження на нервюри підйомної сили знайдемо стрілоподібну форму крила. Якщо ви розташуєте крило на плані (Малюнок 10), можна побачити співвідношення між довжиною цієї секції та зміщенням профілю на цій довжині, для прикладу, $\chi=0,15$ радіан або орієнтовно $\chi=10$ градусів.

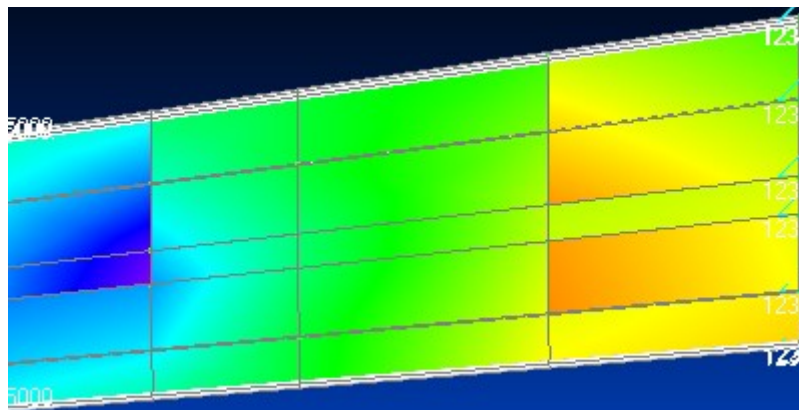


Рис.6.10. Секція крила в плані

Для літака з розмахом крил приблизно $L/2=8$ метрів сила тяжіння становитиме приблизно $P=4$ тонни (4000 кгс). Тоді при малому куті відхилення χ з прийнятною в інженерних розрахунках точністю величина

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76

підйомного моменту становить:

$$M_{кр} \approx (P/2) * (L/2) * \chi = 2000 * 8 * 0,15 = 2400 \text{ кгс/м.}$$

Нехай крило містить $N=20$ нервюр по довжині з кроком 350...450 мм. Щоб скоротити рутинну роботу при побудові оптимізованої моделі крила, ми будемо використовувати подвійну подвійну сходинку. Тоді для кожного подвійного ребра з висотою профілю в середньому (рис.6.11) $b = 0,4$ м пара

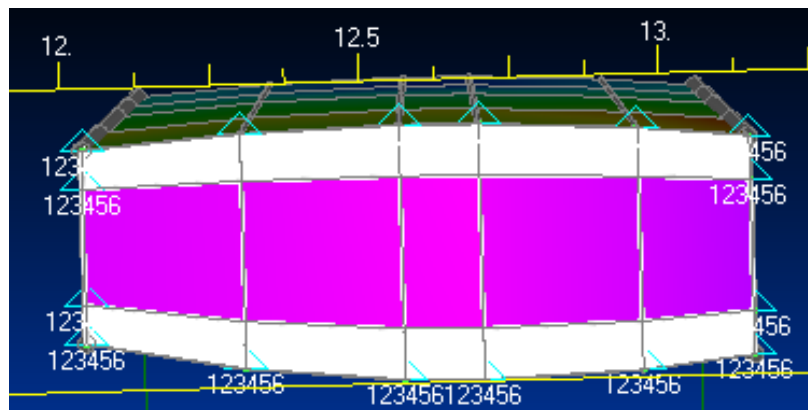


Рис.6.11. Секція крила в перерізі

сил

$$Fq = M_{кр} / (N/2) / (2 * b) = [(P/2) * (L/2) * \chi] / (N/2) / (2 * b) . \quad (13)$$

При подовженні крила $(L/2 / H) = 5$, де $H \approx 2,5 b$ - довжина хорди крила, вираз (13) можна спростити для окремого випадку:

$$Fq = [(P/2) * (L/2 / b) * \chi] / 2 / (N/2) = (P/2) * \chi / (N/2) (14)$$

Вираз (14) підтверджує про те, що з достатньою точністю в першому наближенні величина окружної сили, створюваної в ребрах під дією крутного моменту, дорівнює вазі літака, поділений на кількість ребер, коефіцієнт

масштабування – синус кута стріловидност χ .

9. Розглянемо дію сил кручення на ребра під час зльоту та посадки літака. Для цього зосередимо всю вагу літака на одному крайньому вузлі торцевого ребра (рисунок 6.12). Для аналізу ми будемо вибирати не кінцеві нервюри, які не повністю відображають фактичні навантаження, оскільки зусилля дійсно певною мірою розподілятимуться на крило, а середні нервюри, де вплив умов кріплення та навантаження мінімальний.

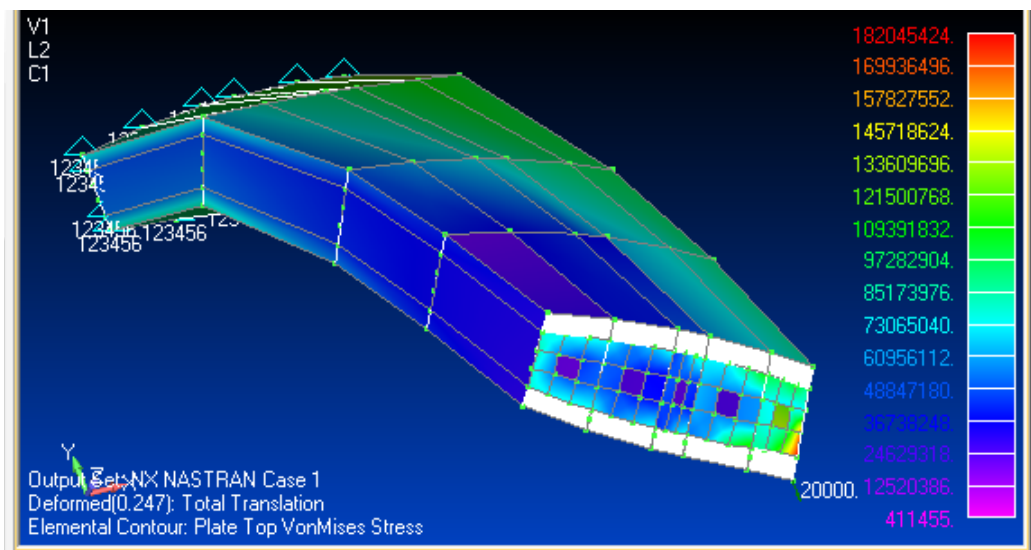


Рис.6.12. Навантаження крила літака під час великих кутів атаки

Напружено-деформований стан нервюри крила літака масою 4 т показує, що в стінці нервюри діють взаємно протилежні сили на верхню частину (синьо-зелена) вздовж поздовжньої осі літака (OX на рис.6.13). 12 плюс 50 000 Н/м) і нижче.

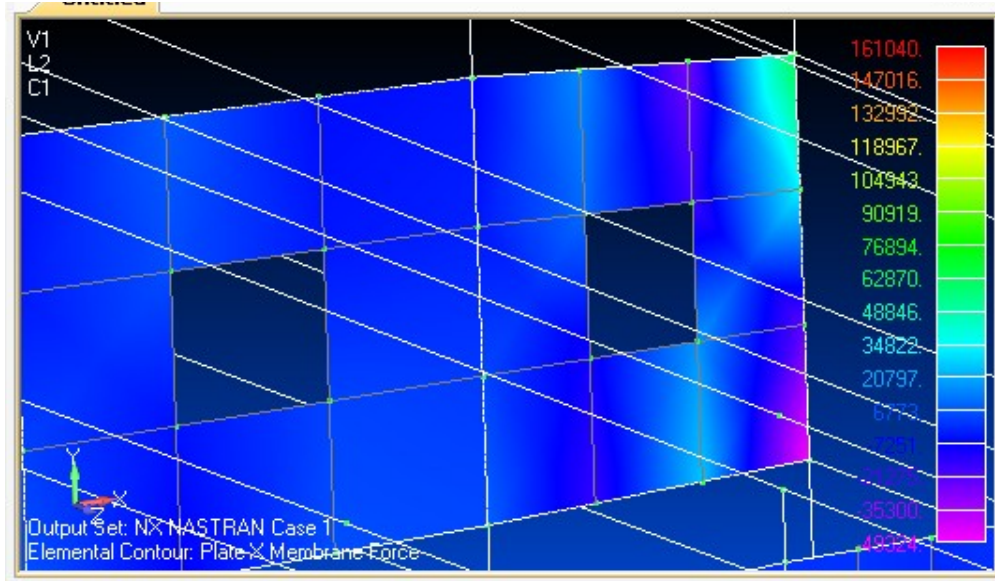


Рис. 6.13. Сили в серединній поверхні вздовж повздовжньої вісі ЛА

Крім того, дія сил уздовж поперечної осі на середній поверхні ребра показує, що в кожному елементі ребра, розташованому між стрингерами, діє не рівномірна сила, а момент (на рис.6.14) зліва вгори. кут ребра секції та нижній правий мінус 50 000 Н/м).

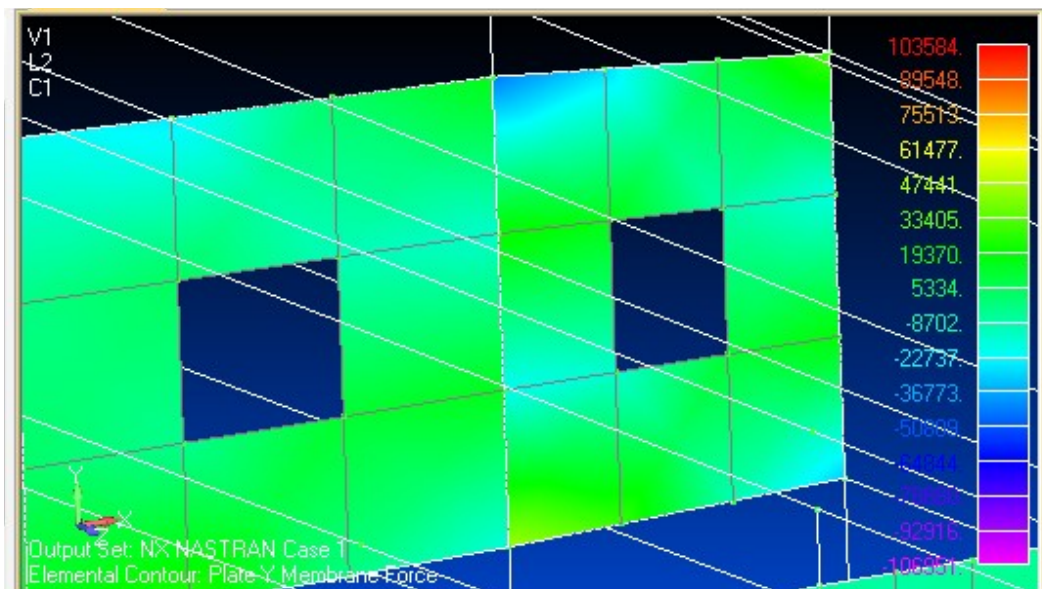


Рис.6.14 Сили в серединній поверхні вздовж поперечної вісі ЛА

Для визначення окружної сили, що діє на ребро, використаємо осьову

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

АЛ9118.10.22.00.003В

Арк.

76

механічну напругу в двовузловому елементі на краю ребра (рис.6.15). В верхній частині нервюри діють щонайменші напруження $\sigma_v =$ мінус $1,4 \cdot 10^7$ Па, в нижній - $\sigma_n =$ плюс $1,4 \cdot 10^7$ Па. Якщо помножити зазначені напруження на площу перетину окантовуючого елемента (рис.6.16) $S_o = 7 \cdot 10^6$ кв.м, одержимо окружні сили, які діють в нервюрі:

$$F = \sigma_n * S_o = 100 \text{ Н.}$$

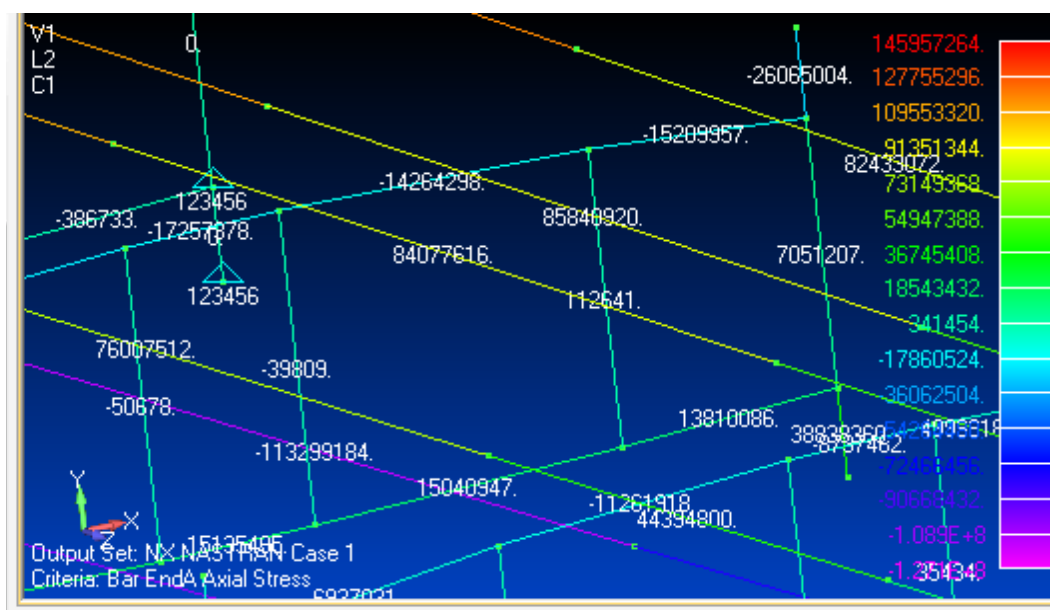


Рис.6.15. Механічні напруження в окантовуючих двовузлових елементах

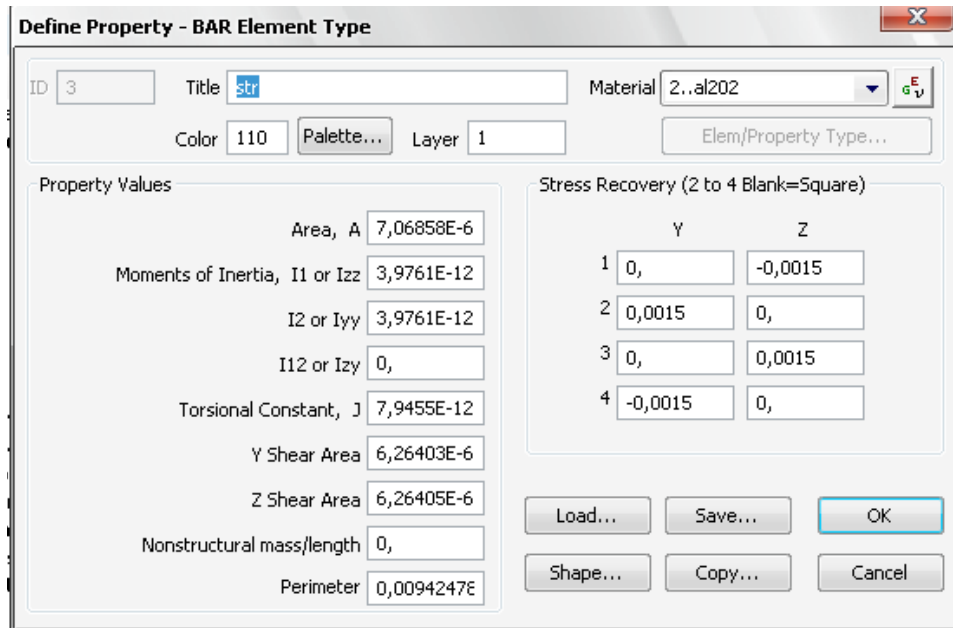


Рис.6.16. Властивості двовузлового елемента нервюри

Якщо повернутися до моделі, розрахованої окремо від інших елементів секції крила, то в залежності від співвідношення прикладених сил N можна прийняти механічну напругу σ_k при крученні Діє на ребра під час деформації

$$\sigma_k = \sigma_n / N ,$$

де σ_n – напруження із попереднього розрахунку.

В випадку нервюри, розрахованої $\sigma_k = 2 \cdot 10^8$ Па.

Визначимо за виразом (3) $\sigma_{a\text{ eqv}}$, взявши $\sigma_a = \sigma_m = \sigma_k / 2$, $\sigma_{-1} = \sigma_0$, $\psi_\sigma = (2\sigma_{-1} - \sigma_0) / \sigma_0 = 1$:

$$\sigma_{a\text{ eqv}} = \sigma_a + \psi_\sigma \sigma_m = \sigma_k / 2 + 1 \cdot \sigma_k / 2 = \sigma_k.$$

Наближення першого порядку з використанням тих самих коефіцієнтів побудови, що й у (6а)

$K_d \approx 0,8$ (можна перерахувати відповідно до розрахункової моделі

ребер), а σ_d

$= 2 \cdot 10^8 \text{ Па} / 0,81 = 2,4 \cdot 10^8 \text{ Па}$. Згідно з рис. 6.4, навантаження в ребрі є круговим показують, що вигин відбувається переважно в потенційно небезпечному місці ребра. Тому для визначення ресурсу будемо використовувати вигнуту криву довговічності. Згідно з розрахунком формули (13) видно, що за однакову кількість циклів (D16T3 – 500 млн. циклів, табл.6.1) σ_v стає більшим:

$$\sigma_{vзг} = \sigma_{vрс} / 0,7 = 350 \text{ МПа} / 0,7 = 500 \text{ МПа}.$$

Згідно з малюнком 6.9, половина кривої витривалості, наприклад, від 25 до 12,5 ksi, виконується за 3 декади за кількістю циклів (від 10⁶ до 10⁹ циклів), тому можна приблизно припустити, що витривалість впаде з Від 500 МПа до 240 МПа протягом 3 десятиліть, або 500 мільйонів * 10³ = 5 * 10¹¹ циклів.

Наприкінці розрахунків важливо зазначити, що ці розрахунки в першу чергу призначені для демонстрації механізму розрахунків витривалості за допомогою систем CAD/CAM. Для точних розрахунків необхідно використовувати більше (максимальне узагальнення) зовнішніх впливів на етапі систематизації навантаження та використовувати максимально точну модель динамічних елементів конструкції літака.

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76

7. Моделювання та оптимізація кесона крила. Силовий і деталювальний розрахунки.

7.1 Моделювання та розрахунків

Змодельовану тривимірну модель кесону середньої частини крила в САПР Solidworks переносимо в NASTRAN

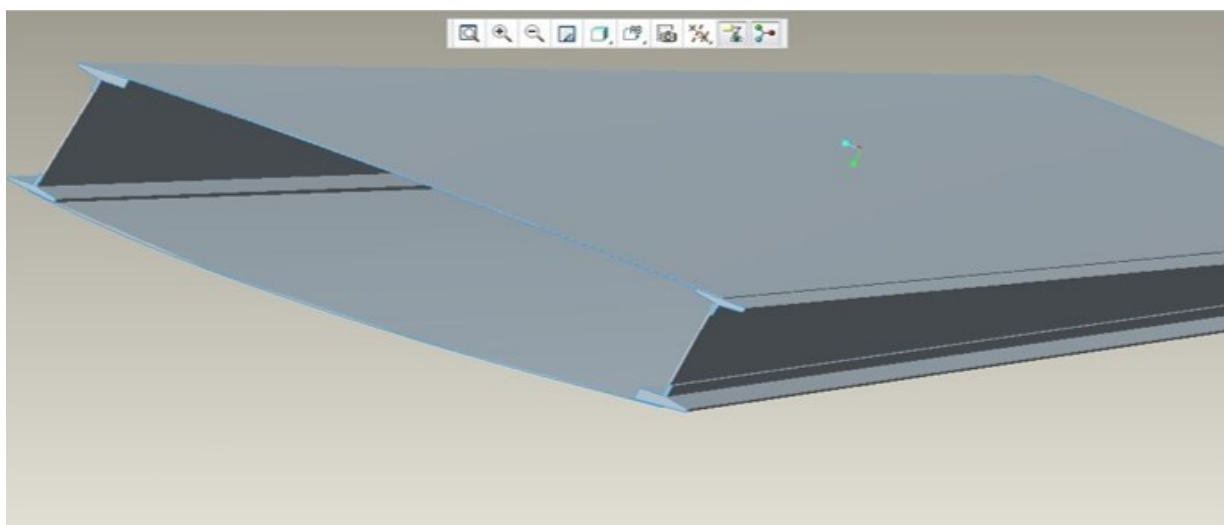


Рис.7.1 Тривимірна модель кесону

Визначаємо Property пояса лонжерона - beam, (матеріал - d16)(Рис7.2)

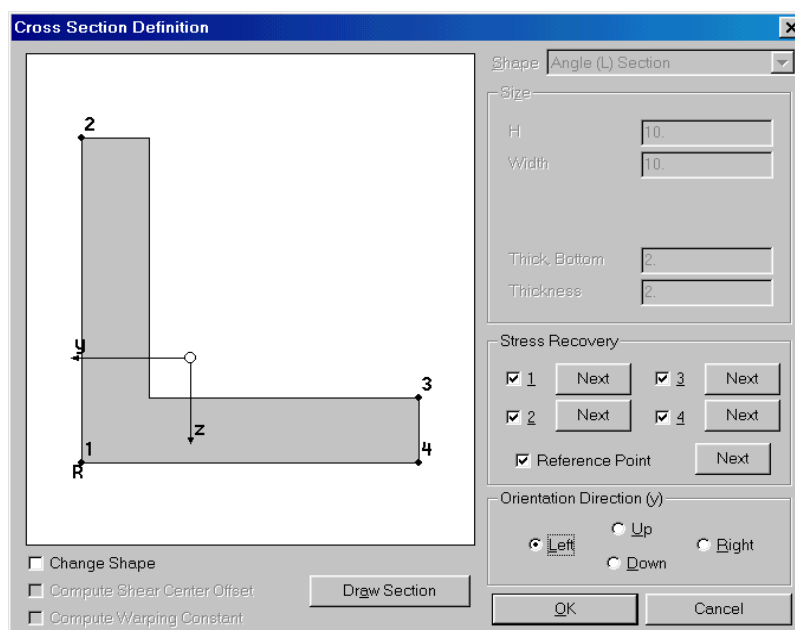


Рис.7.2 Визначення Property поясу лонжерона

З використанням команди Mesh->Between задаємо пояс лонжерона(Рис7.3):

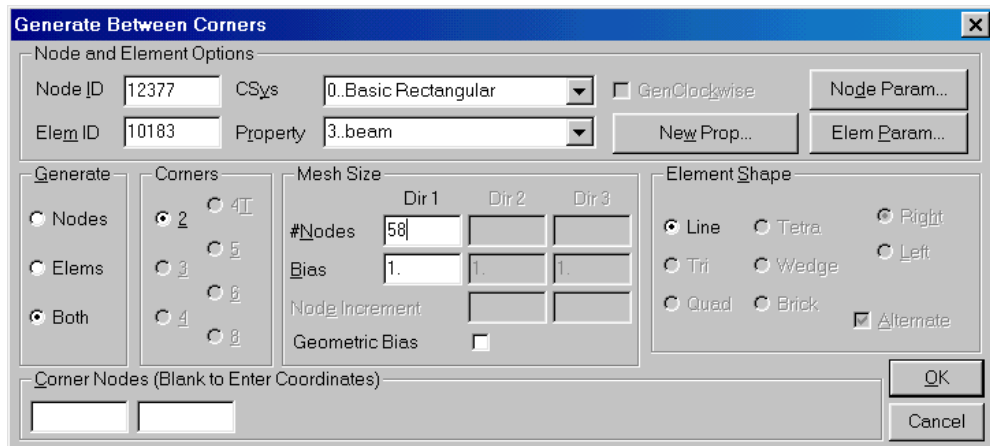


Рис.7.3 Встановлення поясу лонжерону

Вказуємо два крайніх вузли положення поясу лонжерона й визначаємо напрямок осі Y KE, що збігається з напрямком Y глобальної системи координат. У такий же спосіб задаються 3 пояси лонжерона, що залишилися

Визначимо граничні умови: Model->Constraint->Set; Title: one side.

Використовуючи команду Model->Constraint->Nodal, по вузлах одного торця кесона по всіх вузлах задаємо шарнірне опирання pinned.

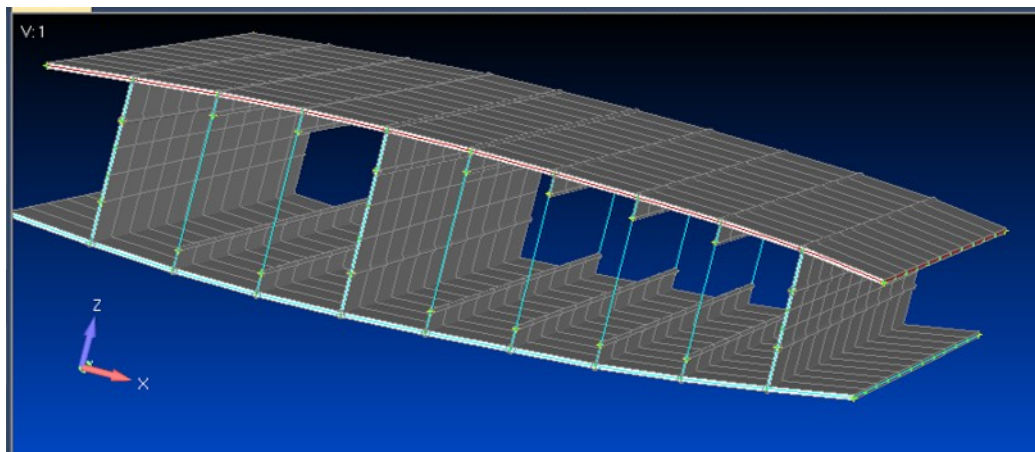


Рис.7.4 Оптимізаційна модель

Задамо умови навантаження: Model->Load->Set; Title: Py=100 kg

Використовуючи команду Model->Load->Nodal, на протилежному від защемлення торці на одному вузлі задамо силу Py=100 kg.

Для виконання статичного розрахунку вибираємо команду File-> Analyze. Вибираємо Analysis Type - 1.. Static.(Рис.7.4)

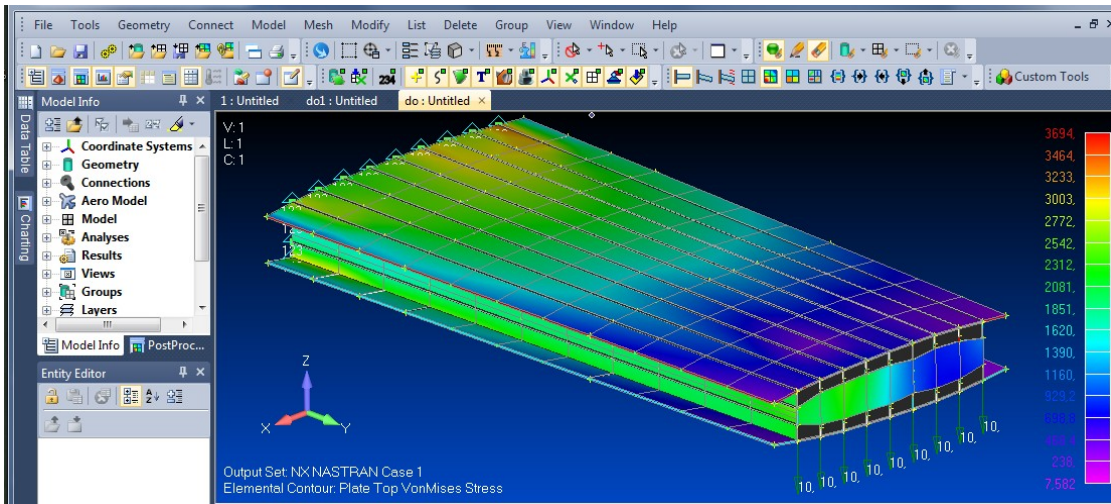


Рис.7.5 Результати розрахунків

7.2 Оптимізаційна модель

Створюємо оптимізаційну модель з товщиною плоских елементів 3мм(Рис.7.6) та 2мм(Рис.7.7)

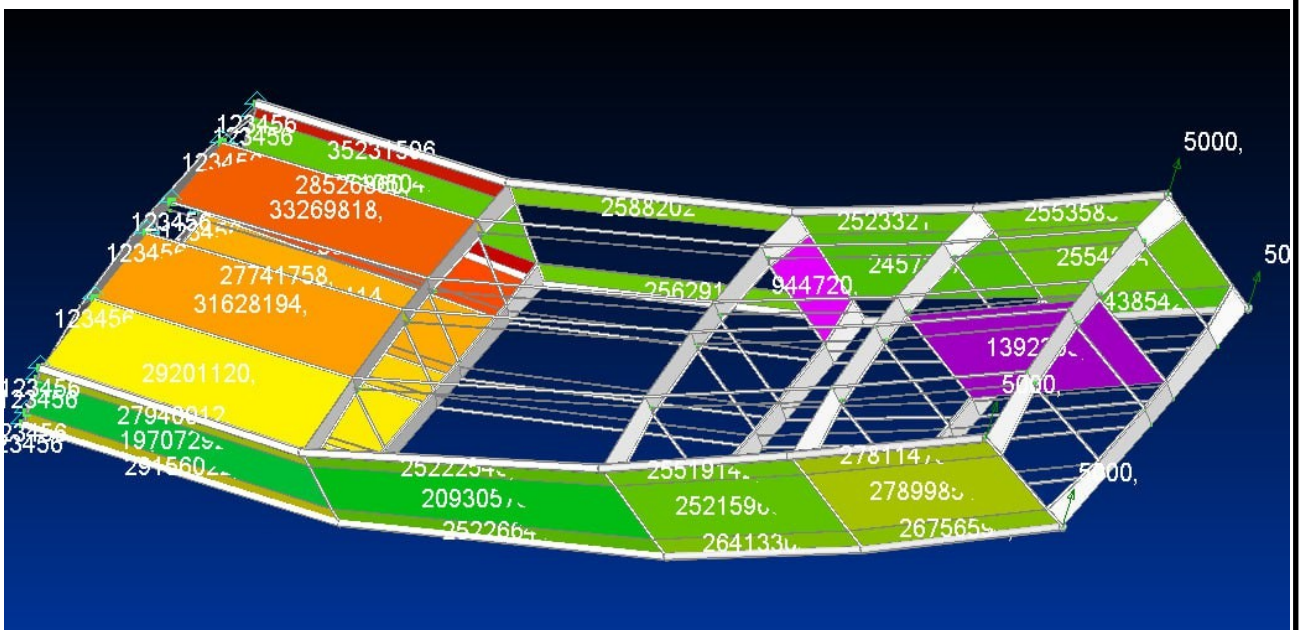


Рис.7.6 Оптимізаційна модель, плоскі елементи однієї товщини - 3мм.

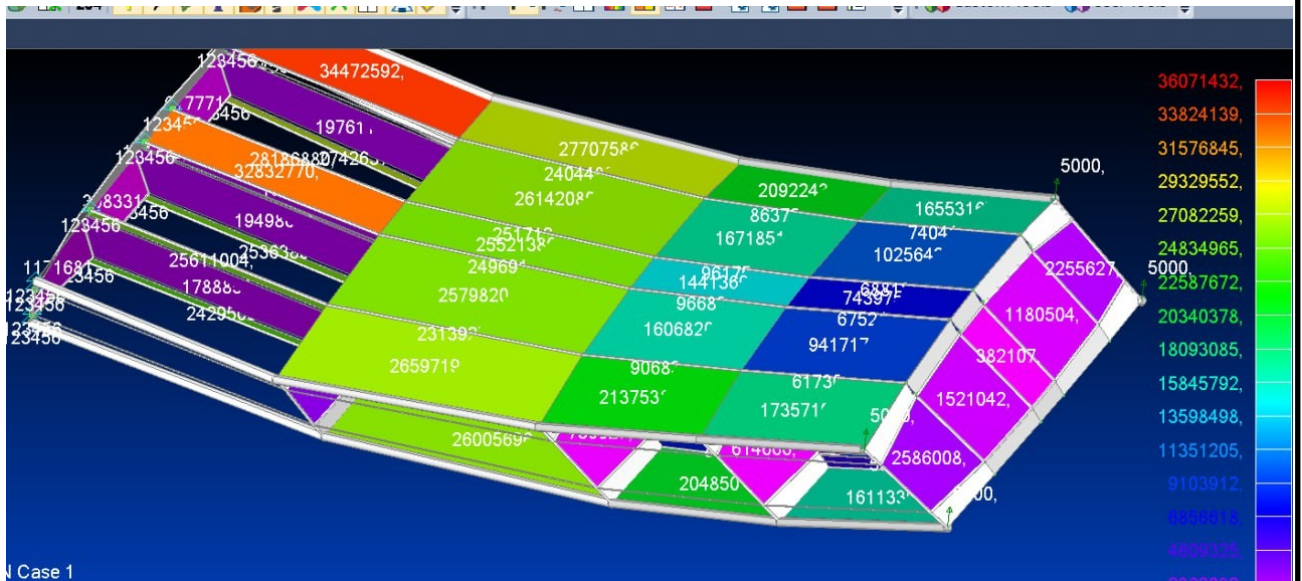


Рис.7.7. Оптимізаційна модель, плоскі елементи товщиною 2 мм.

Плоских елементів в моделі товщиною 2мм вдвічі більше. Таким чином, складаємо пропорцію. Коли б всі елементи були по 3мм:

$$\frac{3 + 2 \cdot 2}{3 + 2 \cdot 3} = 0.78$$

Економія виходить 22%.

Вага обшивки та плоских елементів нервюр і лонжеронів складає 30% від загальної ваги СЧК, то економія ваги на обшивці перейде в економію маси всієї СЧК і складе близько 7%:

$$\frac{3 + 2 \cdot 2}{3 + 2 \cdot 3} = 0.78$$

$$0.3 \cdot 0.78 + 0.7 = 0.934$$

Розмір оптимізаційної моделі складає 10м відповідно пропорційно третьому ступеню розміру буде змінюватись вага і її економія:

Економія ваги для Оптимізаційної моделі довжиною 10м виходить 259кг.

8. Технологія виготовлення

8.1 Спосіб і пристрій для виготовлення.

Спосіб і пристрій для виготовлення аеродинамічного профілю, включаючи пристосування для кріплення панелей крила для свердління, обрізки та складання на прецизійному верстаті з ЧПК з використанням оригінальних цифрових записів визначення деталей, так що деталі та вузли по суті визначають розміри аеродинамічного профілю та контуру. Лонжерон прикріплюється до пластини крила за допомогою координаційних отворів для точного розташування лонжерона на лицьовій панелі, а внутрішній лонжерон прикріплюється за допомогою координаційних отворів, точно просвердлених у кінцях лонжеронів, і стійки лонжеронів відповідно до оригінального технічного проекту до лонжеронів. крила визначається конфігурацією лонжеронів і нервюр, а не традиційними жорсткими інструментами, які використовуються для визначення профілю крила в звичайних виробничих процесах.

Рівень техніки

Традиційні виробничі методи складання компонентів і вузлів для виготовлення крил літака за заданими контурами покладаються на фіксовані «жорсткі» методи оснащення, використовуючи кріплення для складання підлоги та шаблони для розміщення та тимчасового закріплення структурних компонентів разом для відносного правильного розташування частин відносно одна одної. Для цієї традиційної концепції набору зазвичай потрібен основний монтажний інструмент для кожного компонента, що виготовляється, і два великі монтажні інструменти (ліворуч і праворуч) для остаточного складання компонентів в одне крило. Інструменти для складання розроблені таким чином, щоб точно відображати оригінальний інженерний проект виробу, але між початковим проектом продукту та остаточним виготовленням інструментів є багато етапів, тому інструменти закінчуються виробництвом крил, які не відповідають правильному розміру або

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76

перевищують початковий Крила або аеродинамічні поверхні Компоненти крила з допусками на розміри компонентів крила, якщо для виправлення помилок, спричинених використанням інструментів, не використовується велика, трудомістка та дорога ручна робота. Що ще більш серйозно, інструменти, які спочатку були створені з допусками, можуть вийти за межі допуску через інтенсивне використання, часто на заводі. Крім того, зміни розмірів, спричинені змінами температури на заводі, можуть спричинити зміни розмірів кінцевої обробленої деталі, особливо коли існує велика різниця в коефіцієнті теплового розширення між матеріалом інструменту та матеріалом крила, що є звичайним, коли інструмент виготовляється зі сталі, а компоненти крила — з алюмінію або титану. Оскільки розміри при виробництві літаків зазвичай контролюються з точністю до 0,005 дюйма, зміни розмірів, спричинені температурою, можуть бути значними.

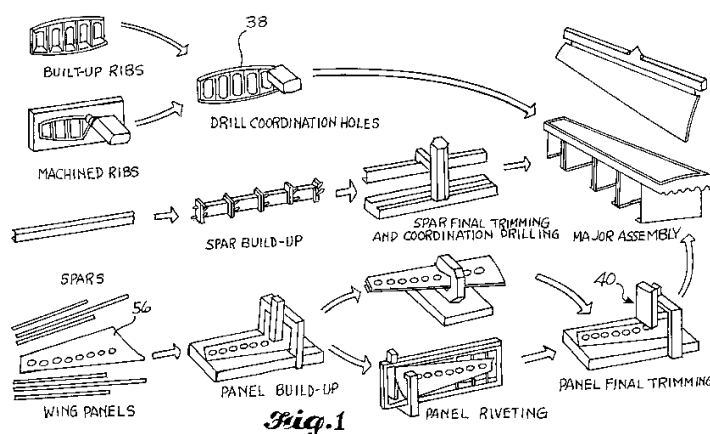


Рис.8.1

Звертаючись тепер до креслень, на яких подібні символи позначають ідентичні або відповідні частини, і, зокрема, до рис. 8.1, схематична діаграма верхнього рівня ілюструє основні етапи способу складання визначального крила згідно з цим винаходом. Процес починається зі складання основних компонентів крила, включаючи верхню і нижню панелі крила 30 і 32, задній лонжерон 34 і передній лонжерон 36, а також внутрішньолонжеронні нервюри 38. Основні компоненти збираються разом на верстаті 40 з

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76

числовим програмним управлінням і збираються у вигляді крила в горизонтальному положенні, як показано на рис. 7.2, на ряді утримуючих пристосувань 42, встановлених на станині 44 верстата 40. Нижня панель 32 крила розміщена на тримачах 40, а лонжерони 34 і 36 розміщені поруч із задніми і передніми краями нижньої панелі 32 крила. нервюри 38 розташовані між лонжеронами 34 і 36 і прикріплені до лонжеронів і до нижньої панелі крила 32, а лонжерони 32 і 34 також прикріплені до нижньої панелі крила 32. Три фітинги 250 стійок двигуна прикріплені до нижньої частини коробки крила за допомогою кріплень, що проходять через нижню обшивку крила і входять у внутрішні вантажні фітинги 48, прикріплені до позначених нервюр, а підшипник 208 тяги шасі 212 прикріплений до заднього лонжерона разом з переднім фітингом цапфи 210, як показано на рис. 10. Крило закривається шляхом кріплення верхньої панелі крила 30 до переднього і заднього лонжеронів та до нервюр 38. Процес виконання цих кроків детально описаний нижче.

У переважному варіанті передбачається використання звичайних кріпильних елементів. Ці традиційні кріпильні елементи, такі як заклепки, болти, стопорні болти, Hi-Locks і тому подібне, широко використовуються в аерокосмічній промисловості, добре зрозумілі і надійні. Однак цей винахід не обмежується використанням звичайних кріплень і повністю сумісний із застосуванням передових методів кріплення, таких як затвердіння та інші методи склеювання термореактивних композитних деталей, індукційне зварювання термопластичних деталей, коли ці процеси стануть достатньо зрозумілими, надійними і перевіреними для використання в критично важливому для польотів обладнанні. Інструменти, такі як тримачі 42, що використовуються в процесі, призначені в першу чергу для підтримки компонентів і деталей для свердління та обробки на верстаті 40, наприклад, на порталному 5-координатному верстаті Henri Line або на вертикальному 5-координатному верстаті Cincinnati Milacron з баштою. Також можуть бути

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76

використані інші верстати з аналогічними можливостями. Необхідними характеристиками є точність і повторюваність позиціонування шпинделя, яка в даному випадку становить близько $\pm 0,005''$, і робота під контролем контролера верстата, який може бути запрограмований на включення даних цифрового визначення виробу, отриманих від інженерного органу для крила і компонентів крила, так що координаційні елементи, визначені цифровим визначенням виробу, можуть бути розміщені точно і повторювано на верстаті 40. Ці координаційні елементи використовуються для позиціонування деталей і компонентів відносно один одного, де вони закріплюються і скріплюються, тим самим усуваючи або значно зменшуючи потребу в фіксованому жорсткому інструменті, який раніше використовувався для розташування деталей і компонентів відносно один одного. Таким чином, координаційні функції визначають взаємне розташування деталей і компонентів, що складають вузол, і, таким чином, визначають розмір і форму вузла, незалежно від будь-якого інструментального оснащення.

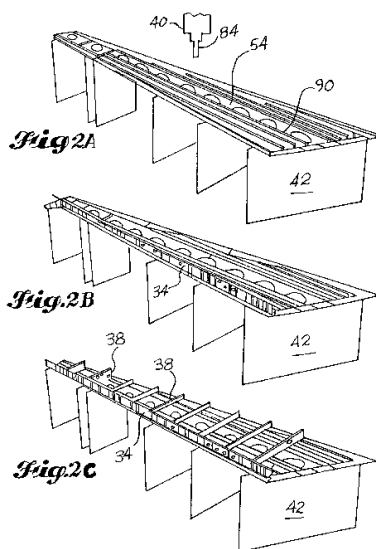


Рис.8.2

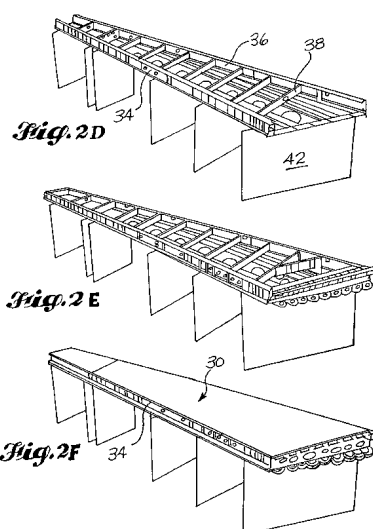


Рис.8.3

8.2 Збірка панелей крила

Збірка панелі крила починається зі встановлення тримачів 42 на станині верстата 44. Планки 54 підтримуються, як правило, в горизонтальному або

					AL9118.10.22.00.003B	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76

лежачому положенні, причому нижня поверхня, або "зовнішня лінія форми", відповідає профілю панелі крила, зазначеному в технічному проекті. Переважний варіант виконання набору утримуючих пристосувань 42 показаний на рис. 8.3. Кожне утримуюче пристосування включає в себе міцну базову конструкцію 58, що підтримує оголовок 60, на якому лежать дошки 54 крила, причому їх зовнішні поверхні контактують з контактною площадкою 62 у верхній частині оголовка 60. Після того, як утримуючі пристосування 42 вперше встановлені на станині верстата 44, верстат 40 використовується для обробки контактних накладок 62 за точним контуром, визначеним інженерним проектом, використовуючи дані з цифрового визначення виробу.

Цифрове визначення продукту є остаточним інженерним документом для продукту, в даному випадку - конкретної моделі літака. Розмірні дані з моделі 66 надаються у вигляді файлу програмісту з ЧПК, який використовує їх для створення набору даних 68 і машинних інструкцій, таких як тип і розмір фрези, швидкість подачі та інша інформація, що використовується контролером верстата 40 для управління роботою інструменту. Набір даних і машинні інструкції запускаються в постпроцесорі 70, де вони перетворюються в машинозчитуваний файл 72, який передається в систему управління даними 74, де він зберігається для використання контролерами верстатів 78.

Файл 72 в системі управління даними 74 використовується для програмування контролера верстата 78, щоб спрямувати верстат 40 на свердління координаційних отворів і отворів для кріплень та інші операції точної обробки і позиціонування, описані нижче. Верстат 40 також свердлить отвори в головках 60 для трьох точно просвердлених втулок 80, в які встановлюються точно відшліфовані вирівнювальні штифти 82 для позиціонування дощок обшивки крила 54 у відомому положенні на головках 60. Це положення не є критичним, тому точність крила не залежить від

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76

точності розташування обшивок 54 крила на головках 60, оскільки обшивки перевіряються на їх фактичне положення на головках 60 за допомогою контактного датчика 84, встановленого на верстаті 40. Джерело вакууму 86 подається під напругу для створення всмоктування в ряд присосок 88 на головках 60, щоб закріпити дошки обшивки крила 54 в положенні проти контактних майданчиків 62 на головках 60, а контактний щуп 84 переміщується верстатом 40 для зондування ключових координаційних елементів на дошках обшивки крила 54.

Після зондування ключових координаційних елементів на дошках обшивки крила 54 для визначення фактичного положення дощок на заголовках 60, програма керування верстатом оновлюється або нормалізується для синхронізації набору даних. Тепер програма верстата ініціюється для свердління координаційних отворів у внутрішньому кінці обшивки крила 54, спільних з координаційними отворами, просвердленими у внутрішньому кінці серії поздовжніх стрингерів крила 90. Стрингери 90 простягаються вздовж крила і слугують для з'єднання декількох обшивок 54 в єдину панель 32 крила, а також для підвищення жорсткості панелі. Вони також слугують з'єднувальною конструкцією між лонжеронними ребрами 38 і обшивкою 56 крила, як це більш детально описано нижче. Стрингери 90 розташовані в прольоті на дошках 54 через координаційні отвори, а плаваючі кінці стрингерів 90 розташовані хордовим способом за допомогою верстата 40, коли він рухається вниз по дошці, свердлячи і закріплюючи їх по ходу руху.

Щоб забезпечити перетин стрингерів 90 з нервюрами 38 в місцях, що знаходяться в межах визначених допусків, щоб панель крила 30 могла бути прикріплена до нервюр 38 без використання прокладок і без навантаження на панель крила, стрингери 90 повинні бути прикріплені до планок обшивки 54 крила точно і послідовно. Точне розміщення стрингерів 90 на панелях крила 30 і 32 дозволяє використовувати менші "накладки" або потовщення на

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76

хордах 218 нервюр 38 або 216 і стрингерів, де стрингери прикріплені болтами до хорд нервюр 92, як показано на рис. 8.7, замість широких накладок, які зазвичай використовуються для компенсації варіацій у розміщенні стрингерів. Менші накладки зменшують вагу лонжеронів і стрингерів і збільшують вантажопідйомність літака.

У стрингерах 90 з внутрішнього боку просвердлені координаційні отвори. Зазначені місця розташування отворів для кріплення стрингерів, в яких стрингери будуть приклепані до обшивки крила, знаходяться в програмі керування верстатом. Програма верстата спрямовує свердлильну головку в задані місця для цих кріпильних отворів, як правило, в одну або кілька позицій, де будуть встановлені заклепки для кріплення стрингерів до обшивки крила, щоб сформувати панелі крила. Стрингери кріпляться до планок обшивки крила 54, щоб закріпити їх разом у правильно зібраній нижній панелі крила 32, але остаточне кріплення стрингерів 90 до дощок обшивки крила 54 повинно бути виконано до того, як буде зібрана повна панель крила.

Після встановлення всіх заклепок, що кріплять стрингери 90 до планок обшивки крила 54, обшивку крила переставляють на утримуючі пристосування 42 за допомогою координаційних отворів у панелі крила 30 і вирівнювальних штифтів 82 на заголовках 60. Кілька опорних поверхонь на панелі крила 30, таких як інструментальні кульки або опорні штифти, встановлені в точно просвердлених отворах в панелі крила, зондуються щупом 84 в верстаті 40 для визначення фактичного положення панелі крила 32 на утримуючих пристроях 42, і програма верстата нормалізується відповідно до фактичного положення панелі крила 32 на пристроях 42. У верстаті 40 встановлюють фрезу і обрізають панель крила до точних розмірів країв, зазначених у цифровому визначенні продукту, щоб гарантувати, що розміри на крилі відповідають заданим, незважаючи на збільшення довжини і ширини через численні заклепки, встановлені під час приклепування

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76

стрингерів 90 до обшивки крила 32. Цей крок відповідає одному з принципів винаходу, а саме, що застосування критичних функцій самоінструменту в деталях і вузлах відкладається до того часу, поки деталь не буде деформована попередніми процесами. Тобто, обробку кромки та інші операції з обрізки можна було б виконати до кріплення стрингерів 90 до дощок обшивки крила 54, але це вимагало б оцінки очікуваного зростання, якого зазнає вузол під час заклепування.

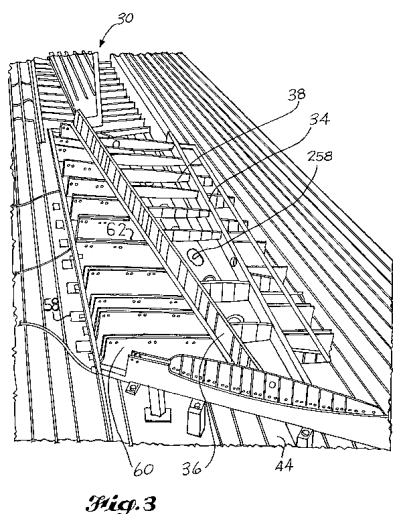


Рис.8.4

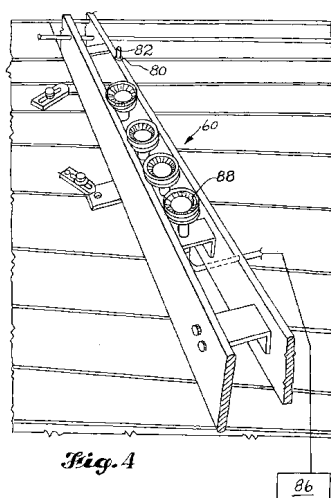


Рис.8.5

Як показано на рис. 8.7, Т-подібна хорда 100 розміщується на внутрішній кромці нижньої панелі крила 32 шляхом вирівнювання координаційних отворів, точно просвердлених у зовнішньому фланці 102 Т-подібної хорди, з відповідними координаційними отворами, просвердленими у внутрішній кромці панелі крила. Полотно герметично прикріплене до фланців і є внутрішньою конструкцією паливного бака крила, тому фланці повинні бути вирівняні з невеликим допуском для правильної установки бокового полотна 106.

Лопатевий фітінг 108 розміщується над Т-подібним фланцем 102. Т-подібний фланець і лопатевий фітінг затискаються на місці за допомогою тимчасових кріплень через координаційні отвори, а повнорозмірні кріпильні

отвори просвердлюються через весь вузол. Ряд вертикальних лопатей 110 на лопатевому фітингу розташовують так, щоб вони прилягали до плоскої поверхні на кожній з нижніх стрингерів крила 90, затискають їх і просвердлюють ззаду повнорозмірні отвори для кріплення. Лопатевий фітинг 108 і Т-подібна хорда 100 розбираються і зачищаються, а отвори обробляються холодною обробкою для підвищення їх втомної довговічності, оскільки Т-подібна хорда і лопатевий фітинг є частиною з'єднання крила зі шпангоутом у фюзеляжі літака, і це з'єднання зазнає високих напружень і коливальних навантажень. Т-подібна хорда 100 покрита герметиком і прикріплена до внутрішньої кромки нижньої панелі крила 32 за допомогою болтів 112.

Верхня панель крила 30 є останнім основним вузлом, який додається до коробки крила. Верхня панель крила 30 дуже схожа за своєю конструкцією і процесом складання на нижню панель крила 32, тому вона не буде окремо описана. Подвійна хорда 116, також показана на рис. 8.7, має верхній і нижній вертикальні фланці 118 і 120, які кріпляться до обшивки фюзеляжу 122 і до бокового полотна 106, відповідно, коли крило прикріплене до літака. Два додаткових вертикально розташованих бокових виступаючих фланця 124 і 126 з обох боків подвійної хорди 116 зачіпляють заглушку крила з внутрішньої сторони і приймають внутрішній кінець верхньої панелі 30 крила з зовнішньої сторони подвійної хорди.

Існує два основних типи лонжерона 38: оброблений і композитний. Оброблені лонжерони виготовлені з суцільного алюмінієвого листа, перевагою якого є більша точність розмірів.

Нарощені нервюри 214, показані на рис. 8.7, виготовлені з використанням способів детермінантного складання цього винаходу за способом, подібним до способу, який використовується для виготовлення лонжеронів крила.. Положення верхніх і нижніх хорд нервюр 218 і 220 на реберному полотні 216 визначає профіль висоти нервюри 214 і, отже,

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76

профіль крила по хордах, тому вони повинні бути точно розміщені на полотні 216. Хорди нервюр точно розміщуються на полотні. Крізь затиснуте полотно 216 і хорди 218 і 220 просвердлюють отвори для кріплень і вставляють і закріплюють інтерференційні кріпильні елементи. Після того, як кріплення закріплені і ребро повністю викривлене інтерференційними кріпленнями, реберне полотно 216 обрізається до заданої довжини. У двох кінцях нервюри 214 просвердлюють координаційні отвори для кріплення до стійок 204 на лонжеронах крила. Розташування координаційних отворів для стійок нервюр точно встановлюють за допомогою верстата.

Фенольні шайби 222, показані на рис. 8.7, прикріплені до хорд нервюр 218 і 220 в місцях контакту між хордами нервюр і стрингерами 90. Фенольні шайби 222 утворюють опорну поверхню між ребрами 38 і стрингерами 90 для забезпечення відносного руху між ребрами 38 і панелями крила 30 і 32, коли крило згинається під час польоту

Основна збірка крила виконується на тримачах 42 після того, як стрингери 90 прикріплені до панелі крила 30. Панель крила розміщують стрингерами догори на тримачах 42 і переміщують у потрібне положення, щоб сумістити принаймні один координаційний отвір у панелі крила з відповідним отвором в одному з оголовків 60. Коли панель крила 30 точно розміщена на головках 60, через координаційний отвір або отвори в панелі крила і головках 60 вставляють вказівний штифт, а вакуумні присоски 88 з'єднують з джерелом вакууму 190, щоб притягнути панель крила 30 до контактних майданчиків 62.

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76

через полотно 132 та нижню хорду 136 лонжерона 34.

Після того, як лонжерон 34 прикріплений до внутрішнього кінця нижньої панелі 32 крила і розміщений у приблизному положенні відносно краю панелі крила, калібр/затискачі 224 прикріплені до нижнього краю лонжерона 34, а плече 230 притиснуте до задньої кромки нижньої панелі 32 крила. Гвинт 236 на кінці шарнірно встановленого важеля 238 перемикача 240 зтягують на нижній стороні панелі 32 крила, щоб закріпити затискач на панелі 32 крила і притиснути лонжерон 34 до верхньої поверхні обшивки 56 крила.

Передній лонжерон 36 або задній лонжерон 34 може бути розміщений першим на панелі крила 32.

Прикріплений першим лонжерон закріплюється на місці за допомогою затискачів та/або тимчасових кріплень. Якщо передній лонжерон з елементами передньої кромки кріпиться першим, тимчасові опори лонжерона, такі як трикутні конструкції 242, показані на рис. 8.11, прикріплюються до стійок ребер 204 і притискаються до стрингерів 90 на нижній панелі крила 32.

Деякі нервюри 38 розміщені на стрингерах 90 і прикріплені до стійок 204 через координаційні отвори, попередньо просвердлені в стійках 204 і кінцях нервюр 38. Це ті частини, які буде важко перемістити в положення між переднім і заднім лонжеронами 34 і 32 після того, як передній і задній лонжерони будуть прикріплені до панелі крила 32. Кінці вже встановлених елементів 38 прикріплюють до стійок 204 другого лонжерона, і цей лонжерон затискають на місці в положенні, визначеному довжиною елементів ребер 38.

Нервюри кріпляться до стійок шляхом затискання нервюр до стійок і видалення координаційних штифтів або тимчасових кріплень по одному.

Нервюрні болтові кріплення 244, показані на рис. 8.7, вставляються в попередньо просвердлені отвори через накладки стрингерів і фенольні шайби 222 та фланці реберної хорди. Якщо використовуються скріплені фенольні

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76

шайби, як у переважному варіанті, вони вже оброблені до потрібної висоти.

Після того, як лонжерони 36 і 34 та нервюри 38 скріплені між собою і належним чином вирівняні на нижній панелі 32 крила, лонжерони тимчасово закріплюють на місці. Затискачі створюють достатній міжфазний тиск між нижньою хордою 136 лонжерона та панеллю 32 крила, щоб запобігти утворенню інтерламінарних задирок в інтерфейсі лонжерон/панель. Отвори просвердлені для тимчасових кріплень, які вставляються, щоб утримувати лонжерон на місці під час встановлення постійних кріплень.

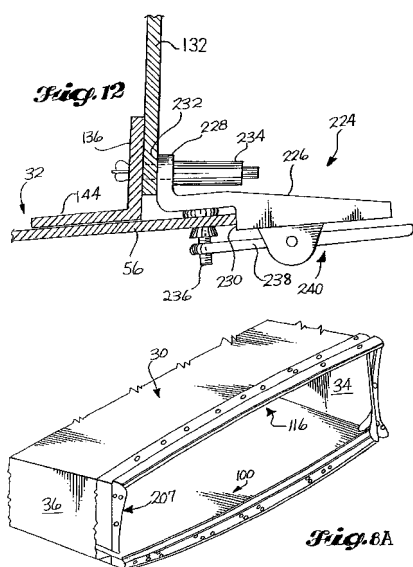


Рис.8.8

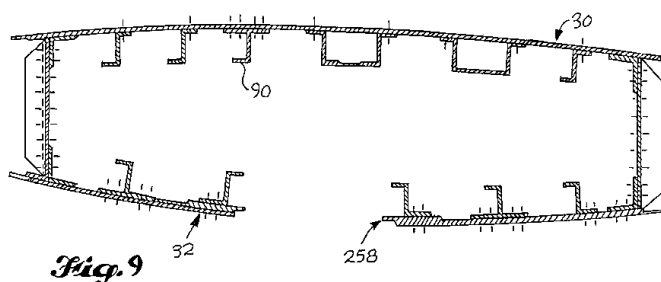


Рис.8.9

Тепер лонжерони закріплені постійними кріпленнями на краях панелі крила 32. Верстат 40 свердлить отвори в нижньому фланці 144 нижньої хорди 136 лонжерона з нижньої поверхні або з боку обшивки. Обробку отворів для холодної обробки залишають на потім, після затвердіння герметика. Використання інтерференційних кріплень з радіусним входом зводить до мінімуму необхідність холодної обробки отворів. Після затвердіння герметика ці отвори в зонах високих навантажень обробляються холодною обробкою, розсвердлюються і зенкуються, а потім встановлюються і затягуються кріплення.

Далі, різні нервюри 38' кріпляться до нижньої панелі крила 32. Як

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76

показано на рис. 8.12, зрізні нервюри 38' мають виступи 246, які простягаються між стрингерами і закінчуються фланцями або контактними площадками 248, які входять в зачеплення і кріпляться до нижньої сторони обшивки крила 56. Пілотні отвори, попередньо просвердлені в накладках 248 під час виготовлення ребер жорсткості, використовуються механіком для зворотного свердління обшивки крила 56. Тимчасові кріпильні елементи встановлюються для утримання зрізного ребра 38' на місці, в той час як постійні потайні кріпильні отвори свердляться з нижньої сторони, тобто з боку обшивки вгору через зрізну стяжну накладку 248. Потім верстат свердлить і зенкує отвори для постійних кріплень. Кріплення вставляються з боку обшивки і закріплюються механіком з внутрішньої сторони, який встановлює і затягує гайки або хомути на кріпленнях і затягує їх за допомогою відповідного електроінструменту.

Як показано на рис. 8.12, три фітинги підкосів 250 розташовані на нижній стороні нижньої панелі крила 32 в положенні підкосів двигуна та індексуються за допомогою координаційних отворів, попередньо просвердлених у фітингу підкосу 250, з координаційними отворами, просвердленими в панелі крила за допомогою верстата 40. Внутрішні несучі елементи 252 кріпляться до нервюр 38. Дві передні фітинги стійок кріпляться до нижньої хорди лонжерона за допомогою кріплень, які проходять через отвори. Важливо, щоб фітинги стійок 250 були точно розміщені на коробці крила, оскільки вони підтримують штифти запобіжників, які несуть стійку двигуна на крилі, а осі отворів для штифтів запобіжників 253 повинні бути належним чином вирівняні. Свердління координаційних отворів з використанням даних цифрового визначення крила, отриманих від головного інженерного органу, гарантує, що фітинги 250 стійки двигуна будуть точно розташовані, тим самим усуваючи або мінімізуючи будь-які подальші проблеми, які могли б виникнути через неправильне розташування фітингів стійки. Якщо отвори підлягають холодній обробці, фітинг стійки знімається,

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76

зачищається, а отвори для кріплення в панелі крила, ребрах і фітингу стійки 250 обробляються в холодному стані і розсвердлюються.

Як показано на рис. 8.13, реактивні фітинги 254 прикріплені до нижньої сторони нижньої панелі крила 32 шляхом суміщення координаційних отворів, попередньо просвердлених у реактивних фітингах 254, і відповідних координаційних отворів у панелі крила, просвердлених зверху за допомогою верстата 40. Відповідні фітинги підтримки закрилка 256 кріпляться до заднього лонжерона 34 під час нарощування лонжерона шляхом вирівнювання координаційних отворів 257, попередньо просвердлених в фітингах підтримки закрилка 256 і полотні 132 лонжерона, і скріплення їх між собою в вирівняному положенні.

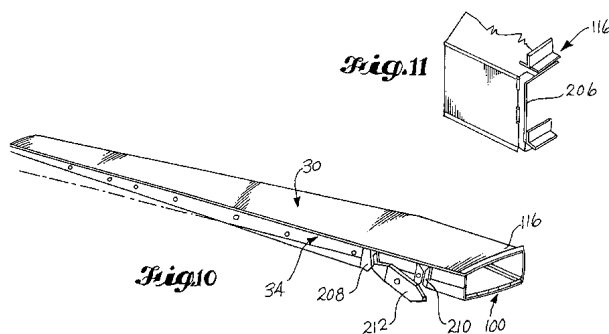


Рис. 8.10

Закриття крила включає в себе кріплення верхньої панелі крила 30 до рами коробки крила. На фланці хорд 134 верхнього лонжерона наносять герметик, верхню панель крила 30 піднімають краном і опускають на зібрані лонжерони і ребра нижньої коробки крила в зборі. Інша пара координаційних елементів на верхній панелі 30 крила та нижній коробці крила в зборі розташовані відносно один одного, щоб однозначно зафіксувати положення верхньої панелі 30 крила на нижній коробці крила в зборі. Цією іншою парою координаційних елементів можуть бути координаційні отвори в кромці верхньої панелі крила та у верхній хорді 134 переднього або заднього лонжерона 36 або 34 або, що більш переважно, координаційна поверхня на

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76

передній кромці верхньої панелі крила та відповідній кромці переднього лонжерона, розміщені відносно одна одної за допомогою інструменту для локалізації кромки та затискача, такого як калібр/затискач 224, показаний на рис.8.8.

Правильне розташування верхньої панелі крила 30 на нижній коробці крила гарантує, що вертикальний фланець 120 подвійної плюсової хорди 116 на внутрішній кромці верхньої панелі крила 30 вирівнюється у вертикальній площині.

Верхня панель крила 30 затискається в належному індексованому положенні за допомогою крайових затискачів, таких як затискачі 224, показані на рис. 8.8, або подібних до них. Нервюрні болти 244 вставляють через попередньо просвердлені отвори у верхніх нервюрах і стрингерах 90, як показано на рис. 8.7. Маленький механік пролазить у відсік крила через отвір 258 між кожним ребром і вставляє болти 244 у суміщені отвори у верхніх хордах нервюр і стрингерах 90, а потім затягує болти.

Після того, як верхня панель крила 30 надійно закріплена на нервюрах 38 і притиснута до лонжеронів 34 і 36, механік свердлить тимчасові пілотні отвори ручним електродрилем зсередини коробки крила вгору через стяжні фланці 260 у верхній частині реберних стійок 204 і через обшивку крила. Точний контроль висоти і профілю ребер шляхом контролю положення хорд на полотнах забезпечує точну відповідність висоти і контуру нервюр і лонжеронів таким чином, що стрингери 90 панелі крила лежать на хордах нервюр, а обшивка крила плавно перекриває хорди лонжерона без будь-яких розривів, які б вимагали підганяння.

Верстат 40 направляється до місць кріплення лонжерона до панелі крила, використовуючи дані з цифрового визначення виробу крила, в якому вказані місця і розміри кріплень. Кріплення з конічною головкою, вставлене в отвір для кріплення, правильно просвердлений по нормалі до поверхні обшивки крила в місці кріплення, буде лежати в зенковці головкою врівень з

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76

поверхнею обшивки крила. Для того, щоб гарантувати, що кріпильні отвори просвердлені нормально до поверхні крила, можна використовувати самонормалізуючу головку.

Верстат 40 свердлить і зенкує отвори для кріплень і вставляє кріплення. Притискна лапка на головці свердла створює силу притискання, яка допомагає затискачам і тимчасовим кріпленням підтримувати тиск на межі між обшивкою крила і лонжеронами, щоб запобігти потраплянню стружки і задирок в цю межу.

Fig.13

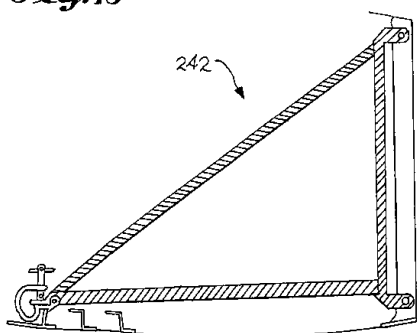


Рис. 8.11

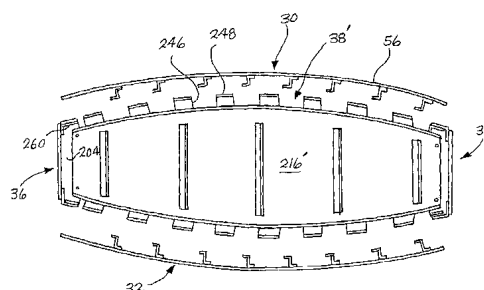


Fig.14

Рис.8.12

Верхня панель 30 крила кріпиться до зрізних нервюр 38', як показано на рис. 8.12, шляхом свердління кріпильних отворів зверху обшивки крила за допомогою верстата 40, використовуючи цифрове визначення виробу для інформування контролера верстата про розташування зрізних стяжок 248 під верхньою обшивкою крила. Через гнучкість нервюр, механіку може бути бажано просвердлити пілотні отвори через попередньо просвердлені пілотні отвори у вибраних поперечних стяжних накладках 248 і встановити прихватки з індексною головкою, щоб зафіксувати положення проміжних частин поперечних стяжних нервюр 38' проти згинання в напрямку прольоту. Верстат 40 вставляє кріплення, в той час як механік всередині коробки крила розміщує гайки або манжети і затягує болти за допомогою відповідного електроінструменту.

Нервюри шарнірів елеронів 130 прикріплені до заднього лонжерона 34 для підтримки стержня шарніра елеронів у втулках, розташованих на відстані один від одного в задній частині заднього лонжерона. Через довжину нервюри шарніра елерона 130 невелика розбіжність в його розміщенні збільшується до великого відхилення від передбачуваного положення втулки шарніра на кінці нервюри шарніра.

Щоб уникнути всіх цих проблем, втулка шарніра в кінці нервюри 130 шарніра встановлюється в його критичному положенні в просторі, а нервюра шарніра кріпиться до лонжерона там, де вона контактує з полотном лонжерона. Контролер 78 верстата 40 спрямовує верстат 40 на позиціонування монтажного штифта 262, який утримується верстатом 40, як показано на рис. 8.14, у просторі в позиції ззаду заднього лонжерона, визначеній цифровим визначенням виробу як місце розташування втулки шарніра. Втулку шарніра на дистальному кінці одного з нервюр шарніра надягають на монтажний штифт 262, точно розташовуючи його в просторі в положенні, визначеному цифровим визначенням виробу, а проксимальний кінець ребра шарніра прикріплюють до полотна лонжерона в положенні.

Полотно 106 лонжерона розміщується на вертикальному фланці 120 подвійної хорди 116 і вертикальному фланці 104 Т-подібної хорди 100, а також на двох бічних фланцях кінцевого фітинга 207 лонжерона за допомогою координаційних отворів, попередньо просвердлених у полотні 106 лонжерона і чотирьох фланцях, як показано на рис. 8.7. Тимчасові кріпильні елементи встановлюються для утримання лонжерона 106 на місці. Полотно 106 знімається, отвори зачищаються, а на поверхню полотна наноситься герметик.

Процес складання не обмежується складанням основних компонентів в горизонтальному або лежачому положенні, як показано на рис. 8.4, де ватерлінія крила лежить горизонтально. Інша орієнтація збірки - це вертикальна орієнтація на основі лонжерона або "на ребро", коли ватерлінія

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76

крила орієнтована вертикально, як показано на рис. 8.14, з використанням заднього лонжерона в якості базового елемента, на якому будується збірка. Задній лонжерон спирається на опорну конструкцію лонжерона 264 з полотном лонжерона в горизонтальному положенні. У цьому варіанті задній лонжерон 34' використовується як базовий вузол, до якого кріпляться нервюри та обшивка крила. Опорна конструкція лонжерона 264 утримує задній лонжерон в точності до його теоретичної форми під час процесу складання. Фіксатори 266 дозволяють регулювати передній лонжерон 36' вгору і вниз, оскільки відстань між реберними координаційними отворами визначає відстань по хорді між переднім і заднім лонжеронами, так само, як і у варіанті виконання на рис. 8. 1. Після того, як всі кріплення встановлені, щоб закріпити нервюри на лонжеронах, тимчасові опори нервюр знімаються.

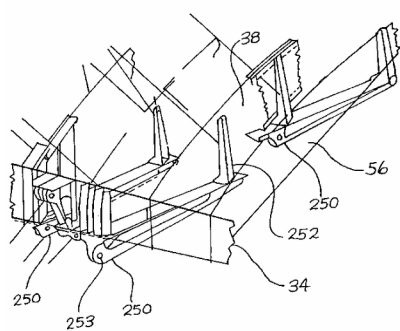


Fig.15

Рис.8.12

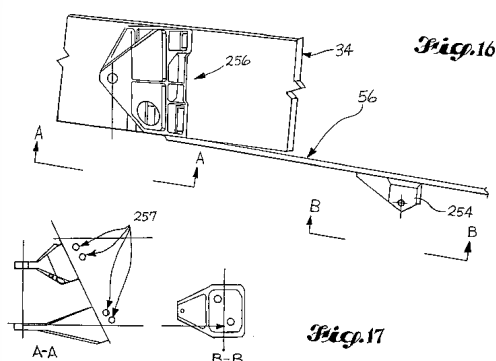


Fig.17

Рис.8.13

Верхня панель крила прилягає до внутрішньої конструкції крила і точно позиціонується на місці шляхом вставки вирівнювальних. Зовнішні та проміжні вторинні індексні отвори в задньому лонжероні забезпечують додаткове розташування. Кріплення панелі крила розраховане на вагу панелі крила, оскільки вирівнювальні штифти через координаційні отвори зазвичай не розраховані на навантаження такої величини.

Після того, як панель крила прикріплена до нервюр і переднього лонжерона, в обшивці крила, лонжероні і нервюрах свердлять повнорозмірні

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76

кріпильні отвори, відповідні за розміром.

Після свердління отворів для кріплень панель крила відокремлюється від нервюр і лонжеронів. Нижня обшивка розташовується та індексується на задньому лонжероні так само, як і верхня обшивка. Мотогондола, шасі, направляючі закрилків та інша основна арматура встановлюється за допомогою легких інструментів, які кріпляться до локалізованих ключових координатних отворів в обшивці.

Горизонтальна технологія складання на основі лонжерона показана на Рис. 8.15. Ця технологія забезпечує доступ до верхньої і нижньої сторін крила і потенційно може дозволити одночасне виконання операцій на обох сторонах для підвищення продуктивності і швидкості виробництва.

Дві рознесені в сторони рейки 277 встановлені на жорстких поздовжніх балках 279, що підтримуються зверху колонами 275. Поперечне переміщення пластини 286, встановленої на рейках 288, прикріплених до каретки 280, здійснюється за допомогою зачеплення кулькової гайки. Кульковий гвинт 292 приводиться в рух серводвигуном, встановленим за пластиною 286 під контролем контролера 78. Вертикальний кронштейн 295, встановлений на лінійних підшипниках і приводиться в рух приводним двигуном, має зап'ястя 297, яке може нахилитися на потрібний кут і може обертатися навколо вертикальної осі кронштейна 295.

Нижній портал 300 встановлений для поздовжнього переміщення на рейках 302, закріплених на плечі 304. Консоль 300 має кронштейн 308, який встановлений так само, як і кронштейн 295, за винятком того, що робочий кінець знаходиться на верхньому кінці, а не на нижньому кінці, як у кронштейна 295 конвеєра 280.

Після того, як всі нервюри прикріплені, нижній портал 300 переміщується в положення стоянки. Панель крила тимчасово закріплюється на місці за допомогою ременів навколо кожного ребра, а вертикальні телескопічні опори втягуються, звільняючи шлях для переміщення нижнього

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76

порталу 300 і початку свердління отворів для кріплення панелі 32 крила до лонжеронів і нервюр. Верхній кронштейн 295 може бути розташований навпроти кронштейна 308, щоб забезпечити реакційну силу затиску, яка запобігає тому, щоб сила подачі свердла в кінцевому ефекті кронштейна 308 не піднімала ребра

Після того, як нижня панель крила 32 прикріплена, верхній кран 280 переміщується в положення стоянки за межами положення крила, а верхня панель крила 30 транспортується мостовим краном безпосередньо в призначене для неї положення на лонжеронах і ребрах. Наносять герметик, встановлюють панель на місце, вставляють і закріплюють кріпильні елементи, як описано вище.

Торцева обрізка лонжеронів і панелей крила може бути виконана фрезами в кінцевих ефекторах. Нервюри шарнірів елеронів можуть бути прикріплені за допомогою штифтів, які утримуються в потрібній точці простору кінцевими ефекторами порталу.

Передбачається, що два опорних пристосування, показані на рис. 8.15, можуть бути розташовані впритул один до одного.

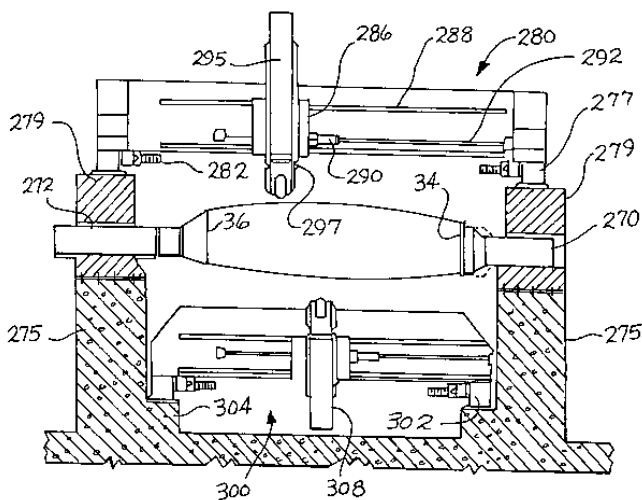
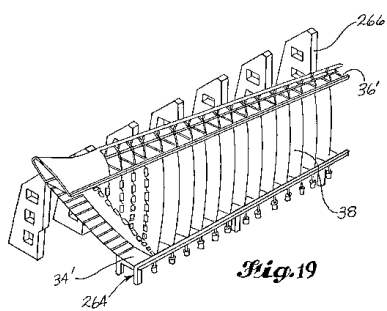
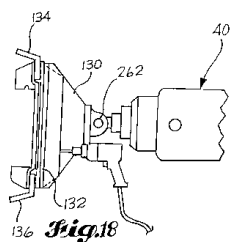


Рис. 8.14

Рис. 8.15

Таким чином, розкривається система, яка може бути використана для

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76

складання вузлів крила літака в повне крило літака з високим ступенем точності та повторюваності. Ця концепція усуває потребу в традиційному жорсткому оснащенні, яке десятиліттями використовувалося в авіабудуванні, і вперше дозволяє збирати великі, важкі, гнучкі і напівгнучкі механічні конструкції, в яких контур конструкції і відносні розміри всередині конструкції визначаються самими деталями, а не оснащенням.

Звільнившись таким чином від залежності від фіксованого інструментарію, крило тепер можна будувати з урахуванням викривлень, спричинених виробничими процесами, такими як інтерференційні кріплення і холодна обробка. Тепер завод може виготовляти крила будь-якої форми і розміру, для яких надані інженерні дані, в межах фізичного діапазону верстатів з ЧПК, і робити це швидше і з набагато більшою точністю, ніж це було можливо з фіксованим інструментарієм. Витрати на створення та обслуговування традиційних компонентів крила та основних інструментів, а також виробничих площ для таких стаціонарних інструментів більше не потрібно амортизувати і враховувати в ціні літака, і тепер можна будувати крила, налаштовані відповідно до конкретних вимог конкретних замовників.

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76

Висновки

В рамках дипломного проекту «Оптимізаційна модель кесона в середині крила транспортного літака» проведено дослідження та розроблено оптимізаційну модель кесона, що дозволить покращити аеродинамічні та динамічні характеристики крила літака.

У ході дослідження були проаналізовані попередні дослідження, що дозволило визначити переваги та недоліки попередніх рішень у конструкції кесонів крила. Розглянуто різні варіанти конструкції кесона та описано методи моделювання.

В результаті виконання дипломного проекту була досягнута мета розробки оптимізаційної моделі кесона середньої частини крила транспортного літака. Результати досліджень і розробок можуть бути використані для подальшого вдосконалення конструкції крила та підвищення характеристик транспортного літака.

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76

Список використаної літератури

1. Антонов Ан-70. Уголок неба - Большая авиационная энциклопедия.
URL: <http://www.airwar.ru/enc/craft/an70.html>
2. Архипов О.Г., Кравцова Е.М., Галабурда Н.І. Основи конструювання і розрахунку деталей і вузлів механізмів. Навч. посібник – Луганськ: вид-во Східноукр. Нац. Ун-ту, 2005.- 402 с.
3. Зайцев В. Н. Конструкция и прочность самолетов / В. Н. Зайцев, В. Л. Рудаков. – Киев: Вища школа, 1978. – 480 с.
4. Игнатъева А. В. Расчет аэродинамических характеристик самолета с механизацией крыла / А. В. Игнатъева, В. Л. Чемезов. – Новосибирск: НГТУ, 2010. – 44 с.
5. Ильюшин Ил-76. Уголок неба - Большая авиационная энциклопедия.
URL: <http://airwar.ru/enc/craft/il76.html>
6. Мхітарян А.М. та ін. Динаміка польоту. - М.: Машинобудування, 1978. - 422 с.
7. Устройство выдвижения закрылка крыла самолета. *Патентный поиск, поиск патентов и изобретений.*
URL: <https://findpatent.ru/patent/239/2394722.html>
8. Airbus A400M Atlas. *Military Wiki.*
URL: https://military.wikia.org/wiki/Airbus_A400M_Atlas
9. Airbus A400M Grizzly. Уголок неба - Большая авиационная энциклопедия. URL: <http://www.airwar.ru/enc/craft/fla.html>
10. Antonov An-70. Wikiwand. URL:
https://www.wikiwand.com/en/Antonov_An-70
11. Ilyushin Il-76. Military Wiki. URL:
https://military.wikia.org/wiki/Ilyushin_Il-76
12. Method of manufacturing a wing [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <https://patents.google.com/patent/US7509740B2/en>.

					АЛ9118.10.22.00.003В	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76