

1.2. Варіанти побудови літака.....	30
1.2.1. BWB (Blended Wing Body)	31
1.2.2. NASA/DLR eRay	36
1.2.3. Flying-V.....	37
1.2.4. Пасажирські авіалайнери НАСА.....	38
Висновок до розділу	41
2. Вибір аеродинамічної та конструктивно-силової схеми літака ..	42
2.1. Аеродинамічна схема літака.....	42
2.2. Конструктивно-силова схема літака	49
Висновок до розділу	53
3. Розрахунок аеродинамічних характеристик	54
3.1. Загальні поняття	54
3.2. Основні аеродинамічні характеристики профілів	55
3.3. Похідна $C_{u\alpha}$ (відношення приросту коефіцієнта підйомної сили до відповідного збільшенню кута атаки).....	55
3.4. Максимальні несучі властивості	56
3.5. Вплив шорсткості поверхні профілю на його несучі властивості	57
3.6. Поздовжній момент.....	57
3.7. Опір профілю	57
3.8. Рекомендації по виборі профілю несучої поверхні	58
3.9. Розрахунок аеродинамічних характеристик.....	60

Висновок до розділу	69
4. Вибір потужності двигуна	70
Класифікація авіаційних двигунів	70
Висновок до розділу	73
5. Розрахунок моделі на міцність	74
5.1. Моделювання об'єкта дослідження	74
5.2. Модель матеріалу	75
5.3. Модель форми	75
5.4. Моделі навантаження	76
5.5. Моделі руйнування	76
5.6. Створення моделі розрахунку на міцність	76
Висновок до розділу	80
6. Розробка стартап-проекту	81
6.1. Опис ідеї стартап-проекту	83
6.2. Технологічний аудит ідеї проекту	85
6.3. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту	86
6.4. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту	87
6.5. Реєстр зацікавлених сторін стартап-проекту	88
6.6. SWOT-аналіз	89
6.7. Стратегія позиціонування	90
6.8. Структура витрат	91
Висновок до розділу	93
ВИСНОВКИ	94
ЛІТЕРАТУРА	95
ДОДАТКИ	96

Списки термінів та умовних скорочень

- ЛА – літальний апарат;
- ДР – дипломна робота;
- ТЗ – технічне завдання;
- ЛТХ – льотно-технічні характеристики;
- КСС – конструктивно-силова схема;
- ЛК – літаюче крило;
- КД – конструкторська документація;
- АС – аеродинамічна схема;
- СК – складальне креслення;
- КЕМ – кінцево – елементна модель;
- ТРД – турбореактивний двигун;
- ТРДД – турбореактивний двоконтурний двигун;
- ВWB – змішане тіло крила (Blended Wing Body);
- ГО – горизонтальне оперення;
- ОК – органи керування;
- САХ – середня аеродинамічна хорда;
- АК – аеродинамічний коефіцієнт.

ВСТУП

У ході виконання магістерської дисертації було проведено попереднє проектування дальньомагістрального пасажирського літака.

Проведено аналіз сучасного стану основ створення високоекономічних пасажирських літаків нового покоління, які повністю відповідають сучасним і перспективним нормам льотної придатності, здатні замінити в авіакомпаніях застарілих пасажирських літаків і забезпечити авіакомпанії та інших замовників новим конкурентоспроможним пасажирським літаком, що не поступається, а по ряду показників переважає зарубіжні аналоги.

Було проведено детальний аналіз аналогічних пасажирських літаків та можливих майбутніх удосконалених варіантів побудови пасажирських літаків.

Була побудована геометрія в середовищі Inventor відштовхуючись від вхідних даних та поставлених завдань. Спочатку опрацьовано окремо кожен агрегат теоретичної поверхні, а потім їх було об'єднано в одну збірку. На основі теоретичної поверхні створено оптимізаційну кінцевоелементну модель конструкції. Проведено аеродинамічні розрахунки проектного ЛА. Для аеродинамічного розрахунку на базі моделі було створено твердотільну модель. Здійснено пост обробку результатів розрахунків, вивівши всі результати в таблиці коефіцієнтів.

Також методом тяг була підібрана оптимальна потужність встановлювальних двигунів на ЛА.

Було виконано стартап проект. Виконано: опис ідеї проекту, технологічний аудит ідеї проекту, аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту і т.д.

Для реалізації поставлених задач, під час проектування та моделювання, використовувалось тривимірне моделювання в системах CAD CAM, метод кінцевих елементів, інформаційно-комунікаційні технології, математичне моделювання. комп'ютерне моделювання, сучасне програмне забезпечення, а саме: програми Microsoft Office, Creo Parametric, Matlab,

Autodesk_Simulation_CFD_2015, CEM FEMAP. Результати даної роботи показують шляхи оптимізації і покращення даної конструкції, в майбутньому, допоможуть з обґрунтуванням даного типу конструкції в рамках розробки студентського проекту літака майбутнім інженерам.

1. Аналіз аналогів та вибір варіантів побудови літака

Пасажирський літак (комерційний літак, авіалайнер) - літак, призначений та обладнаний для перевезення пасажирів та багажу. На відміну від багатоцільових транспортних літаків, пасажирські літаки мають окремі відсіки для перевезення людей та вантажу або не мають додаткового вантажного відсіку зовсім.

Першим в історії авіації пасажирським літаком став російський "Ілля Муромець". Літак конструкції Ігоря Сікорського був оснащений комфортабельним салоном, рестораном, окремими спальними кімнатами та навіть ванною. На «Муромці» було опалення та електроенергія. Вперше літак піднявся у повітря 10 грудня 1913 року, у лютому 1914 року був виконаний демонстраційний політ з 16 пасажирами на борту. У червні того ж року літак встановив рекорд дальності, здійснивши переліт з Петербургу до Києва і назад з однією проміжною посадкою.

Подальшим розвитком цивільної авіації стали широкофюзеляжні літаки. Американський Boeing 747 був першим широкофюзеляжним літаком, що піднявся в повітря в 1969. Найбільшим широкофюзеляжним літаком надвеликої місткості став двопалубний Airbus A380, що здійснив перший політ 27 квітня 2005. та англо-французький Concorde. Втім, комерційного успіху вони не досягли, ставши скоріше символами престижу національних авіаційних галузей. Ту-144 після кількох катастроф було виведено з експлуатації. Concorde прослужив до 2003 року, але катастрофа в 2000 році виявилася фатальною і для цього літака, який також виведено з експлуатації.

Сучасні пасажирські літаки зовні мало відрізняються від тих, що з'явилися у 60-ті роки. У наші дні основний акцент робиться на вдосконаленні авіаційних двигунів з метою підвищення паливної ефективності та зниження рівня шумності, вдосконалення авіоніки та полегшення конструкції планера за рахунок застосування матеріалів нового покоління, у тому числі на основі композитів.

Види та категорії пасажирських літаків

По дальності польоту:

- далекомагістральні - понад 6000 км;
- середньомагістральні - від 2500 до 6000 км;
- близькомагістральні - від 1000 до 2500 км;
- літаки місцевих повітряних ліній – менше 1000 км.

За конструкцією фюзеляжу

Широкофюзеляжні авіалайнери, іменовані також як аеробуси, є рекордсменами за габаритами серед пасажирських літаків. Довжина фюзеляжу у найбільших машин перевищує 70 метрів, а діаметр — 5-6 метрів, що дозволяє розмістити в ряду 6-10 крісел. Існують двопалубні широкофюзеляжні літаки, такі як Boeing 747 і A380. Крім них в даний час використовуються однопалубні широкофюзеляжні A300, A310, A330, A340, Boeing 767, 777 і Boeing 787 Dreamliner, а також Іл-86 та Іл-96. У стадії розробки знаходиться A350. Широкофюзеляжні літаки призначені для перевезення великої кількості пасажирів на як правило середні та великі відстані. Такі літаки зважаючи на свою високу ціну як правило беруться авіакомпаніями в операційний лізинг, а не купуються.

Вузькофюзеляжні літаки набагато поширеніші. Вони використовуються як правило на авіалініях середньої та малої протяжності та мають меншу в порівнянні з широкофюзеляжними літаками пасажиромісткість. Діаметр фюзеляжу на цих повітряних суднах не перевищує 4 метрів. Найпоширеніші представники цього класу — американські Boeing 737 і 757, європейський A320 і російський Ту-154.

1.1. Аналіз аналогів

1.1.1. Airbus A380

Airbus A380 - широкофюзеляжний двопалубний чотирьохдвигунний турбореактивний пасажирський літак, створений концерном Airbus S.A.S. -

найбільший серійний авіалайнер у світі (висота 24 метри, довжина 73 метри, розмах крила 79 метрів). 55. Airbus A380 (рис. 1), введений в комерційну експлуатацію в 2007 році, є найсучаснішим, просторим і ефективним магістральним літаком в світі. Місткість - 525 пасажирів в салоні трьох класів, 853 пасажири в однокласній конфігурації. A380, створений на основі новітніх досягнень науки і техніки в області матеріалів, бортових систем і виробничих процесів, відповідає найжорсткішим міжнародним сертифікаційним вимогам. A380 може перевозити на 35% пасажирів більше, ніж його найближчий конкурент, володіючи при цьому набагато більшою площею підлоги в салонах. Таким чином, експлуатанти A380 надають неперевершений рівень комфорту і більше індивідуальний простір в кожній категорії обслуговування. Може здійснювати безпосадочні перельоти на відстань до 15 400 км. У 2021 році виробництво даної моделі було припинено.

У своїй виробничій діяльності "Ербас" опирається на співпрацю із провідними світовими компаніями. До програми "Ербас" залучено майже 1500 фірм-постачальників із 30 країн світу.



Рис. 1. Airbus A380

Аеродинамічна схема: чотирьохдвигунний турбовентиляторний низькоплан із стрілоподібним крилом і однокільовим оперенням (рис. 2).

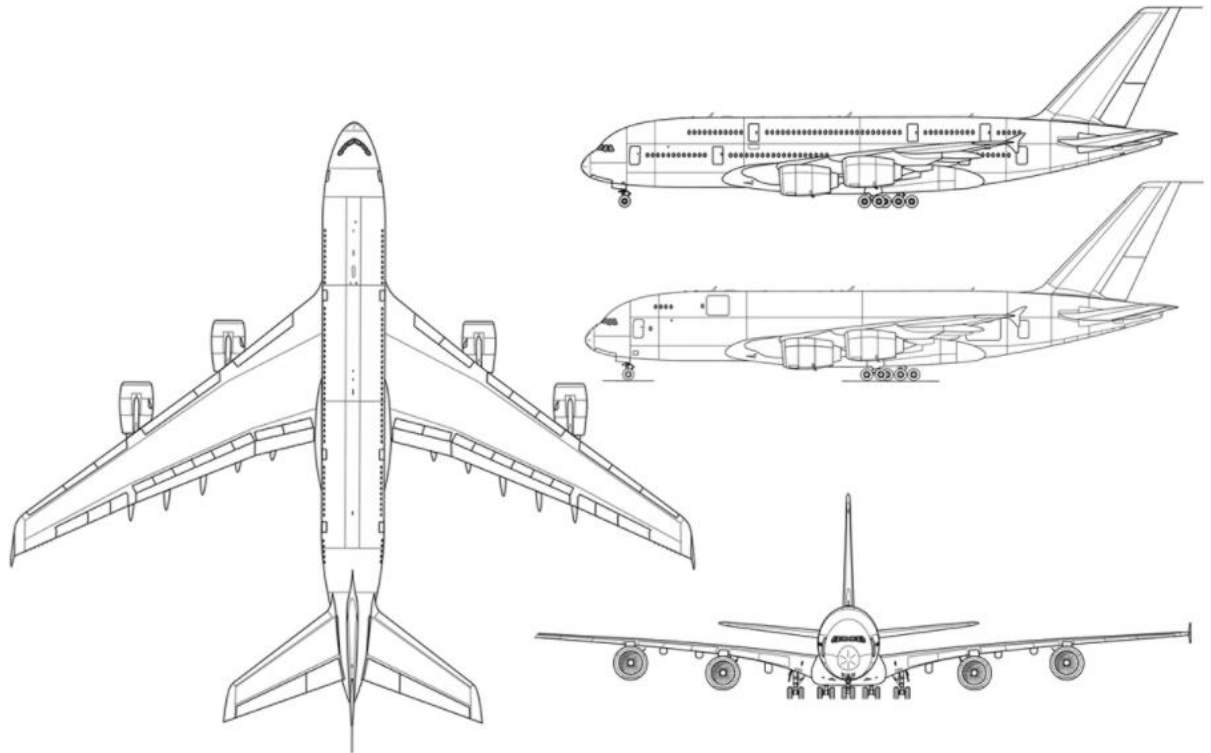


Рис. 2. Аеродинамічна схема Airbus A380

Розмір крила А380 розрахований на максимальну злітну масу понад 650 тонн, з прицілом на майбутні версії, хоча крило і буде потрібно кілька зміцнити. Посилене крило планувалося використовувати в вантажній модифікації А380-800F.

В результаті такого загального конструкторського підходу дещо знижується паливна ефективність пасажирської модифікації А380-800, але за оцінками Airbus, розмір літака разом з новими технологіями приведуть до того, що вартість експлуатації в розрахунку на одного пасажера буде нижче, ніж у будь-який з існуючих модифікацій Boeing-747. А380 також має кінцеві крильця (вінглети), аналогічні тим, що можна побачити у А310 і А320, для

зменшення турбулентного сліду, поліпшення економічності та льотних характеристик.

A380 може бути обладнаний двома типами двигунів: A380-841, A380-842 і A380-843F- двигуном Rolls-Royce Trent 900 (рис. 3), а A380-861, A380-862, A380-863F, A380-864F - двигуном Engine Alliance GP7000. Trent 900 є спадкоємцем Trent 800gen, GP7000 веде свій початок від GE90 і PW4000. В основі своїй Trent 900 є «масштабованою» версією Trent 500gen, але він також використовує технології від «мертвонародженого» Trent 8104. Тільки два з чотирьох двигунів забезпечені реверсами тяги.



Рис. 3. Двигун Rolls-Royce Trent 900

Зниження рівня шуму було важливою вимогою при проектуванні A380, яке частково відбилося і на конструкції двигунів. Обидва типи двигунів дозволяють літаку задовольняти обмеженням по шумності QC / 2 при вибутті та QC / 0.5 при прибутті, встановленими лондонським аеропортом Хітроу, який став одним з ключових пунктів призначення A380.

Екологічність A380 не обмежується низьким рівнем шуму. Завдяки зниженню ваги за рахунок виключно широкого використання композиційних матеріалів і легких сплавів вдалося високо підняти паливну ефективність A380. Він споживає на 12% менше палива, ніж його конкурент, що веде до зниження впливу вихлопних газів двигунів на атмосферу.

A380 може літати на суміші авіаційного гасу з GTL з природного газу (GTL не містить сполук сірки, чим вигідно відрізняється від звичайного гасу). Тригодинний випробувальний політ 1 лютого 2008 року, між підприємством компанії Airbus в Філтон Брістоль у Великобританії і основним заводом Airbus в Тулузі (Франція), був успішним.

Один з чотирьох двигунів A380 використовував суміш з 60% авіаційного гасу і 40% GTL-палива, що поставляється «Шелл». Літак не вимагає модифікації для використання GTL-палива, яке призначене для змішування з звичайним реактивним паливом.

A380 став першим далекомагістральним лайнером, що витрачає менше трьох літрів палива на перевезення пасажирів на 100 км. Ця величина порівнянна з витратою палива на сучасних економічних легкових автомобілях.

У конструкції Airbus A380 широко використовуються композитні матеріали - метали і пластмаси, армовані скловолокном, вуглецевим і кварцовим волокном. Також широко використовуються нові зварювальні алюмінієві сплави, що, в поєднанні зі зварюванням лазерним променем, дозволило позбутися від заклепок. Основні характеристики літака Airbus A380 наведені в таблиці 1.

Основні характеристики літака Airbus A380

Розміри	
Довжина (м)	72.7
Розмах крила	79.8
Висота	24.1
Площа крила (кв. м)	845
Вагові	
Максимальна злітна маса (кг)	560 000
Максимальна посадкова маса (кг)	386 000
Маса пустого (кг)	276 800
Максимальна вага без палива (кг)	361 000
Максимальна комерційна загрузка (кг)	83 000
Об'єм паливних баків	310 000
Літні дані	
Дальність польоту з максимальною загрузкою (км)	15 000
Стеля	13 100
Довжина розбігу	2 050
Довжина пробігу	2 900
Двигуни	R-R Trent 970, 4 x 31780 кгс Alliance GP7270, 4 x 31780 кгс

Пасажирський салон	
Кількість сидінь (економ)	700
Кількість місць (економ/бізнес/перший клас)	525
Ширина салону (м)	5.92 – 6.58

1.1.2. Boeing 777

Boeing 777 – дводвигунний широкофюзеляжний пасажирський літаків для авіаліній великої протяжності (рис. 4). Літак розроблений на початку 1990-х, здійснив перший політ в 1994 році, в експлуатації з 1995 року. Літаки цього типу здатні вмістити від до 550 пасажирів, в залежності від конфігурації салонів, і мають дальність польоту від 9100 до 17 500 кілометрів.

Аеродинамічна схема: двомоторний турбовентиляторний низькоплан зі стрілоподібним крилом та однокільовим оперенням (рис. 5).

На Boeing 777 встановлений абсолютний рекорд дальності для пасажирських літаків 21 601 км. Boeing 777 - найбільший в світі двомоторний турбовентиляторний пасажирський літак. Його двигуни General Electric GE90 - найбільші і найпотужніші в історії авіації турбовентиляторні двигуни.



Рис. 4. Boeing 777

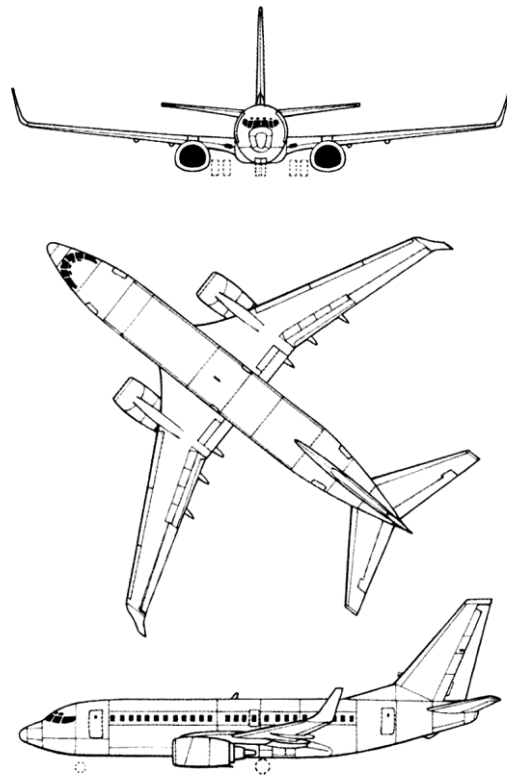


Рис. 5. Аеродинамічна схема Boeing 777

Компанія Boeing представила ряд передових технологій по проекту 777, включаючи повністю цифрову електродистанційно систему управління fly-by-wire, повністю програмовану авіоніку, скляну кабіну з рідкокристалічними дисплеями Honeywell; оптоволоконна мережа авіоніки на комерційному авіалайнері була проведена вперше. При цьому Boeing використовував вже відомі розробки з скасованого проекту регіонального літака Boeing 7J7, що мав подібний рівень технологій. 9% елементів фюзеляжу виготовлені з композиційних матеріалів на основі вуглецю. У 2003 році компанія Boeing в якості опції почала пропонувати електронні журнали польотів замість паперових.

Крило 777 має надкритичний дизайн профілю і кут стрілоподібності 31,6 градусів та оптимізоване для крейсерської швидкості 0,83 Маха (після випробувань було переглянуто в бік підвищення до 0,84 Маха).

Конструкція крила має більшу товщину та розмах ніж у попередніх авіалайнерів, що дозволило збільшити дальність та корисне навантаження, підвищити злітні характеристики, та збільшити крейсерську висоту польоту. В середині крила також розміщені паливні баки, в яких може знаходитися до 181300 літрів пального. Такий обсяг дозволяє Boeing 777-200LR виконувати рейси на ультрадалекі дистанції, наприклад, з Торонто до Гонконгу. У 2013 році було представлено нове композитне крило для моделі 777X з більшим розмахом та особливостями конструкції, що походять від крила для Boeing 787.

При запуску проекту літака було запропоновано розробити крило з великими закінцівками довжиною 6,4 метри, що могли складатися, щоб авіакомпанії могли використовувати стоянки розроблені для розміщення менших літаків, але жодна авіакомпанія не погодилася на цей варіант. Ця конструкція закінцівок була відроджена у 2013 році, коли представили проект 777X. Їх розмір вирішили зробити меншим (3,35 метри), що дозволить моделям 777X використовувати ті ж самі стоянки та руліжні доріжки, що й звичайним 777. Нові закінцівки менш складні ніж ті, що пропонувалися на

початку проектування 777, і містять всередині лише дроти для сигнальних вогнів (рис. 6).



Рис. 6. Закінцівки на Boeing 777X

Конструкція планера літака включає в себе використання композитних матеріалів, які становлять дев'ять відсотків початкової ваги конструкції (всі моделі за винятком 777-8 та 777-9). Елементами, що виготовлені з композитного матеріалу є підлога салону і кермо напряду. Головна частина фюзеляжу має круглий переріз і ззаду переходить у лезоподібний хвостовий конус, в якому розташована допоміжна силова установка.

Авіалайнер також має найбільші стійки шасі та найбільші шини, що будь-коли використовувалися в комерційних реактивних авіалайнерах. Кожна шина з основної шестиколісної стійки шасі 777-300ER може витримати навантаження у 27 тонн, що більше, ніж навантаження на шину у літака Боїнг 747—400. Літак має три резервних гідравлічних системи, з яких для посадки потрібна лише одна. Аварійна авіаційна турбіна — це невеликий пропелер, що висувається з літака при аварійних ситуаціях для забезпечення

мінімального електроживлення. Вона розташована в обтічнику крила під фюзеляжем. Основні характеристики літака Boeing 777 наведені в таблиці 2.

Таблиця 2

Основні характеристики літака Boeing 777

Розміри	
Довжина (м)	73.9
Розмах крила	60.9
Висота	18.5
Площа крила (кв. м)	427.8
Вагові	
Максимальна злітна маса (кг)	263 080 – 299 370
Максимальна посадкова маса (кг)	237 680
Маса пустого (кг)	155 500 – 158 480
Максимальна вага без палива (кг)	224 530
Максимальна комерційна загрузка (кг)	66 050
Об'єм паливних баків	171 170
Літні дані	
Дальність польоту з максимальною загрузкою (км)	7 500 – 11 000
Максимальна крейсерська швидкість (км/год)	905
Максимальна швидкість (км/год)	945
Стеля (м)	13 100
Довжина розбігу	3 700

Довжина пробігу	1 800
Двигуни	P&W PW4090, 2 x 40900 кгс P&W PW4098, 2 x 44500 кгс R-R Trent 892, 2 x 40900 кгс
Пасажирський салон	
Кількість сидінь (економ)	550
Кількість місць (економ/бізнес)	479
Кількість місць (економ/бізнес/перший клас)	368
Ширина салону (м)	5.87

1.1.3. ARJ21-700

ARJ21-700 — це пасажирський літак китайської авіакомпанії Chengdu Airlines. Літак ACAC ARJ21 Xiangfeng ("Фенікс, що летить") (рис. 7) був розроблений корпорацією AVIC I, головним чином, для задоволення внутрішніх потреб Китаю в регіональному авіалайнері на 75-100 пасажирів.



Рис. 7. АСАС АRJ21-700

Роботи над літаком розпочалися у 2000 році, при проектуванні було враховано досвід ліцензійного виробництва західних пасажирських літаків. Літак проектувався у розрахунку на виробництво з використанням наявних технологічних розробок, зокрема технологій для випуску літака McDonnell Douglas MD-90 Trunkliner. Тому фюзеляж літака АRJ21 дуже нагадує фюзеляж американського авіалайнера.

Крило розроблено разом із ОКБ ім. О. К. Антонова (Україна).

Системи та обладнання - переважно західного виробництва: двигуни General Electric CF34-1 0А, система управління польотом на базі системи Rockwell Collins Pro Line 21 та електро-дистанційної системи Honeywell-Parker Hannifin, шасі фірми "Liebherr Aerospace".

Аеродинамічна схема: двомоторний турбовентиляторний низькоплан зі стрілоподібним крилом, Т-подібним оперенням (з переставним стабілізатором) та заднім розташуванням двигунів. (рис. 8).

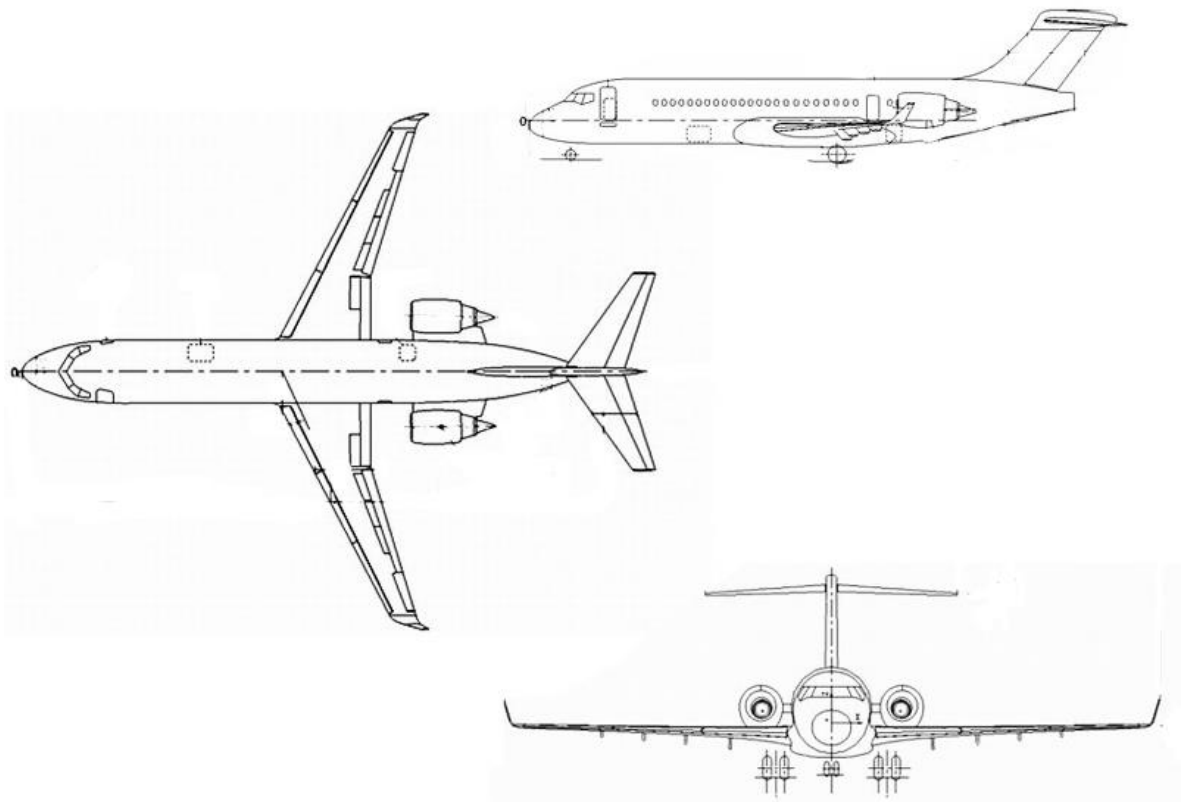


Рис. 8. Аеродинамічна схема ARJ21-700

Літаки серії ARJ21 розраховані на перевезення від 70 до 110 пасажирів, залежно від модифікації. Вони здатні без дозаправки здійснювати перельоти на відстань від 2,2 тисяч до 3,7 тисяч кілометрів і приземлятися в складних кліматичних умовах на високогірних аеродромах. Основні характеристики літака ARJ21-700 наведені в таблиці 3.

Основні характеристики літака ARJ21-700

Розміри	
Довжина (м)	33.5
Розмах крила	27.3
Висота	8.4
Площа крила (кв. м)	79.9
Вагові	
Максимальна злітна маса (кг)	40 500
Маса пустого (кг)	25 000
Максимальна комерційна загрузка (кг)	8 900
Об'єм паливних баків	12 700
Літні дані	
Дальність польоту з максимальною загрузкою (км)	2 200
Максимальна крейсерська швидкість (км/год)	870
Стеля (м)	10 600
Довжина розбігу	1 700
Двигуни	GE CF34-10A, 2 x 7700 кгс
Пасажирський салон	
Кількість сидінь (економ)	90
Кількість місць (економ/бізнес)	78
Ширина салону (м)	3.1

1.2. Варіанти побудови літака

Сучасні прагнення розвитку цивільної авіації підштовхують вибирати варіанти побудови пасажирського літака відштовхуючись від двох основних пунктів, а саме надзвук та електроенергія.

Перехід на надзвукові швидкості польоту виглядає закономірним кроком, перейшли ж військові літаки на надзвук. 1200 км/год – це швидкість звуку лише на рівні моря (один Мах), на висоті вона менше, ми літаємо на швидкості 850-950 км/год (0,7-0,8М).

Літак на електриці – це звучить якось несерйозно. Однак автомобілі переходять на електрику, це одна з рис сьогоденного розвитку. На відміну від надзвукових, пасажирські електролітаки вже літають. Зрозуміло, що висока швидкість – це не для них, вони повільніші за звичайні реактивні літаки. Але їх перевага (поки що теоретично) в іншому: екологічність та безшумність. Основним ворогом надзвукових літаків була навіть не їхня ненажерливість, а шум, особливо удар при подоланні звукового бар'єру. Їх треба було експлуатувати подалі від населених пунктів. Електролітаки можуть сідати буквально на околицях міст, якщо не всередині них. Цим літакам не потрібні довгі злітно-посадкові смуги, що різко підвищує зручність такої авіації. Сьогодні літак 15-20 хвилин набирає висоту, 30-40 - йде на посадку, а на основну ділянку польоту може припадати не більше години (на короткій лінії). Навіщо тут надзвук? При малих відстанях вигода не в швидкості польоту, а швидкості досягнення аеропорту, і тут електролітаки можуть бути поза конкуренції. І головне, в найближчому майбутньому саме такі машини, а не надзвукові, мають шанс стати масовими.

Ці перспективи можна реалізувати за допомогою наступних варіантів побудови літака.

1.2.1. BWB (Blended Wing Body)

BWB (Blended Wing Body) - надважкий транспортно-пасажирський літак (рис. 9). Концепція BWB (Blended Wing Body) передбачає створення важких пасажирських і транспортних літаків за схемою ЛК. Перші дослідження літаків типу BWB розпочала фірма Макдоннелл-Дуглас у 1991 р. У той час вона розглядала проект 800-місного літака з розмахом крила 88,1 м, довжиною – 48,8м та висотою – 12,2 м. Надалі фірма провела випробування літаючої радіокерованої моделі.

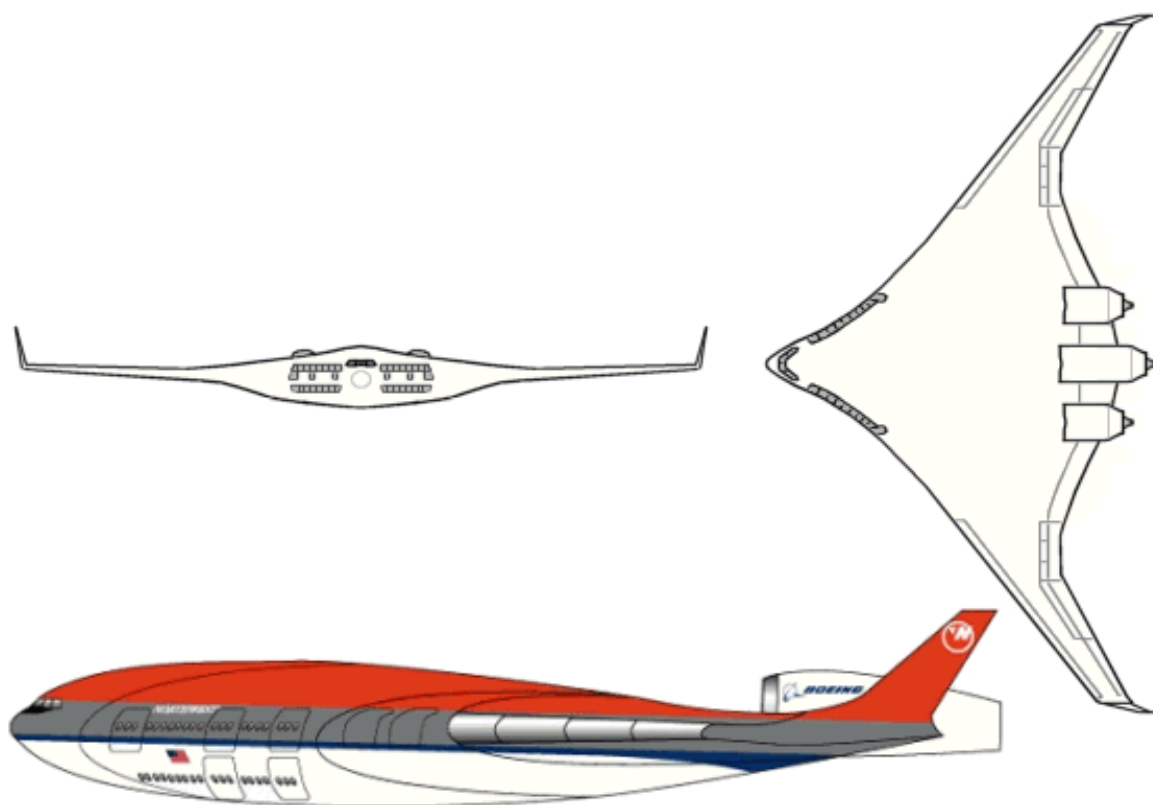


Рис. 9. BWB (Blended Wing Body) в трьох проекціях.

З 1996 р. роботи з концепції BWB продовжує фірма Boeing спільно з фахівцями NASA. Літак, виконаний за яскраво вираженою інтегральною схемою, має несущу центральну частину і стрілоподібні консолі крила великого подовження, що закінчуються "вінглетами". Звичайне вертикальне оперення відсутнє.

Силова установка повинна складатися із трьох надпотужних (з тягою не менше 40000 кгс) ТРДД великого ступеня двоконтурності, встановлених на пілонах над центральною частиною планера, у її хвостовій частині. При створенні літака планується широке застосування нових технічних рішень, конструкційних матеріалів та технологій.

У пасажирському варіанті літак BWB повинен перевозити на двох палубах до 800 осіб (у 3-х класному компонуванні) на дальність до 13000 км. Розглядається варіант і 450 пасажирів. Літак має розмах крила 75,3 м, довжину – 48 м та висоту – 13,7 м. Його силова установка складається з трьох ТРДД. Розрахункова дальність польоту становить 12900 км при крейсерській швидкості, що відповідає числу $M = 0,85$.

За розрахунками Boeing 480-місцевий варіант BWB витратить на 32% менше палива, ніж Airbus A380-700.

Стратегічний військово-транспортний літак цього типу призначений для того, щоб замінити ВТС C-5 Galaxy. Він може вмістити 19 палет із вантажем (з можливістю збільшення навантаження до 23). ВТС повинен оснащуватися двома ТРДД і може застосовуватися як паливозаправник. Розглядається його застосування як C2ISR (Command, Control, Intelligence, Surveillance, Reconnaissance - розвідки та управління) платформи.

NASA та фірма Boeing оголосили, що на початку 2002 р. у льотно-випробувальному центрі ім. Драйдена збираються розпочати льотні випробування моделі LSV (рис. 11), в рамках досліджень перспективного літака, виконаного за концепцією BWB. Літальна модель LSV (Low-Speed Vehicle) призначена для досліджень характеристик літака BWB при малих швидкостях польоту (включаючи політ при відмові одного двигуна), режимах звалювання та пікірування, а також бафтингу. Модель буде виготовлена в масштабі 0,142: розмах крила становитиме 10,67 м. Максимальна злітна маса дорівнює 817 кг. Силова установка складатиметься із трьох малогабаритних ТРДД Вільямс Інтернешнл WJ24-8 тягою по 108 кгс.



Рис. 11. Модель LSV

Модель здатна виконувати польоти на висоті 6100 м, хоча всі польоти виконуватимуться на висотах не більше 3000 м. Швидкість не перевищуватиме 280 км/год, хоча модель розрахована на максимальну швидкість 370 км/год. Провідний спеціаліст відділу НДЦ ім. Ленглі, який займається дослідженнями "революційних" концепцій літальних апаратів, Роберт Маккінлі сказав, що "ми не плануємо досягнення великих швидкостей, а хочемо визначити характеристики такого літального апарату на малих швидкостях". Зліт та посадка моделі здійснюватимуться на звичайну ЗПС; для аварійної посадки передбачається використання парашута. Модель також оснащена невеликим парашутом, який призначений для виведення її із штопора.

Планер моделі LSV виготовляється із композиційних матеріалів на основі вуглецевих волокон із обшивкою із тонких листів склопластику. Кожна консоль крила моделі матиме сім поверхонь керування на задній кромці та п'ять передкрилок. На кінцях крила розміщуються вертикальні кілі з рулями напрямку. Для приводу закрилків, елеронів, рулів напрямку та елевонів використовуватиметься ЕРСВ. Передкрилки мають лише два фіксовані положення ("прибрано" та "випущено"). Їхнє положення вибиратиметься виходячи з цілей польотного завдання.

Маккінлі повідомив, що у НДЦ ім. Ленглі у вертикальній аеродинамічній трубі (діаметр робочої частини 6,1 м) ведуться випробування моделі літака BWB, виготовленої в масштабі 0,01. Випробування проводять з метою оцінки керованості моделі під час звалювання; для прискореного виходу із штопора застосовується парашут. Для додаткового уточнення аеродинамічних характеристик та стійкості у дозвуковій трубі (розмір робочої частини 4,2 x 6,7 м) у НДЦ ім. Ленглі буде проведено випробування ще однієї моделі (масштаб 0,03). Ця модель буде використана для випробувань на аеропружність.

Концепції надважких пасажирських та транспортних літаків, близьких BWB, досліджуються також фірмою Airbus та ЦАГИ. Основні характеристики літака BWB (Blended Wing Body) наведені в таблиці 4.

Основні характеристики літака BWB (Blended Wing Body)

Опис		
Розробник	Boeing	
Позначення	Blended Wing Body (BWB)	
Тип	Надважкий пасажирський літак	
Екіпаж (чол.)	2	2
Число пасажирів (чол.)	450	800
Геометричні характеристики		
Довжина літака (м)	48	49
Розмах крила (м)	75.3	88.1
Висота (м)	13.7	12.5
Злітна маса (кг)		373 307
Силова установка		
Число двигунів	3	3
Двигун	ТРДД	ТРДД
Тяга двигуна (кгс)	24 300	40 000
Льотні дані (розрахункові)		
Крейсерська швидкість (км/год, М)	1 041; 0.85	
Дальність польоту (км)	12 900	13 000 (14 816)
Стеля (м)	12 500	

1.2.2. NASA/DLR eRay

Концепт NASA/DLR eRay – пасажирський літак віддаленого майбутнього. Новий проект із робочою назвою eRay опрацьовувався із заділом на майбутнє. Під час формування вимог до нього враховувалися прогнози щодо розвитку комерційної авіації до 2045 року. NASA і DLR вважають, що комерційний літак майбутнього повинен бути на 60% економічніший за нинішні. Він повинен мати можливість роботи на невеликих аеродромах, а також відрізнитися зменшеною шумністю та простотою експлуатації. Проект eRay пропонує конструкцію вільнонесучого низькоплану зі стрілоподібним крилом (рис. 12). Передбачається хвостове оперення, що включає лише стабілізатор з великим поперечним V. Кіль відсутній. Оригінальним способом, обумовленим необхідністю підвищення ефективності, вирішено завдання компоновання елементів силової установки. Окремі її агрегати містяться у різних частинах крила, а також у хвості фюзеляжу.

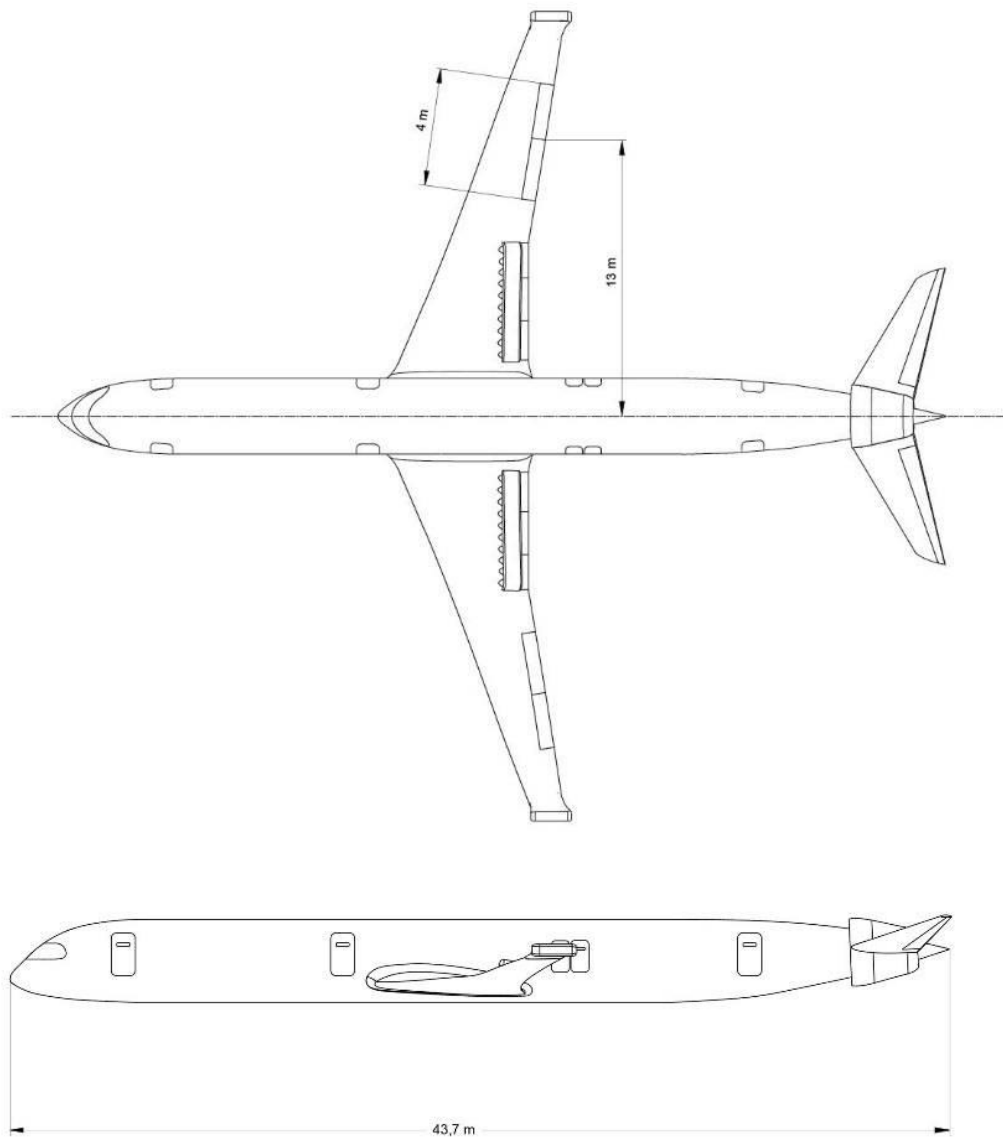


Рис. 12. Конструкція eRay

1.2.3. Flying-V

Flying-V – перший літак з пасажирським салоном у крилах. Мета нового проекту авіакомпанії KLM - перевищити пасажирський літак. Нова схема Flying-V (рис. 13) мінімум на 20% економічніша, ніж будь-який із нинішніх літаків, стверджують творці. Перший прототип Flying-V буде представлено вже цієї осені.

Нідерландська авіакомпанія KLM у співпраці з Делфтським технічним університетом працює над новою схемою пасажирського літака. Модель

Flying-V, названа так через незвичайну V-подібну форму, повинна зробити авіацію більш ефективною та екологічною.

На відміну від традиційних літаків, у Flying-V пасажирські салони розміщуватимуться у крилах. Тут же розташуються відсіки для вантажу та палива.

Під час перших випробувань Flying-V працюватиме на газових двигунах, проте їх замінять електричними турбовентиляторами.



Рис. 13. Flying-V

1.2.4. Пасажирські авіалайнери НАСА

Пасажирські авіалайнери НАСА, незвичайні рішення та висока економічність. Метою даного проєкту є розробки та дослідження в галузі ключових авіаційних технологій, таких як передові конструкції, нові аеродинамічні схеми літаків тощо, які уможливлять появу швидших, безпечніших та екологічно чистіших літаків до 2035 року.

Було розроблено два проєкти пасажирських літаків. Проєкт літака D-серії (double bubble) (рис. 14), який може транспортувати 180 пасажирів, призначається для заміни літаків класу Boeing 737, а 350-місні літаки H-серії

(hybrid wing body) (рис. 15) призначаються для заміни літаків класу Boeing 777, які в даний час використовуються для міжнародних перельотів.

Для збільшення ширини фюзеляжу літака замість використання однієї циліндричної конструкції великого діаметра інженери використовували конструкцію, складену з двох циліндрів меншого діаметра, що дозволило істотно скоротити об'єм і масу всієї конструкції.

Двигуни літака були переміщені з традиційного місця їхнього розташування в хвостову частину фюзеляжу, в область з нижчою швидкістю руху повітря, що створюється там під час руху літака. Це дозволило скоротити кількість споживаного палива для забезпечення необхідної для польоту тяги.

Літаки H-серії використовують більшу частину технологій, що й літаки серії D, але мають у порівнянні з ними велику вантажопідйомність та габарити. Ці літаки побудовані за аеродинамічною схемою гібридного літаючого крила, яка є широким фюзеляжем, поєднаним з крилом. Крім кращих аеродинамічних характеристик, така схема характеризується більшою підйомною силою, що, у свою чергу, позбавляє необхідності балансування конструкції літака за рахунок хвостового оперення.



Рис. 14. Літак D-серії



Рис. 15. Літак H-серії

Висновок до розділу

В даному розділі було розглянуто об'єкт пасажирського літака та його класифікацію. Також було проведене ознайомлення з аналогами проєктованого ЛА та можливими варіантами його побудови.

В якості прототипу було обрано перспективний варіант побудови пасажирських літаків від американської корпорації Boeing, а саме Flying-V, який має ряд переваг серед конкурентів та найбільш вигідну конструкцію, яка підходить для реалізації даного проєкту.

2. Вибір аеродинамічної та конструктивно-силової схеми літака

2.1. Аеродинамічна схема літака

Аеродинамічна схема літака характеризує геометричні та конструктивні особливості літака. Відомо велика кількість ознак, за якими характеризують аеродинамічні схеми, але в основному їх прийнято розрізняти: за взаємним розташуванням крила і горизонтального оперення (ГО); числу крил - основних несучих поверхонь; розташування крила щодо фюзеляжу; типу та розташування двигунів; діапазону Маха чисел польоту M ; способу та методу зльоту та посадки.

Сучасні літаки, що є монопланами, виконуються за однією з наступних трьох схем: нормальною, або, як її часто називають, класичною, схемою «качка» та схемою «літаюче крило» («безхвостка»).

Нормальна (звичайна) аеродинамічна схема - ГО (стабілізатор) розташоване ззаду (по польоту) крила. Ця схема набула найбільшого поширення внаслідок простого вирішення питань поздовжньої стійкості та поздовжньої керованості на всіх режимах польоту. Наявність скосу потоку за крилом зменшує справжній кут атаки ГО і тим самим забезпечує високу ефективність поздовжнього керування на всіх режимах польоту, включаючи великі кути атаки. Тільки нестрілоподібних крил великого подовження може виникнути небезпека появи зриву потоку на ГО при великих кутах атаки. У звичайних випадках за такої схеми може бути легко забезпечена потрібна ефективність поздовжнього управління.

Характеристики поздовжньої стійкості літальних апаратів нормальної аеродинамічної схеми для крил деяких форм у плані зі збільшенням її можуть змінюватися в несприятливий бік — нелінійне наростання скосу потоку, яке спостерігається, наприклад, у стрілоподібних крил, може призвести до утворення статичної нестійкості. Ці особливості в значній мірі залежать від розташування ГО по висоті щодо площини крила. Для забезпечення

статичної стійкості літака нормальної аеродинамічної схеми становище його центру тяжкості вибирається попереду фокусу аеродинамічного всього літака, чому сприяє саме ГО, оскільки, зазвичай, воно значно зрушує аеродинамічний фокус літального апарату назад.

«Безхвостка» (літаюче крило, якщо у літака немає фюзеляжу). У літаків цієї схеми ГО відсутня, а як органи поздовжнього управління використовують елевони, елерони, закрилки, флапейрони, якими в цьому випадку здійснюється і поперечне (по крену) управління. Запас поздовжньої статичної стійкості літаків аеродинамічної схеми літаюче крило визначається взаємним становищем його центру тяжкості та аеродинамічного фокусу крила.

Головний недолік аеродинамічної схеми літаюче крило полягає у малому плечі органів поздовжнього керування, розташованих на крилі. Внаслідок цього для поздовжнього управління (наприклад, створення моменту на кабрирування для виходу на великі кути атаки) необхідно прикладати вертикальну силу, спрямовану вниз, в 1,5-2 рази більшу, ніж за нормальної схеми. Це призводить до неприємної для льотчика реакції літака, так зване просідання (перший момент після відхилення елевонів виникає негативне вертикальне прискорення), що в результаті призводить до збільшення часу перехідного процесу при управлінні.

Крім того, наявність статичної стійкості аеродинамічної схеми літаюче крило вимагає забезпечення поздовжнього балансування літака значних відхилень елевонів вгору, що зменшує підйомну силу і погіршує аеродинамічна якість зі зростанням кутів атаки. Нарешті, зліт та посадка літака цієї аеродинамічної схеми здійснюється без використання механізації крила, оскільки що виникає при її відхиленні поздовжній момент практично нема чим врівноважити. Це призводить до того, що на аеродинамічній схемі літаюче крило необхідно встановлювати крило більшої площі, тобто зі зменшеним питомим навантаженням на крило.

В останні роки з'явилася можливість деякою мірою зменшити цей недолік шляхом застосування автоматичних систем керування літальним апаратом з поздовжньою статичною нестійкістю, тому що в цьому випадку для поздовжнього балансування літального апарату елевони відхиляють, що збільшує підйомну силу. Необхідність забезпечення якомога більшого плеча поздовжнього керування на літаючому крилі обмежує використання сприятливих, з погляду аеродинамічної якості, форм крил у плані. Внаслідок вказаного на літаючому крилі доводиться використовувати крило практично трикутної форми в плані і велику стріловидність, мале подовження крила.

Декілька типів надзвукових літаків аеродинамічної схеми літаюче крило були створені фірмою "Комвер" (F-102, F-106 і B-58). Ці літаки мали зазначені вище недоліки. Протягом багатьох років фірма "Дассо" випускає винищувачі та бомбардувальники серії "Міраж" по аеродинамічній схемі літаюче крило. В останніх моделях літаків «Міраж» використовується поздовжня статична нестійкість та відповідна автоматика в каналі керування поздовжнім рухом. Для надзвукових однорежимних літаків, коли головним режимом є надзвуковий крейсерський політ, можна налаштувати геометрію літаючого крила на цей режим і створити літак з високою аеродинамічною якістю. Однак і в цьому випадку важко забезпечити хороші характеристики на зльоті та посадці. Вдалими прикладами рішень для такого типу літаків є Ту-144 та Конкорд.

"Качка" - в цій схемі ГО (дестабілізатор) розташовано попереду крила і попереду центру тяжкості літака. Головна перевага схеми «качка» - здійснення поздовжнього балансування за допомогою позитивної підйомної сили, прикладеної до розташованого попереду ГО. Виникнення на літаку моментів на пікірування (наприклад, від відхиленої механізації крила, відхиленого сопла двигуна тощо) має бути врівноважена в цій схемі позитивною підйомною силою на оперенні. Зазначене властивість схеми дозволяє розраховувати отримання більш високих несучих властивостей до вищої аеродинамічної якості літака. Однак за наявності поздовжньої

статичної стійкості ефективність поздовжнього керування літаком аеродинамічної схеми "качка" швидко втрачається зі збільшенням кута атаки і цим обмежується використання великих кутів атаки. Введення статичної нестійкості дозволяє комбінуючи відхилення органів поздовжнього управління з відхиленням закрилків і сопел, забезпечити поздовжнє управління і на великих кутах атаки з приростом підйомної сили. «Качка» має і ряд переваг компонування з точки зору розміщення реактивних двигунів, озброєння і т.п.

Використання аеродинамічної схеми "качка" в практиці літакобудування поки що має обмежений досвід, хоча фірма "СААБ-Сканія" використовує цю схему при створенні винищувачів. Застосування цієї аеродинамічної схеми пов'язано з необхідністю вирішення низки складних завдань забезпечення бічної стійкості та керованості, особливо на великих кутах атаки.

У деяких випадках переднє оперення було застосовано для обмеженого використання з метою забезпечення поздовжнього балансування літака на зльоті та посадці (наприклад, ХВ-70 фірми «Норт Американ», Ту-144).

«Тандем» - дуже рідко використовується для літаків дана аеродинамічна схема, що представляє поєднання двох крил, розташованих одне за одним. Залежно від розташування органів поздовжнього керування вона може розглядатися або близька до «качки» (ОУ на передньому крилі), або близька до нормальної схеми (ОУ на задньому крилі). Однак у всіх випадках з точки зору аеродинамічної якості та загальних льотних даних схема нераціональна, так як заднє крило, будучи розташоване в скосі переднього потоку, має менші несучі властивості. Велика сумарна площа крил визначає великий аеродинамічний опір, що призводить до значного зниження аеродинамічної якості.

У ряді випадків за експлуатаційними особливостями виявилось доцільним встановлювати оперення не на фюзеляжі, а на двох балках, що кріпляться до крила.

За кількістю несучих поверхонь аеродинамічні схеми поділяють на моноплани, біплани, поліплани. З 40-х років переважно застосовуються моноплани, оскільки ця схема найкраще задовольняє вимогам досягнення високих швидкостей польоту. Прикладом успішного застосування аеродинамічної схеми біплан для літака малих швидкостей є літак Ан-2.

Залежно від розташування крила по висоті фюзеляжу розрізняють аеродинамічні схеми низькоплан, середньоплан, високоплан, зонтик. Вибір розташування крила по висоті часто диктується рядом експлуатаційних вимог (наприклад, для транспортних літаків високоплан зручніший — простіше забезпечується завантаження та вивантаження літака; для магістральних пасажирських літаків частіше використовуються низькоплани — безпека, комфорт тощо), проте з точки зору аеродинаміки ці схеми дуже суттєво відрізняються, головним чином за характеристиками бічної стійкості та керованості, а також лобового опору. Найменший опір, особливо при переході на надзвукові швидкості, має середньоплан, який найчастіше застосовується для надзвукових літаків.

Залежно від розташування двигунів літаком можна ввести наступний поділ аеродинамічних схем. Для літаків з гвинтомоторною групою - схема з гвинтами, що тягнуть, і схема з гвинтами, що штовхають. Для літаків з реактивними двигунами, крім розмежування за кількістю двигунів, можна назвати аеродинамічну схему із розташуванням двигунів на крилі; на фюзеляжі; на крилі та фюзеляжі. Різне розташування двигунів також часто диктується експлуатаційними вимогами (зменшення шуму в кабіні, зменшення маси конструкції, безпека при відмові двигуна тощо), але воно, безумовно, суттєво позначається на аеродинамічних та вагових характеристиках літака і, отже, має аналізуватися з точки зору льотно-технічних характеристик та загальної ефективності літака.

Шляхом аналізу доступних аеродинамічних схем, синтезу всієї інформації про них та відштовхуючись від вхідних даних, найбільш вигідною

для реалізації даного проекту аеродинамічною схемою літака виступає літаюче крило (рис. 16).

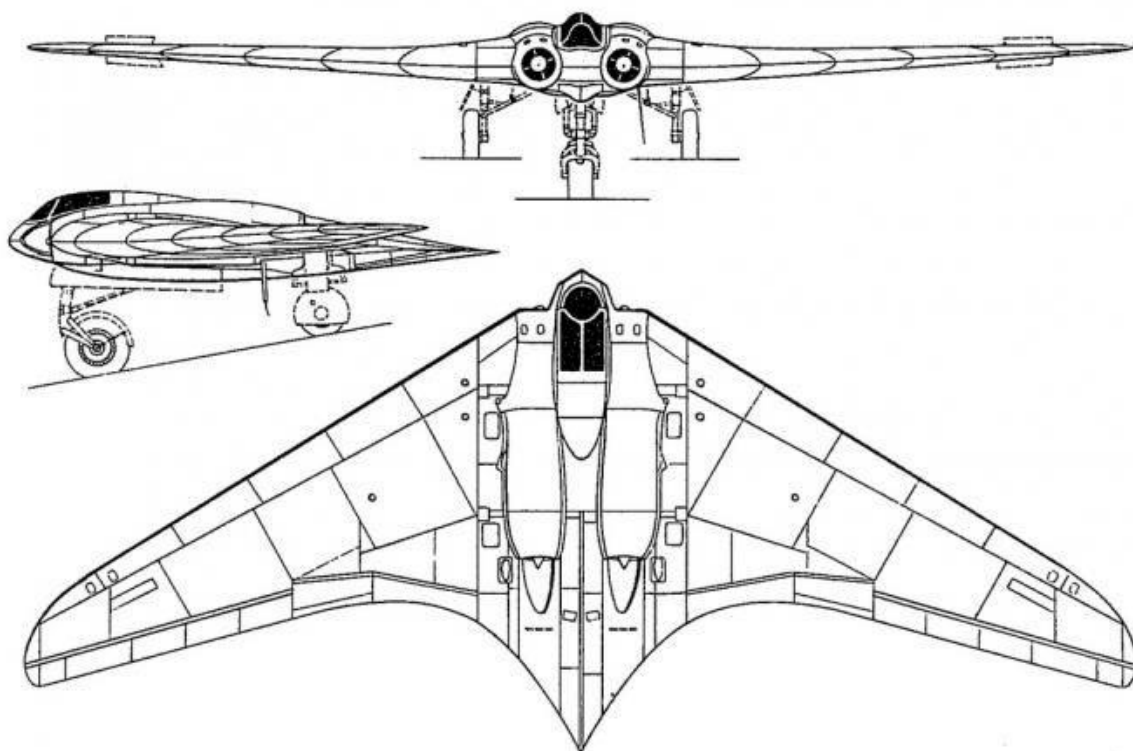


Рис. 16. Аеродинамічна схема «літаюче крило»

«Літаюче крило» характеризується наступним набором переваг перед іншими аеродинамічними схемами.

1. Перевагою ЛК є відсутність фюзеляжу і великих площин управління, що дозволяє більш рівномірно розподілити вагу по площі крила і забезпечити необхідну жорсткість крила при відносно меншій масі. У результаті ЛК має дуже вигідне співвідношення повної маси до маси порожнього літака, що знижує питому масу планера і дає можливість суттєво збільшити масу корисного навантаження та/або запас палива. За цими показниками літаки типу

«літаюче крило» перевершують літаки, виконані за класичною схемою.

2. Висока аеродинамічна досконалість, що характеризується малою величиною безіндуктивного опору, а, звідси, підвищеною аеродинамічною якістю. Його забезпечує, перш за все, мала площа ЛА, що обтікається, і відсутність шкідливої інтерференції. За даними Дж. Нортропа, наведеними для літака класу «далекий бомбардувальник» із крейсерською швидкістю польоту до 800 км/год («чистий» дозвуковий режим): коефіцієнт мінімального аеродинамічного опору ЛА типу літаюче крило вдвічі менше, ніж літак нормальної схеми; для підтримки однакової крейсерської швидкості «літаючому крилу» потрібно на 11...33% менша потужність двигуна, а дальність при цьому буде на 13...25% більше. При цьому, найвигідніша швидкість у літаючого крила на 7...19% більша, а виграш у дальності складе 14...41% при тому ж самому запасі палива. Необхідно відзначити, що оцінки Нортропа виконані для апаратів близьких до «чистого» літаючого крила, практично без виступаючих елементів. Вимоги внутрішнього та зовнішнього компонування, що пред'являються до класу літаюче крило, що розглядається в даній роботі, роблять відповідність такої конфігурації важкоздійсненним, тому дані оцінки варто розглядати як верхню межу.
3. Для військового застосування дуже важливо, що форми такого літака дуже легко оптимізувати для зниження ефективної площі розсіювання і радіолокаційної помітності літака.
4. Підвищена вагова віддача, що забезпечується кількома факторами:
 - відсутність, малих розмірів чи інтеграція функцій низки елементів ЛА;
 - менша кількість стикових вузлів;

- можливість значно рівномірнішого, ніж у ЛА інших схем, розподілу маси за обсягом літака, що дозволяє значною мірою врівноважувати місцеві аеродинамічні навантаження ваговими, зменшуючи кількість та «якість» елементів конструкції, в яких концентрується силове навантаження, згідно з Нортропом, застосування схеми літаюче крило, далі ЛК, дозволяє при цій же масі конструкції збільшити злітну вагу на 16%.

Разом з тим, даній аеродинамічній схемі властивий ряд недоліків.

1. Проблеми із забезпеченням стійкості по всіх осях (неможливість вирішити цю проблему до впровадження електродистанційною систем управління, автоматично підтримують прямолінійний політ, привела до того, що літаки такої схеми досі не набули масового поширення):
 - знижені запаси статичної стійкості;
 - менший запас центрувань у долях середньої аеродинамічної хорди (САХ), що певною мірою компенсується великою довжиною самої САХ, характерною для ЛК;
 - низька динамічна стійкість, у поздовжньому каналі вона виражається фугоїдальним рухом, що слабо демфується, а в бічному - ривками по курсу, що затрудняє виконання низки польотних операцій;
 - тенденція до ковзання на ЛК при польоті з креном (за відсутності вертикального оперення).
2. Складність розміщення (компонування) всіх необхідних елементів, особливо із жорстко заданою циліндричною (призматичною) формою – газотурбінних двигунів, льотчика та його кабіни і т. п.

2.2. Конструктивно-силова схема літака

Конструктивно-силова схема принципова схема розташування основних поздовжніх і поперечних силових елементів авіаційної конструкції, а також розміщення панелей, поперечних і поздовжніх стиків, на якій зазначені способи і типи кріплення агрегатів планера, двигунів, органів управління, вантажів, показані поперечні перерізи основних елементів силового набору.

Конструктивно-силова схема визначає спосіб сприйняття та врівноважування діючих зовнішніх навантажень та необхідні жорсткісні характеристики літального апарату.

У конструктивно-силовій схемі можуть бути прийняті різні розташування лонжеронів, вид поперечних і поздовжніх панелей і число панелей. Вибір конструктивно-силової схеми виробляється з умов забезпечення статичної міцності конструкції, необхідних ресурсів, живучості, жорсткісних характеристик конструкції.

Раціональною є конструктивно-силова схема, яка за мінімальної маси матеріалу силових елементів задовольняє переліченим вимогам. Під час створення конструктивно-силової схеми використовуються: традиційні рішення на основі попереднього досвіду; спрощені конструктивно-подібні моделі для визначення раціональних способів передачі зусиль; метод синтезу конструктивно-силової схеми, що здійснюється оптимізацією шарнірно-стрижневої моделі конструкції, за якою можна розрахувати найкоротші шляхи передачі навантажень; метод оптимізації ізотропної моделі конструкції та вибір на основі аналізу напружено-деформованого стану раціонального розподілу матеріалу силових елементів.

Всі ці методи дозволяють створити попередній варіант конструктивно-силової схеми. Остаточний вибір конструктивно-силової схеми проводиться на стадії ескізного та робочого проектування після конструктивних опрацювань та проведення більш точних перевірочних розрахунків на міцність.

Конструктивно-силова схема досліджуваного ЛА складається з поздовжніх елементів (лонжеронів та стрінгерів), поперечних елементів (шпангоутів) та обшивки (композит товщиною 5мм).

Найбільш раціональною конструкцією, здатною сприймати навантаження за мінімальної власної маси, є тонкостінна просторова оболонка (композит товщиною 5мм), підкріплена зсередини силовим каркасом (рис. 17).

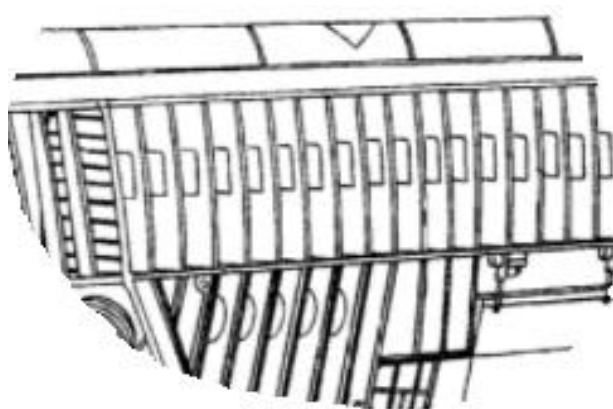


Рис. 17. Конструкція проектованого літака (передня кромка)

Раціональність такої оболонки забезпечується повноцінним використанням її працюючої обшивки як при сприйнятті місцевого аеродинамічного навантаження, внутрішнього надлишкового тиску, так і в загальній силовій роботі, яка полягає в тому, що обшивка сприймає всю перерізаючу силу, весь крутний момент і бере участь у сприйнятті згинальних моментів.

Каркасована оболонка найкраще задовольняє і вимогам зручності компонування, забезпечення технологічної простоти, а також живучості та експлуатаційної технологічності.

З погляду силової роботи така оболонка розглядається як тонкостінна коробчаста балка, внаслідок чого силову схему подібних фюзеляжів прийнято називати балочною.

Поздовжній набір балочної схеми складається з лонжеронів та стрінгерів. Лонжерон відрізняється від стрінгера формою та більшою площею поперечного перерізу. Поперечний набір складається із шпангоутів, що забезпечують збереження при деформаціях заданої форми поперечного перерізу оболонки та передачу на обшивку розподілених та зосереджених навантажень. У місцях застосування до фюзеляжу великих зосереджених сил встановлюються посилені шпангоути.

У балочних конструктивно-силових схемах сила будь-якого напрямку, що перерізує, повністю сприймається обшивкою, в якій виникає потік дотичних зусиль. Закон розподілу цих зусиль за контуром оболонки залежить від напрямку зовнішнього навантаження.

Крутний момент також повністю сприймається обшивкою. Потік дотичних зусиль у разі рівномірно розподілений по периметру оболонки, має, зазвичай, однозамкнутый контур поперечного перерізу.

У місцях вирізів в оболонці встановлюються силові окантовки, що забезпечують передачу всіх зусиль у зоні вирізу.

Висновок до розділу

В даному розділі проаналізовані аеродинамічні та конструктивно-силові схеми сучасних ЛА, розглянуті їх сильні та слабкі сторони, переваги та недоліки.

Методом синтезу наданої інформації були обрані найдоцільніші та найефективніші варіанти аеродинамічної та конструктивно-силової схем в рамках виконання проекту проектування дальньомагістрального пасажирського літака.

3. Розрахунок аеродинамічних характеристик

3.1. Загальні поняття

Аеродинамічні сили, що виникають від взаємодії профілю з потоком, що набігає, можна умовно розділити відповідно до природи їх виникнення на два види:

- сили, зумовлені нормальними тисками на поверхні профілю (підйомна сила і сила супротиву тиску);
- сила, викликана дотичними напруженнями і пов'язана з проявом в'язкості повітря, - опір тертя.

Підйомна сила, що діє на профіль, викликана різницею тисків на нижній і верхній поверхнях і спрямована перпендикулярно вектору швидкості набігаючого потоку. Точка, крапка додатки підйомної сили називається центром тиску. Положення центру тиску на несиметричному профілі залежить від кута атаки. Тому в аеродинаміці користуються більш зручним поняттям - фокусом.

Фокус - це точка докладання збільшення підйомної сили, викликаного зміною кута атаки.

Сили в'язкості, що виникають при русі слоїв повітря один щодо одного, роблять помітний вплив на перебіг в тонкому шарі повітря, що прилягає до поверхні профілю. У цьому шарі, який називається прикордонним, відбувається різке наростання швидкості по нормалі до стінки від нуля (частинки, які прилипли до стінки повністю нерухомі) до місцевої швидкості зовнішньої течії. Якщо частинки повітря пошарово рухаються в прикордонному шарі, потік називається ламінарним.

При деяких умовах слоїстий (ламінарний) потік руйнується і виникає потік з бурхливим перемішуванням слоїв — утворюється турбулентний потік. Умовою, що визначає перехід від одного типу потоку до іншого, є параметр Рейнольдса (Re). Значення параметра Re при якому відбувається перехід ламінарного потоку в турбулентний, називається критичним числом -

$Re_{кр}$. Величина $Re_{кр}$ істотно залежить від ступеня шорсткості тіла: чим менше висота мікронерівностей, тим вище значення $Re_{кр}$ тим довша довжина ламінарної ділянки при обтіканні тіла. Характер потоку в прикордонному шарі істотно впливає на величину опору тертя: при ламінарному потоці коефіцієнт тертя в кілька разів нижче, ніж при турбулентному.

Розглядаючи обтікання профілю на різних кутах атаки, можна відзначити два принципово різних режими:

- безвідривне обтікання, коли прикордонний шар і потік в цілому приєднані до поверхні профілю; при цьому підйомна сила зв'язана з кутом атаки лінійною залежністю, а опір профілю мінімально;
- обтікання з відривом прикордонного шару від верхньої поверхні профілю, що має місце на кутах атаки 14-20 градусів. Цей режим обтікання характерний порушенням лінійної залежності підйомної сили від кута атаки і різким підвищенням опору тиску.

3.2. Основні аеродинамічні характеристики профілів

Основним призначенням несучих поверхонь літального апарату є створення сили, яка використовується як підйомна, керуюча або стабілізуюча.

Кут атаки профілю, відповідний нульовій підйомній силі, в основному визначається його кривизною. Відносна товщина профілю мало впливає на величину цього кута.

3.3. Похідна C_y^α (відношення приросту коефіцієнта підйомної сили до відповідного збільшенню кута атаки)

Для звичайних профілів похідна C_y^α зменшується при збільшенні відносної товщини. Встановлено також, що зменшення кута сходження (кута при задній кромці профілю) профілю призводить до деякого збільшення C_y^α .

3.4. Максимальні несучі властивості

Для більшості відомих профілів при збільшенні відносної товщини до $\bar{C} = 12\%$ значення $C_{y\ max}$ зростає. Подальше збільшення товщини профілю не робить істотного впливу на його максимальні несучі властивості. Важливо відзначити, що збільшення відносної товщини профілю супроводжується зростанням приросту ΔC_y , викликаного відхиленням механізації задньої кромки.

Профілі крил з положенням максимальної кривизни поблизу передньої кромки проявляють схильність до зриву потоку з різкою втратою несучих властивостей. Більш пологіша форма піку залежності $C_y(\alpha)$ в околиці $C_{y\ max}$ досягається, коли положення максимальної кривизни зміщене назад. За впливом числа Re на $C_{y\ max}$ профілі можна умовно розділити на чотири групи.

До першої групи належать симетричні профілі та профілі з малою кривизною не більше 2 – 2,5% від хорди, тонкі профілі з середньою кривизною близько 3 – 4% від хорди і профілі з середньою кривизною, максимальна ордината якої знаходиться в задній половині хорди профілю. $C_{y\ max}$ профілів цієї групи зростає при збільшенні числа Re .

До другої групи профілів відносяться профілі з товщиною 12 – 16% із середньою кривизною 3 – 4% від хорди, максимальна ордината якої розташована на відстані (0,4 – 0,45) b від носка. Величина $C_{y\ max}$ профілів цієї групи дуже слабо зменшується при зростанні Re .

До третьої групи належать сильно увігнуті профілі з середньою кривизною близько 3 – 4%, але з ординатою максимальної кривизни, розташованої на відстані (0,2 – 0,25) b від носка, і товсті профілі з середньою кривизною. $C_{y\ max}$ цих профілів сильно зменшується при зростанні Re .

До четвертої групи належать профілі з гострою або злегка закругленою передньою кромкою. $C_{y\ max}$ цих профілів дуже малий (0,4 – 0,5). Збільшення Re злегка збільшує значення $C_{y\ max}$.

3.5. Вплив шорсткості поверхні профілю на його несучі властивості

Експериментально встановлено, що шорсткість поверхні, особливо поблизу передньої кромки, сильно впливає на несучі властивості профілю. Величина $C_{y\ max}$ помітно зменшується зі збільшенням шорсткості поверхні. Для профілю з шорсткою передньою кромкою $C_{y\ max}$ повільно збільшується з ростом числа Re .

У той же час шорсткість поверхні, розташована за положенням максимальної товщини профілю, мало впливає на його несучі властивості і величину C_y^α .

Шорсткість поверхні профілю при товщині більше 18% призводить до зменшення похідної C_y^α . Для профілів з меншою відносною товщиною вплив шорсткості на C_y^α значно слабший.

3.6. Поздовжній момент

Зміна відносної товщини профілю слабо впливає на величину моменту тангажа при нульовій підйомній силі, приводячи до незначного зменшення його величини при підвищенні товщини профілю.

Збільшення кривизни профілю супроводжується збільшенням поздовжнього моменту на пікірування. Фокус профілю при збільшенні відносної товщини зміщується вперед.

3.7. Опір профілю

Значення мінімального опору гладкого профілю залежить головним чином від числа Re і протяжності ділянки ламінарного обтікання і

слабкіше від відносної товщини і кривизни. Коефіцієнт опору зазвичай зменшується зі зростанням числа Re . Збільшення кривизни профілю практично не призводить до змін в значенні $C_{x p min}$. Збільшення відносної товщини профілю, так само як і зміщення її положення до носка, супроводжується підвищенням мінімального лобового опору.

Шорсткість поверхні профілю може значно збільшити його мінімальний опір, тому важливо зберігати гладкість поверхні при будь-якому характері течії в пограничному шарі.

3.8. Рекомендації по виборі профілю несучої поверхні

Вибір профілю крила починають з оцінки параметра, що характеризує мінімальну і максимальну швидкість літального апарату. В якості такого параметра зазвичай розглядають відношення максимального коефіцієнта підйомної сили при повністю відхиленій механізації до коефіцієнта профільного опору при значенні C_y , відповідному польоту на максимальній швидкості: $C_{y max}^{mex}/C_{x p}$. Великі значення цього відношення відповідають більше досяжної величини максимальної швидкості польоту при заданій посадковій швидкості.

Для оцінки якості профілю за рекомендованим відношенням необхідно брати значення $C_{y max}^{mex}$ при числі Re , відповідному посадковій швидкості.

Вибираючи профілі за критерієм $C_{y max}^{mex}/C_{x p}$ необхідно пам'ятати, що для окремих класів літальних апаратів (високоманеврені літаки) важливо додатково дотримання певного співвідношення $|C_{y max}|/|C_{y min}|$, що вимагає застосування профілів близьких до симетричним ($\bar{f} = 0$) (наприклад, "C", NASA 230). Для більшості літаків самодіяльної побудови (неманевренних або обмежено маневрених літаків) цей критерій не відіграє суттєвої ролі. В цьому випадку можна підвищити співвідношення $C_{y max}^{mex}/C_{x p}$ застосовуючи несиметричні профілі, що мають

великі значення $C_{y\max}$ і більш плавну залежність $C_y(\alpha)$ в області критичних кутів атаки, що підвищить безпеку при польоті на кутах атаки близьких до критичних (посадка, крутий віраж).

Серед обраних класів профілів, що так само задовольняють розглянуту вище оцінку, слід віддати перевагу профілям, які мають мінімальне значення коефіцієнта поздовжнього моменту при нульовій підйомній силі C_{m_0} . Подальше звуження класів розглянутих профілів проводиться на основі задоволення додатковим вимогам, яким повинен відповідати проектований літальний апарат.

Представлені в атласі профілі можна умовно розділити на кілька груп:

- профілі серій *P – II*, *P – III*, *NACA44*, *ЦАГИ – 846*, *Gö* відносяться до класичних профілів, розроблених в 30-ті роки. Ці профілі володіють хорошими несучими властивостями, плавної залежністю $C_y(\alpha)$ в області критичних кутів атаки, не пред'являють особливих вимог до якості поверхні і точності виконання контуру профілю. Такі профілі можуть бути використані для крил з гнучкою обшивкою, при цьому втрати в несучих властивостях і аеродинамічному опорі, порівняно з жорстким крилом, будуть не дуже значні. З цієї причини такі профілі можуть знайти широке застосування на легких літаках схематичних схем;
- до іншої групи профілів відносяться *P – IIIA*, *MS 16/209*, *Д – 2*, *К – 3*, *NACA 230*, *NACA 430*, *GA(W) – 1*, вони володіють хорошими несучими властивостями і високим значенням відношення $C_{y\max}^{\text{мех}}/C_{x\text{pmin}}$. Ці профілі пред'являють більш високі вимоги до дотримання форми контуру і можуть бути рекомендовані для застосування на легких літаках з жорстким крилом;

- профілі серії *C* мають високі несучі властивості і різкою зміною залежності $C_y(\alpha)$ в області критичних кутів атаки. Вони висувають високі вимоги до чистоти поверхні і точності контуру профілю і призначені для пілотажно-акробатичних літаків. Застосування таких профілів для крил аматорських літаків загального призначення небажано через підвищеної небезпеки до звалювання;
- ламінізовані профілі серії *FX*, розроблені Вортманом, мають високі несучі властивості і аеродинамічній якостю, в тому числі на малих числах *Re*. Такі профілі можуть бути рекомендовані для планерів і легких рекордних літаків з жорстким крилом. Ці профілі пред'являють підвищені вимоги до якості поверхні і точності виконання контуру профілю при створенні літального апарату і в процесі експлуатації.

Для даного проекту було обрано профіль NASA 2415.

3.9. Розрахунок аеродинамічних характеристик

За допомогою програми Inventor, відштовхуючись від цільового використання, режимів польоту, обраних аеродинамічної та конструктивно-силової схеми проєктованого ЛА, опираючись на оглянуті аналоги (прототипами виступили BWB (Blended Wing Body) та Flying V), створив твердотільну модель, яка мала наступний вигляд (рис. 18).

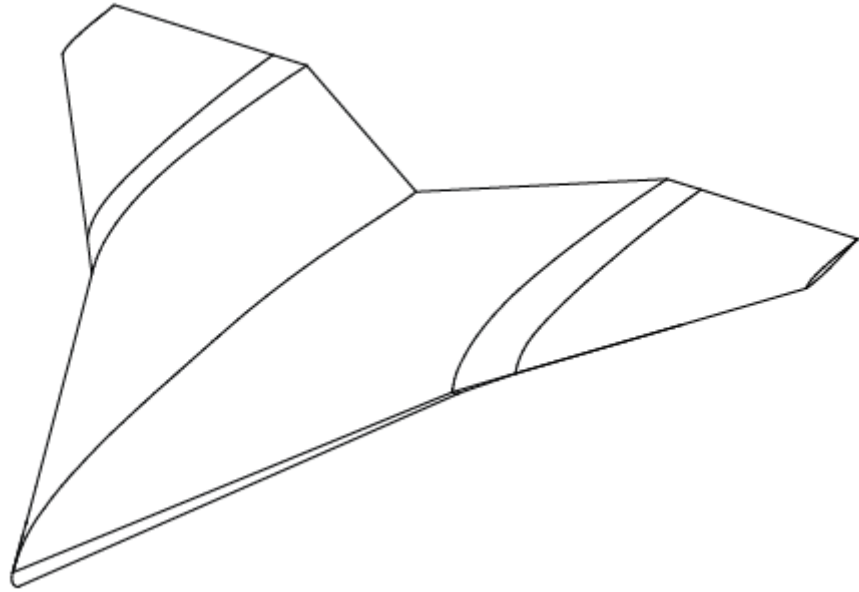


Рис. 18. Вигляд планера проектованого ЛА

Після чого зберіг у відповідному форматі файл 3D моделі планера проектованого літака, щоб в подальшому для продовження аеродинамічного розрахунку скористатися програмним забезпеченням SOLIDWORKS та XFLR5.

Результати розрахунку зображенні на рис. 19 – 20.

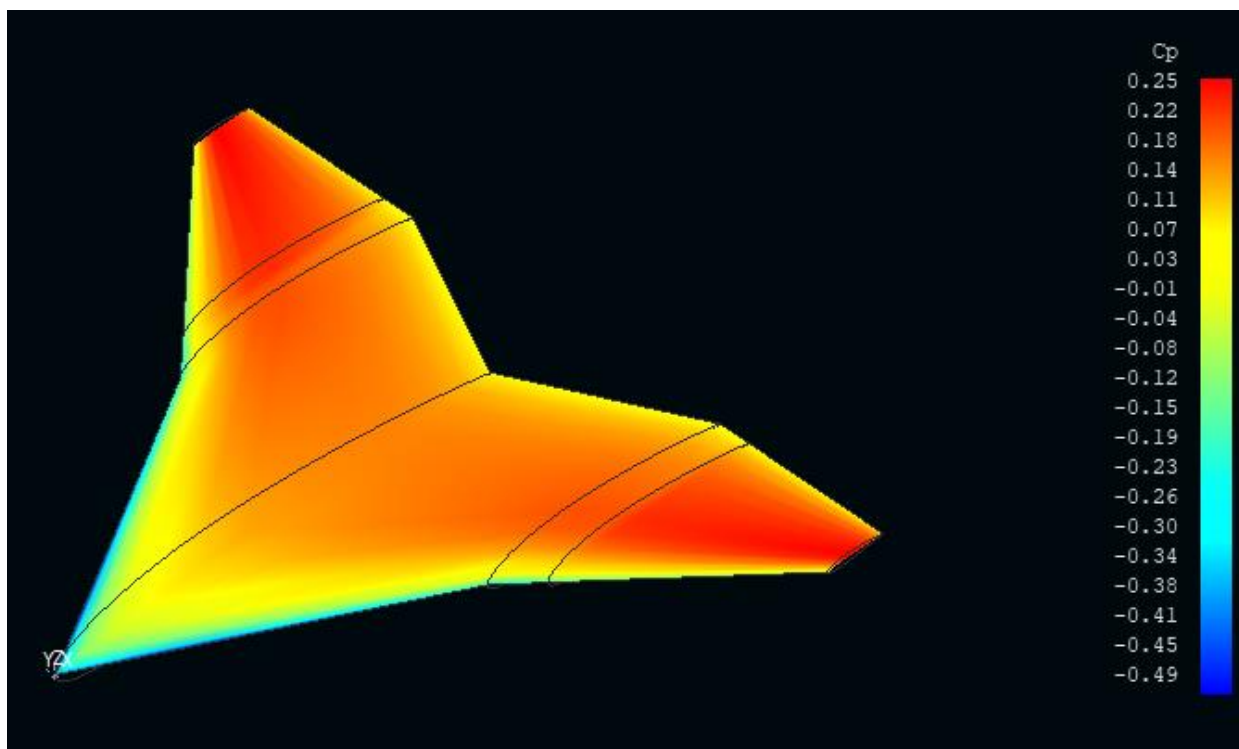
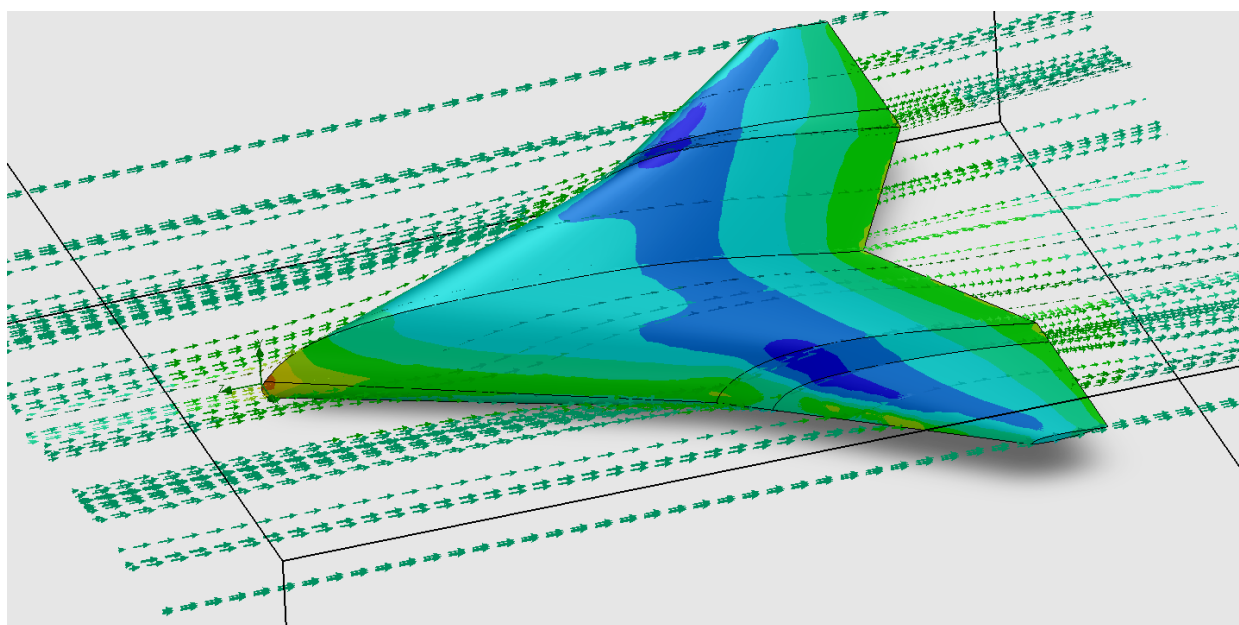


Рис. 19. Розподіл тиску по поверхні



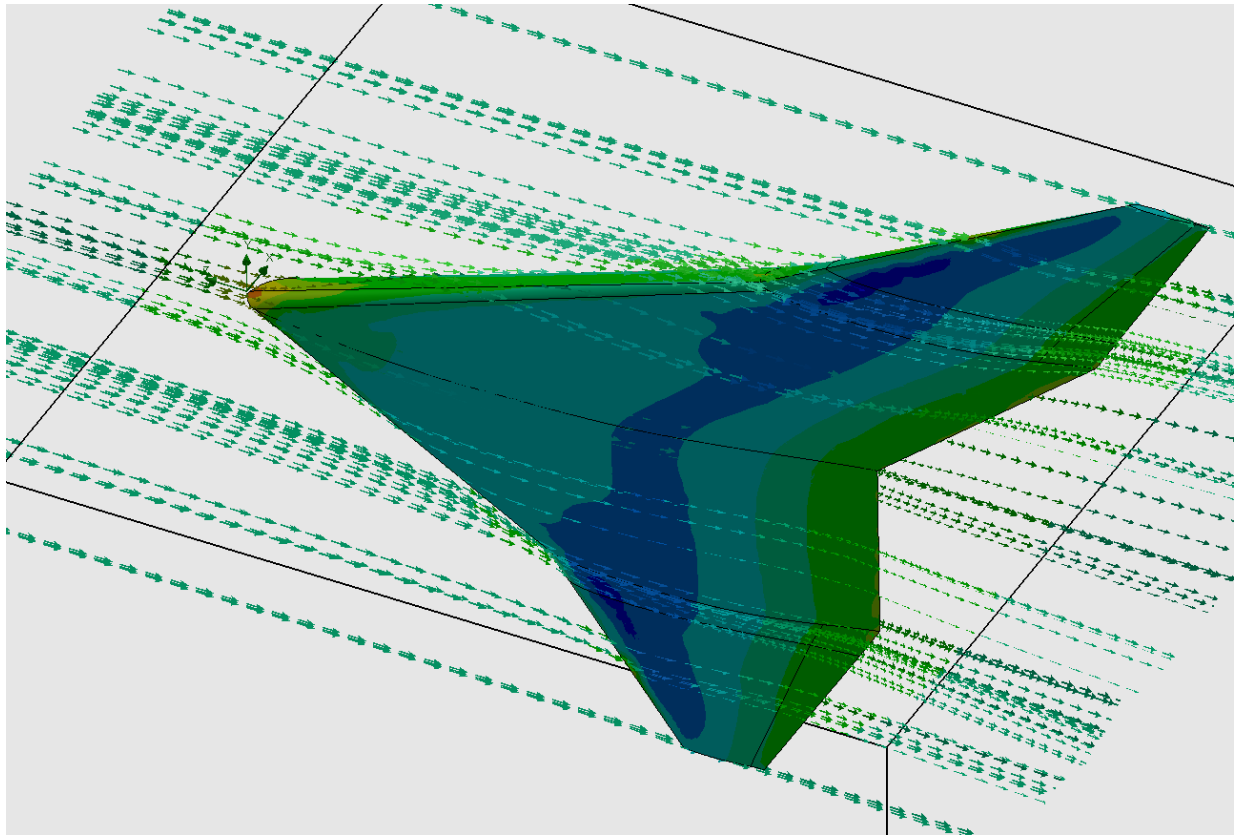


Рис. 20. Навантаження на ділянки планеру під час обдуву

Після проведення продуву моделі прирізних кутах набігаючого потоку, а саме від -10° до 15° , отримав таблицю 5 з значеннями аеродинамічних коефіцієнтів.

Таблиця 5

Значення аеродинамічних коефіцієнтів

xflr5 v6.38													
Plane name :		Plane Name											
Polar name :		T1-236.0 n s-VLM2-pr_area											
Freestream velocity :		236.000 m/s											
alpha	Beta	CL	CDi	CDv	CD	CY	CI	Cm	Cn	Cni	QInf	XCP	
-10.000	0.000	-0.360414	0.014685	0.004812	0.019498	0.000000	0.000000	0.354137	-0.000000	-0.000000	236.0000	30.7844	
-9.500	0.000	-0.337548	0.012873	0.004790	0.017663	0.000000	0.000000	0.329692	-0.000000	-0.000000	236.0000	30.5513	
-9.000	0.000	-0.314604	0.011175	0.004769	0.015943	0.000000	0.000000	0.305120	-0.000000	-0.000000	236.0000	30.2892	
-8.500	0.000	-0.291588	0.009592	0.004747	0.014339	0.000000	0.000000	0.280428	-0.000000	-0.000000	236.0000	29.9909	
-8.000	0.000	-0.268504	0.008126	0.004724	0.012850	0.000000	0.000000	0.255625	-0.000000	-0.000000	236.0000	29.6465	
-7.500	0.000	-0.245358	0.006778	0.004699	0.011477	0.000000	0.000000	0.230716	-0.000000	-0.000000	236.0000	29.2423	
-7.000	0.000	-0.222153	0.005550	0.004676	0.010226	0.000000	0.000000	0.205712	-0.000000	-0.000000	236.0000	28.7590	
-6.500	0.000	-0.198895	0.004442	0.004662	0.009104	0.000000	0.000000	0.180619	-0.000000	-0.000000	236.0000	28.1680	
-6.000	0.000	-0.175589	0.003456	0.004650	0.008106	0.000000	0.000000	0.155445	-0.000000	-0.000000	236.0000	27.4255	
-5.500	0.000	-0.152240	0.002592	0.004640	0.007231	0.000000	0.000000	0.130198	-0.000000	-0.000000	236.0000	26.4609	
-5.000	0.000	-0.128852	0.001851	0.004623	0.006474	0.000000	0.000000	0.104883	-0.000000	-0.000000	236.0000	25.1519	
-4.500	0.000	-0.105432	0.001234	0.004606	0.005840	0.000000	0.000000	0.079509	-0.000000	-0.000000	236.0000	23.2673	
-4.000	0.000	-0.081983	0.000741	0.004597	0.005338	-0.000000	0.000000	0.054086	-0.000000	-0.000000	236.0000	20.3109	
-3.500	0.000	-0.058511	0.000373	0.004588	0.004961	-0.000000	0.000000	0.028619	-0.000000	-0.000000	236.0000	14.9898	
-3.000	0.000	-0.035021	0.000131	0.004580	0.004711	-0.000000	0.000000	0.003116	0.000000	-0.000000	236.0000	32905	
-2.500	0.000	-0.011519	0.000014	0.004573	0.004587	-0.000000	0.000000	-0.022414	0.000000	0.000000	236.0000	-60.7047	
-2.000	0.000	0.011992	0.000023	0.004566	0.004590	0.000000	-0.000000	-0.047964	0.000000	0.000000	236.0000	124.0285	
-1.500	0.000	0.035505	0.000159	0.004564	0.004723	0.000000	-0.000000	-0.073526	-0.000000	-0.000000	236.0000	64.0843	
-1.000	0.000	0.059016	0.000420	0.004564	0.004985	0.000000	-0.000000	-0.099093	-0.000000	-0.000000	236.0000	51.9034	
-0.500	0.000	0.082520	0.000808	0.004566	0.005374	0.000000	-0.000000	-0.124657	-0.000000	-0.000000	236.0000	46.6643	
0.000	0.000	0.106011	0.001321	0.004571	0.005893	0.000000	-0.000000	-0.150210	-0.000000	-0.000000	236.0000	43.7504	
0.500	0.000	0.129484	0.001961	0.004578	0.006538	0.000000	-0.000000	-0.175744	-0.000000	-0.000000	236.0000	41.8966	
1.000	0.000	0.152935	0.002725	0.004580	0.007306	0.000000	-0.000000	-0.201252	-0.000000	-0.000000	236.0000	40.6151	
1.500	0.000	0.176358	0.003615	0.004584	0.008199	0.000000	-0.000000	-0.226726	-0.000000	-0.000000	236.0000	39.6779	
2.000	0.000	0.199749	0.004629	0.004591	0.009220	0.000000	-0.000000	-0.252158	-0.000000	-0.000000	236.0000	38.9642	
2.500	0.000	0.223101	0.005766	0.004603	0.010369	0.000000	-0.000000	-0.277541	-0.000000	-0.000000	236.0000	38.4040	
3.000	0.000	0.246411	0.007027	0.004615	0.011642	0.000000	-0.000000	-0.302866	-0.000000	-0.000000	236.0000	37.9539	
3.500	0.000	0.269672	0.008410	0.004624	0.013034	0.000000	-0.000000	-0.328126	-0.000000	-0.000000	236.0000	37.5856	
4.000	0.000	0.292881	0.009914	0.004635	0.014549	0.000000	-0.000000	-0.353314	-0.000000	-0.000000	236.0000	37.2799	
4.500	0.000	0.316033	0.011539	0.004651	0.016190	0.000000	-0.000000	-0.378422	-0.000000	-0.000000	236.0000	37.0233	
5.000	0.000	0.339121	0.013283	0.004670	0.017953	0.000000	-0.000000	-0.403443	-0.000000	-0.000000	236.0000	36.8058	
5.500	0.000	0.362142	0.015144	0.004691	0.019836	0.000000	-0.000000	-0.428368	-0.000000	-0.000000	236.0000	36.6203	
6.000	0.000	0.385090	0.017123	0.004711	0.021833	0.000000	-0.000000	-0.453190	-0.000000	-0.000000	236.0000	36.4612	
6.500	0.000	0.407961	0.019217	0.004731	0.023948	0.000000	-0.000000	-0.477902	-0.000000	-0.000000	236.0000	36.3242	
7.000	0.000	0.430751	0.021425	0.004754	0.026178	0.000000	-0.000000	-0.502497	-0.000000	-0.000000	236.0000	36.2061	
7.500	0.000	0.453453	0.023745	0.004775	0.028520	0.000000	-0.000000	-0.526965	-0.000000	-0.000000	236.0000	36.1041	
8.000	0.000	0.476064	0.026176	0.004796	0.030972	0.000000	-0.000000	-0.551301	-0.000000	-0.000000	236.0000	36.0161	
8.500	0.000	0.498579	0.028716	0.004826	0.033542	0.000000	-0.000000	-0.575498	-0.000000	-0.000000	236.0000	35.9405	
9.000	0.000	0.520993	0.031363	0.004855	0.036218	0.000000	-0.000000	-0.599548	-0.000000	-0.000000	236.0000	35.8756	
9.500	0.000	0.543301	0.034116	0.004880	0.038996	0.000000	-0.000000	-0.623441	-0.000000	-0.000000	236.0000	35.8205	
10.000	0.000	0.565500	0.036972	0.004910	0.041881	0.000000	-0.000000	-0.647174	-0.000000	-0.000000	236.0000	35.7740	
10.500	0.000	0.587585	0.039929	0.004942	0.044871	0.000000	-0.000000	-0.670737	-0.000000	-0.000000	236.0000	35.7354	
11.000	0.000	0.609551	0.042986	0.004974	0.047960	0.000000	-0.000000	-0.694125	-0.000000	-0.000000	236.0000	35.7039	
11.500	0.000	0.631395	0.046140	0.005007	0.051146	0.000000	-0.000000	-0.717329	-0.000000	-0.000000	236.0000	35.6789	
12.000	0.000	0.653111	0.049388	0.005046	0.054435	0.000000	-0.000000	-0.740344	-0.000000	-0.000000	236.0000	35.6598	
12.500	0.000	0.674696	0.052729	0.005085	0.057814	0.000000	-0.000000	-0.763162	-0.000000	-0.000000	236.0000	35.6464	
13.000	0.000	0.696145	0.056160	0.005121	0.061281	0.000000	-0.000000	-0.785775	-0.000000	-0.000000	236.0000	35.6380	
13.500	0.000	0.717454	0.059678	0.005157	0.064835	0.000000	-0.000000	-0.808176	-0.000000	-0.000000	236.0000	35.6345	
14.000	0.000	0.738621	0.063282	0.005193	0.068475	0.000000	-0.000000	-0.830359	-0.000000	-0.000000	236.0000	35.6354	
14.500	0.000	0.759639	0.066967	0.005229	0.072196	0.000000	-0.000000	-0.852317	-0.000000	-0.000000	236.0000	35.6406	
15.000	0.000	0.780506	0.070732	0.005265	0.075998	0.000000	-0.000000	-0.874043	-0.000000	-0.000000	236.0000	35.6498	

Знаючи аеродинамічні коефіцієнти, (в таблиці $Cl = C_y$, $Cd = C_x$, α - кут атаки) можна легко перейти до аеродинамічних сил, що діють на літальний апарат. Формула переходу має наступний вигляд:

$$Y = C_y \frac{\rho V^2}{2} S$$

Після проведення всіх розрахункових операцій отримав графіки залежностей: аеродинамічна поляра (взаємозалежність C_y від C_x) (рис. 21), залежність підйомної сили C_y від кута атаки α (рис. 22), залежність лобового опору C_x від кута атаки α (рис. 23), залежність аеродинамічної якості K від кута атаки α (рис. 24).

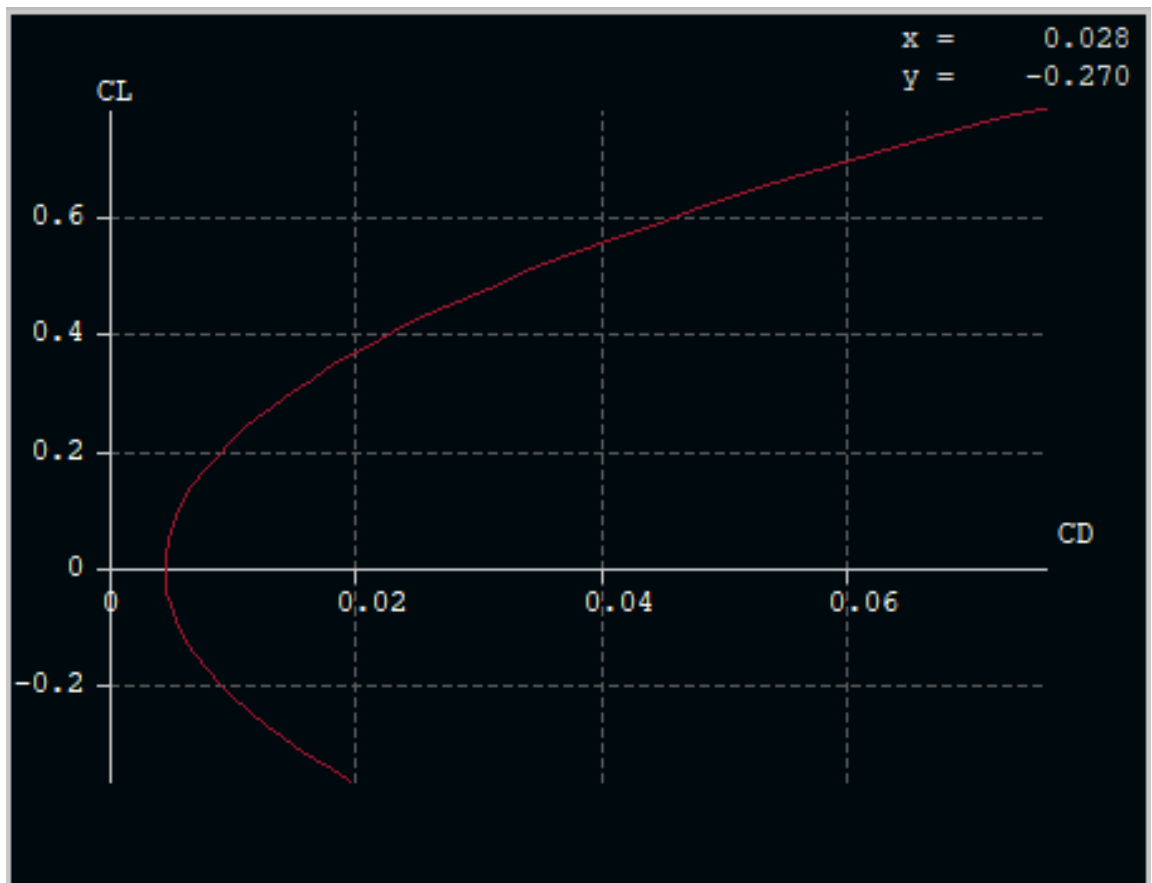


Рис. 21. Аеродинамічна поляра (взаємозалежність C_y від C_x)

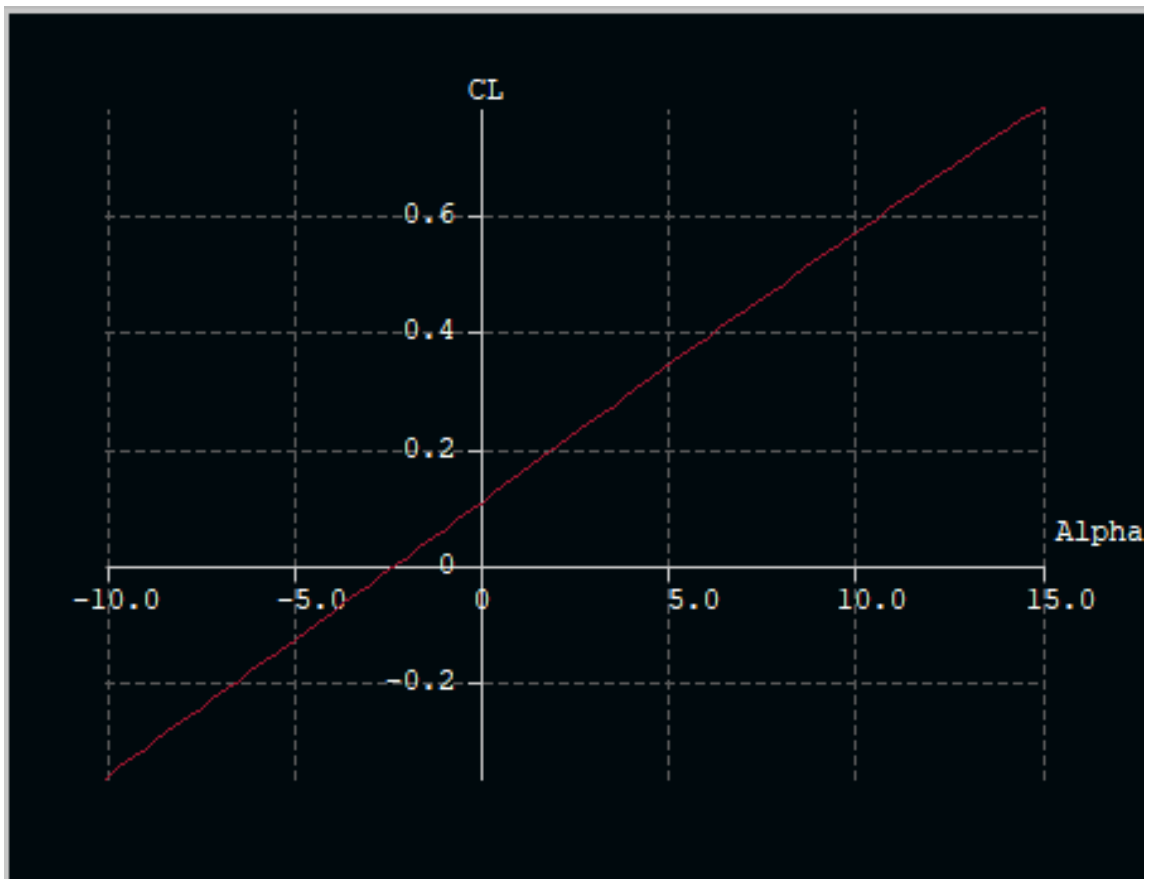


Рис. 22. Залежність підйомної сили C_y від кута атаки α

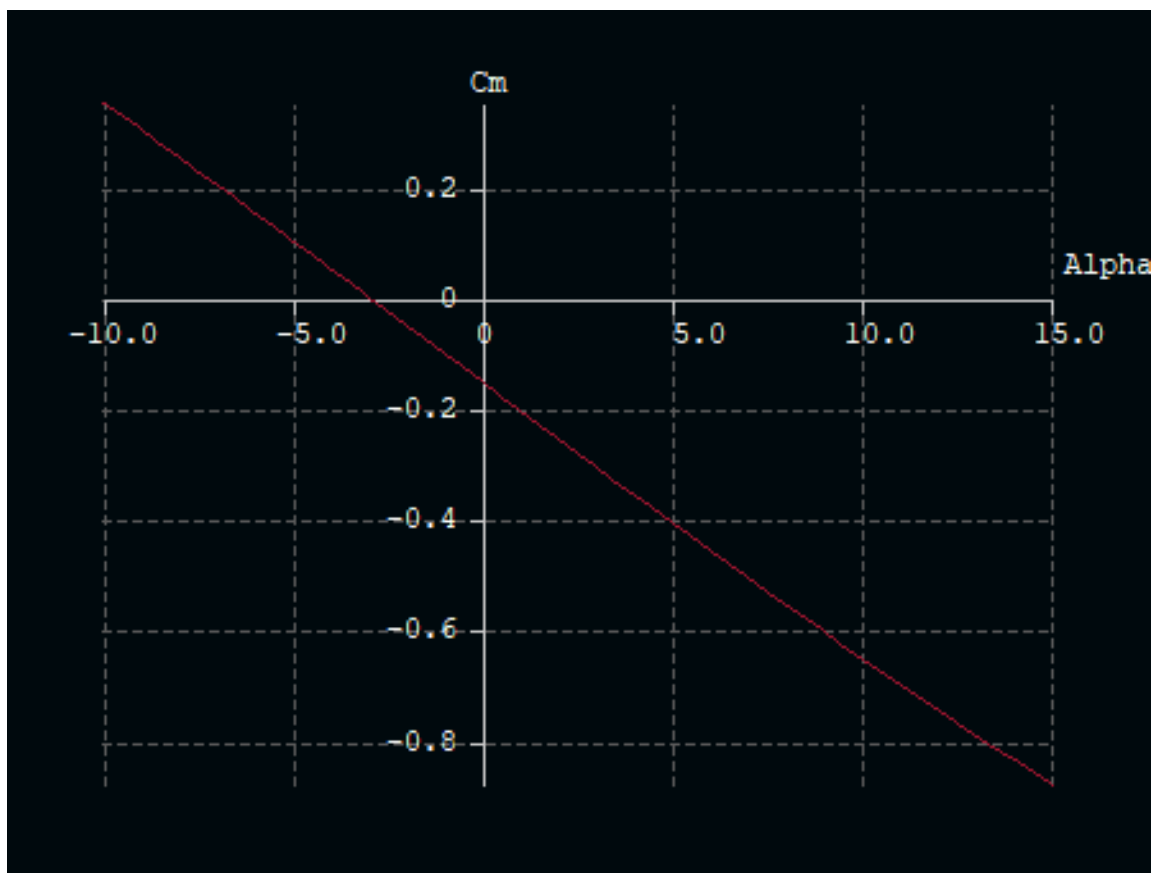


Рис. 23. Залежність лобового опору C_x від кута атаки α

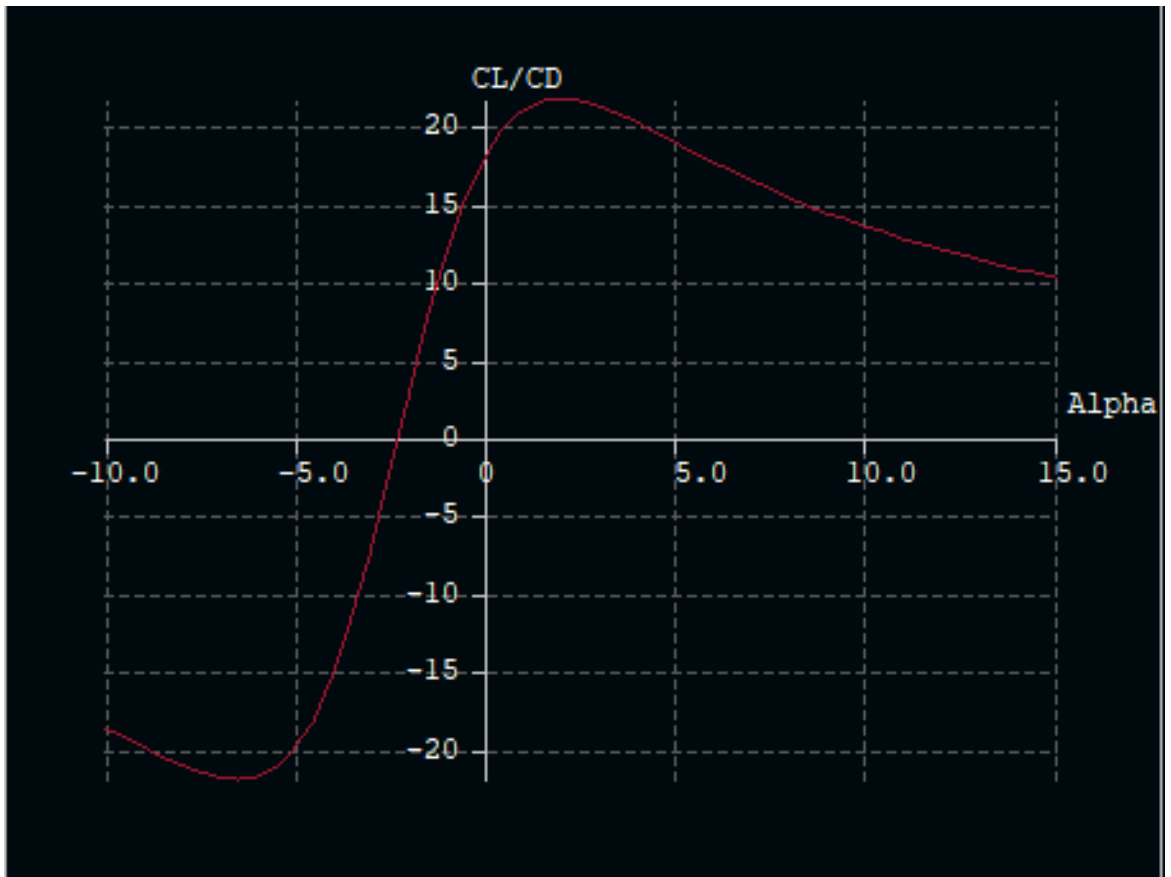


Рис. 23. Залежність аеродинамічної якості K від кута атаки α

Висновок до розділу

В даному розділі було детально ознайомлено з наступним:

- загальні дані про аеродинамічні характеристики;
- основні аеродинамічні характеристики профілів;
- максимальні несучі властивості;
- вплив шорсткості поверхні профілю на його несучі властивості;
- поздовжній момент;
- опір профілю;
- рекомендації по виборі профілю несучої поверхні.

На підставі проведеного аналізу був обраний аеродинамічний профіль та проведено визначення аеродинамічних характеристик ЛА. Навколо твердотільної моделі задано панель повітря, задано матеріали повітря та крила, задано крайові умови у вигляді швидкості на передню стінку панелі повітря (850 км/год). Здійснено пост обробку результатів розрахунків, вивівши лінії всі результати в таблиці коефіцієнтів. Побудовано графіки аеродинамічних залежностей.

4. Вибір потужності двигуна

Авіаційний двигун (авіадвигун, авіамотор) - в основному - тепловий двигун, що встановлюється на літальних апаратах як елемент авіаційної силової установки, що реалізує силу тяги, необхідну для здійснення польоту в межах атмосфери.

Тяга - сила, що виробляється двигунами і штовхає літак крізь повітряне середовище. Тязі протистоїть лобовий опір. У прямолінійному горизонтальному польоті, що встановився, вони приблизно рівні. Якщо пілот збільшує тягу, додаючи обертів двигунів, і зберігає постійну висоту, тяга перевершує опір повітря. Літак при цьому пришвидшується. Досить швидко опір збільшується і знову зрівнює тягу. Літак стабілізується на постійній, але вищій швидкості.

Тяга — найважливіший чинник визначення скоропідйомності літака (як швидко може набирати висоту). Вертикальна швидкість набору висоти не так залежить від величини підйомної сили, як від того, який запас тяги має літак.

Тяга (сила тяги) - діюча (рушійна) сила, що розвивається на землі або в повітрі рушієм (повітряним гвинтом або реактивним двигуном), встановленим на літальному апараті, залежно від режиму польоту та обертів валу (ротора) двигуна.

Класифікація авіаційних двигунів

Авіаційні двигуни, за способом створення тяги, розділені на три групи: гвинтові; реактивні; комбіновані.

Гвинтові авіаційні двигуни - поршневі авіадвигуни, що створюють тягу обертанням повітряного гвинта, а також комбіновані авіадвигуни, за умови, якщо сила тяги, створювана повітряним гвинтом, становить понад 50% від сумарної (еквівалентної) сили тяги двигуна.

Реактивні авіадвигуни — теплові двигуни прямої реакції, що перетворюють енергію палива в кінетичну енергію газового струменя, що випливає з двигуна, — що викликає силу реакції, що безпосередньо використовується як рушійна сила — сили тяги. В авіації застосовують два типи реактивних двигунів: повітряно-реактивні двигуни (ВРД), в яких для згоряння палива використовується кисень атмосферного повітря; ракетні двигуни (РД), у яких для згоряння палива використовується окислювач, що транспортується самим літальним апаратом.

Комбіновані (змішані) авіадвигуни - створюють тягу, що складається з сили реакції потоку продуктів згоряння, що випливають з двигуна, і тяги, що створюється звичайним або спеціальним повітряним гвинтом (гвинтовентилятором). Основними типами комбінованих двигунів є: турбогвинтові двигуни (ТВД); двоконтурні турбореактивні двигуни (ДТРД); гвинтовентиляторні авіадвигуни (ВВС).

Турбореактивні, турбогвинтові, двоконтурні та гвинтовентиляторні авіадвигуни – об'єднані загальною назвою – газотурбінні авіадвигуни (ВМД).

До авіаційних двигунів пред'являються особливі вимоги щодо надійності, питомої потужності або тягоозброєності, питомої витрати палива, а також до габаритних розмірів та форми.

Після отримання результатів розрахунку аеродинаміки польоту проєктованого пасажирського літака, аналізу режимів польоту та ознайомлення з силовими установками на аналогах, розрахунком по «методу тяг» обрав силову установку, що складається з двох авіаційних двигунів марки

Rolls-Royce RB211-535E4B (рис. _). Rolls-Royce RB211 - сімейство двигунів з великим ступенем двоконтурності, створених компанією Rolls-Royce plc та розвиваючих тягу від 166 до 270 kN. RB-211 розвився у 1990-х роках у сімейство двигунів Rolls-Royce Trent.

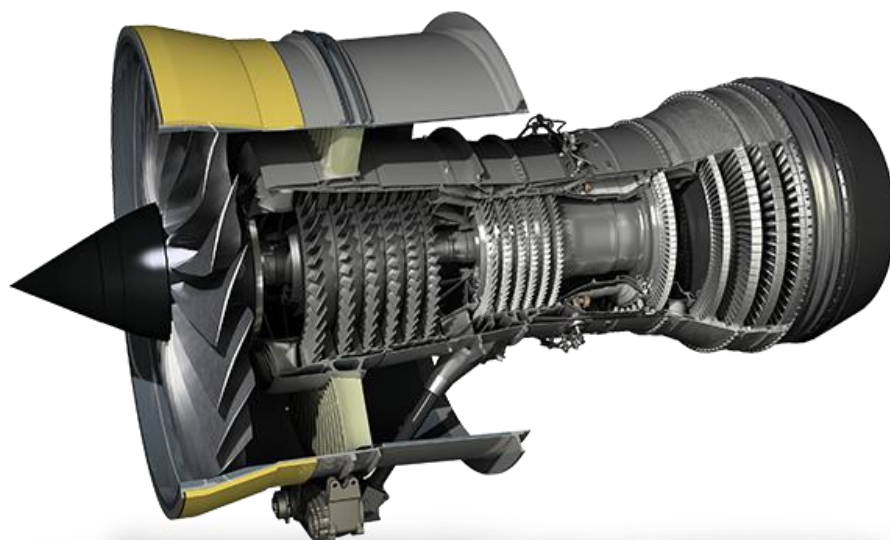


Рис. 24. Авіаційний двигун Rolls-Royce RB211-535E4B

Висновок до розділу

В даному розділі проаналізовані двигуни, які встановлені на аналогічних літальних апаратах. Методом тяг розраховано необхідну аеродинамічну тягу для проєктованого пасажирського літака, обрано найбільш вигідний та ефективний варіант авіаційного двигуна, а саме Rolls-Royce RB211-535E4B.

5. Розрахунок моделі на міцність

Основи розрахунків на міцність та жорсткість елементів конструкцій становлять частину науки про опір матеріалів.

Опір матеріалів – це наука про надійність та економічності елементів конструкцій, деталей машин, приладів та механізмів.

Забезпечити надійний опір елемента або конструкції цілому - означає забезпечити їх міцність, жорсткість, стійкість та витривалість.

Міцність - здатність тіла чинити опір зовнішнім навантаженням.

Жорсткість - здатність тіла чинити опір зміні своїх розмірів і форми під впливом зовнішніх навантажень. (На відміну від теоретичної механіки в опорі матеріалів розглядаються тіла, що деформуються, тобто тіла, які змінюють свої розміри і форму під навантаженням).

Стійкість – здатність тіла під навантаженням зберігати первісну форму стійкої рівноваги.

Витривалість - здатність матеріалу чинити опір змінним силовим впливам тривалий час.

5.1. Моделювання об'єкта дослідження

Об'єктом дослідження, як було зазначено вище, є елемент конструкції, який може бути виготовлений з будь-якого матеріалу, що відрізнятиметься великою різноманітністю форми, на нього можуть діяти різні навантаження, а також, в залежності від перерахованого, може бути різним характер руйнування.

Для того щоб охопити зазначене різноманіття матеріалів, форми, умов навантаження та руйнування, необхідно їх модельне уявлення, яке має враховувати найбільш значущі та відкидати несуттєві фактори. Облік всіх чинників, звісно, неможливий через їх невичерпність, тому будь-яка модель - це наближене у тому мірою уявлення об'єкта. Таким чином, моделювання

необхідно, щоб на його основі отримати розрахункові залежності, справедливі для досить широкого діапазону зміни відповідних факторів.

5.2. Модель матеріалу

Матеріал деталі є однорідною, суцільним ізотропним середовищем. Це дозволяє розглядати тіло як безперервне середовище та застосовувати методи математичного аналізу.

Однорідність означає, що тіло складається з матеріалу однієї природи, у своїй результаті дослідження елемента обсягу можна поширити все тіло, і властивості поверхні вважатимуться тотожними властивостями внутрішніх обсягів тіла.

Ізотропія – незалежність властивостей матеріалу від напрямку.

Модель матеріалу наділяється такими фізичними властивостями, як пружність, пластичність, крихкість та повзучість.

Пружність - здатність тіла відновлювати первісну форму та розміри після зняття навантаження.

Пластичність - здатність тіла зберігати значні деформації (залишкові) після розвантаження.

Крихкість - здатність тіла руйнуватися без утворення помітних залишкових деформацій.

Повзучість - зміна у часі деформацій та напружень при дії на тіло постійного зовнішнього навантаження.

Зазначені фізичні властивості залежать від умов навколишнього середовища (температури, хімічної властивості, рівня радіації та ін.).

5.3. Модель форми

Для оцінки міцності та жорсткості елементів конструкцій з метою спрощення розрахунків вводять три типи форми тіла: стрижень; пластину (оболонку); масив.

Стрижень - тіло, що має поперечні розміри, незрівнянно малі з його довжиною. Стрижень може мати прямолінійну або криволінійну вісь, постійні або змінні за довжиною розміри та форму перерізу.

Пластина (оболонка) - тіло, що має розміри у двох напрямках, незрівнянно більші, ніж у третьому, і обмежуються двома плоскими (криволінійними) поверхнями.

Масив - тіло, що має розміри, порівняні у трьох напрямках.

5.4. Моделі навантаження

Сила – це міра механічної взаємодії між тілами. Сили поділяються на зовнішні та внутрішні.

Зовнішні сили - навантаження, які діють тіло за його взаємодії коїться з іншими тілами.

Внутрішні сили - сили взаємодії між частинами окремого тіла, що надають протидію зовнішнім силам, оскільки під впливом зовнішніх сил тіло деформується. Внутрішні сили розподілені в одних випадках по всій площі поперечного перерізу тіла рівномірно, а в інших – нерівномірно. Якщо тіло зовнішніми силами не навантажено, приймається, що внутрішні сили відсутні.

5.5. Моделі руйнування

Залежно від умов навантаження виділяють статичне та втомне руйнування.

5.6. Створення моделі розрахунку на міцність

Зберігаємо теоретичну поверхню у форматі *.stp. З опцій вибрати - тільки поверхні. Робимо імпорт поверхні в середовище Femap (File - Import Geometry - шлях до файлу). Виставляємо масштаб (перехід з метрів у

сантиметри), інші настроювання опцій залишаємо за замовчуванням (без 2-D країв).

За допомогою підпункту головного меню Mesh - Mesh Control - Mapped Division розмічаємо послідовно спочатку верхню, потім нижню поверхні для завдання заданої кількості плоских кінцевих елементів, що моделюють обшивання. Створюємо тип КЭ - плоский (plate1) товщиною обшивки (5 мм).

Розбиваємо площини на кінцеві елементи через головне меню Mesh - Geometry - Surface. У результаті повинен вийти набір плоских елементів, що моделюють обшивку між елементами силового набору.

Здійснюємо статичний розрахунок моделі. Для цього закріпимо крило і прикладемо зовнішнє навантаження – підйомну силу. Результати зображенні на наступних рис. 25 - 29.

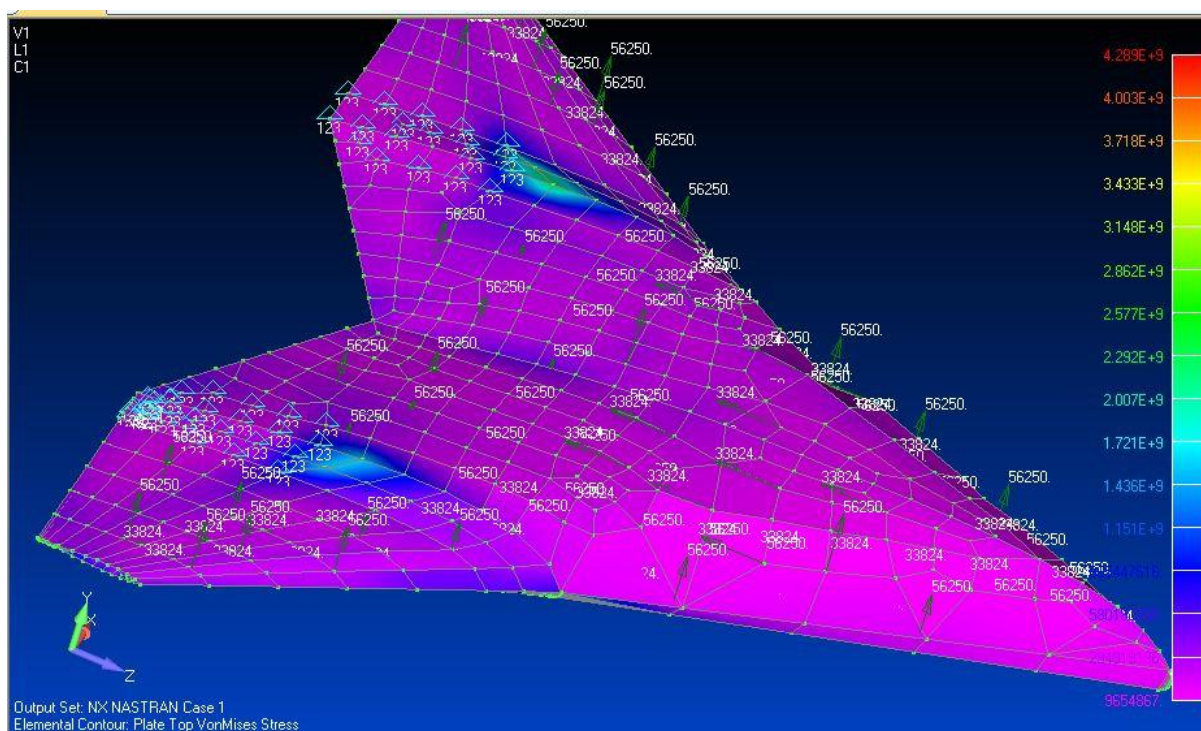


Рис. 25. Модель навантажень.

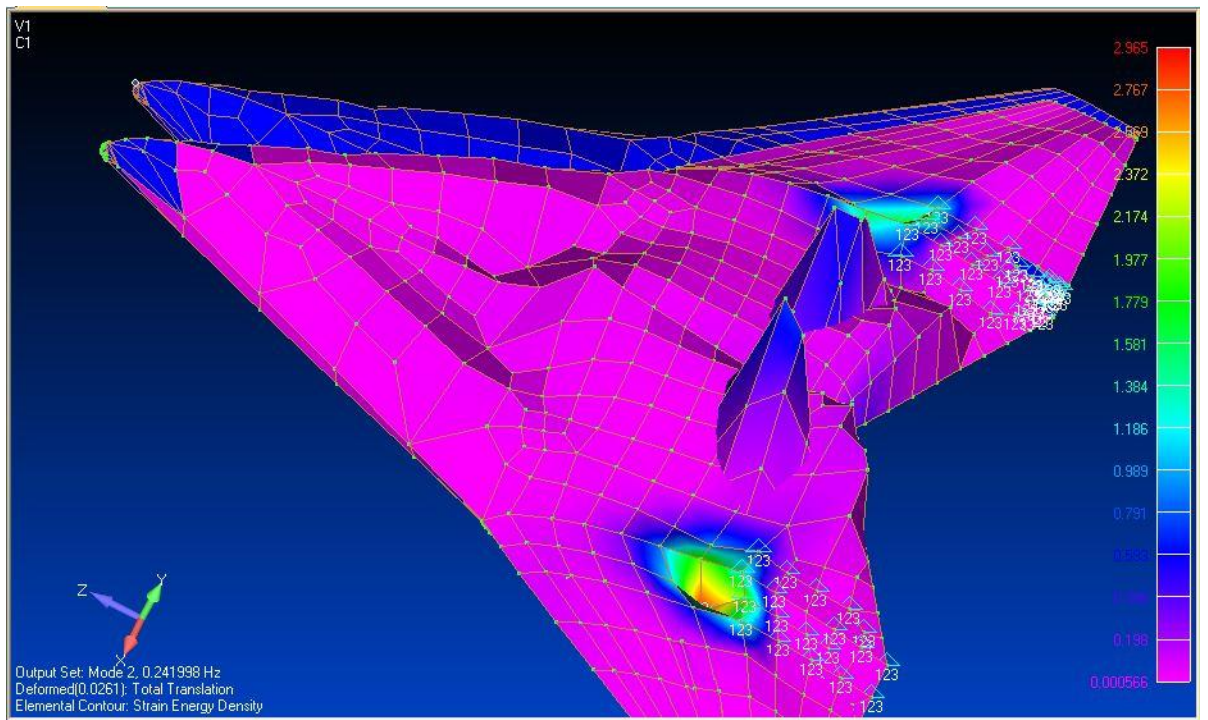


Рис. 26. Власні коливання

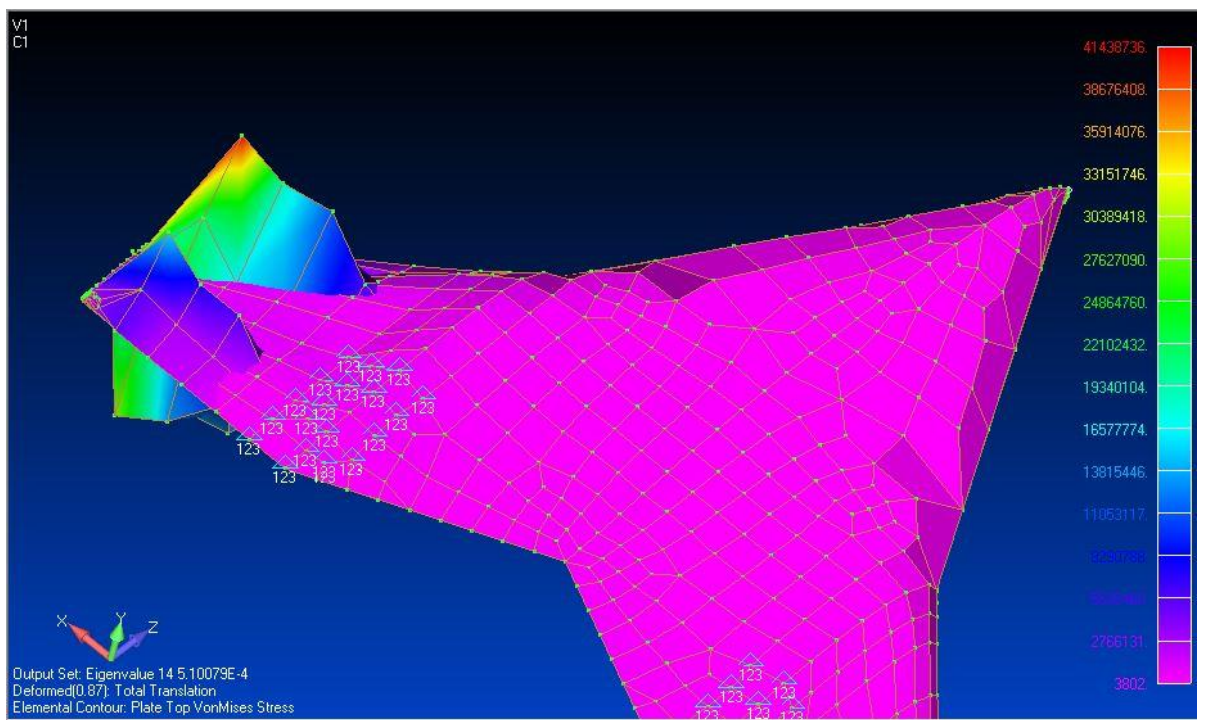


Рис. 27. Стійкість

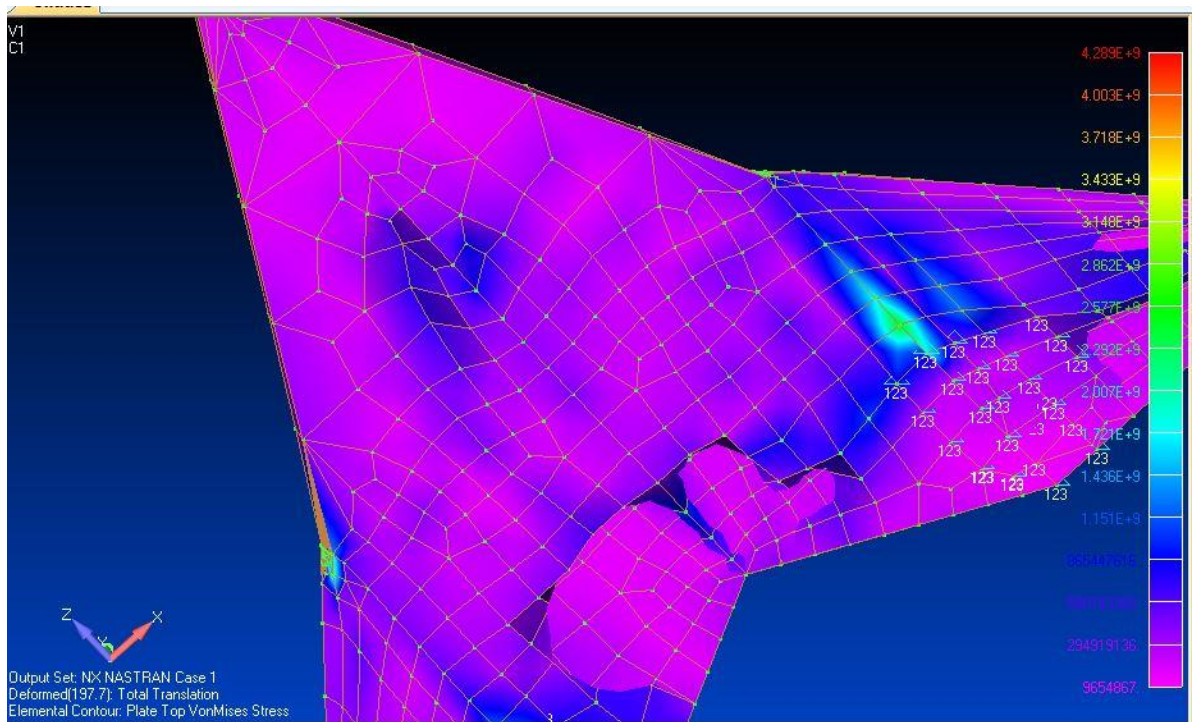


Рис. 28. Прогини днище

Висновок до розділу

В даному розділі було детально ознайомлено з проведенням розрахунку ЛА на міцність та проведено сам процес розрахунку в програмному середовищі Femap.

Після проведення розрахунків моделі на міцність, можна сказати наступне:

- найбільші амплітуди коливань мають місце в кінці крил, де має бути механізація
- втрата стійкості відбувається на від'ємній частині крила
- найбільші прогини від підйомної сили виникають на днищі та в районі механізації крил
- найбільші механічні напруження виникають в передній частині кріплення двигунів.

Зазначені зони потребують укріплення за рахунок силових елементів - стрингерів, шпангоутів, нервюр, лонжеронів, пілонів.

Підйомну силу при розрахунках прикладали як вага літака - 35000000Н.

6. Розробка стартап-проекту

Стартап як форма малого ризикового (венчурного) підприємництва впродовж останнього десятиліття набула широкого розповсюдження у світі через зниження бар'єрів входу в ринок (із появою Інтернету як інструменту комунікацій та збуту стало простіше знаходити споживачів та інвесторів, займатись пошуком ресурсів, перетинати кордони між ринками різних країн), і вважається однією із наріжних складових інноваційної економіки, оскільки за рахунок мобільності, гнучкості та великої кількості стартап-проектів загальна маса інноваційних ідей зростає.

Проте створення та ринкове впровадження стартап-проектів відзначається підвищеною мірою ризику, ринково успішними стає лише невелика частка, що за різними оцінками складає від 10% до 20%. Ідея стартап-проекту, взята окремо, не вартує майже нічого: головним завданням керівника проекту на початковому етапі його існування є перетворення ідеї проекту у працюючу бізнес-модель, що починається із формування концепції товару (послуги) для визначеної клієнтської групи за наявних ринкових умов.

Розроблення та виведення стартап-проекту на ринок передбачає здійснення низки кроків, в межах яких визначають ринкові перспективи проекту, графік та принципи організації виробництва, фінансовий аналіз та аналіз ризиків і заходи з просування пропозиції для інвесторів.

Слово «стартап» походить від англійського поняття *start up* – «запускати» і означає щойно створену або що ще знаходиться в процесі створення компанію.

Мається на увазі, що у цієї компанії є якась бізнес-ідея, яка потребує розвитку та просування, але її творці поки зайняті дослідженнями ринку і пошуком коштів для її реалізації.

Іноді стартапами називають компанії, які збираються запропонувати споживачам інноваційні товари і послуги, але в даний час знаходяться в

процесі пошуку підходящих бізнес-технологій та фінансової підтримки. Майбутнє таких компаній виглядає невизначеним.

Стартапом може вважатися будь-яка компанія, незалежно від її сфери діяльності. Втім, в деяких колах стартапами називають тільки починання у сфері високих технологій, Інтернет-бізнесі і «суміжних дисциплінах».

Поняття «стартап» виникло в 30-ті роки минулого століття в Америці. Саме тоді два студенти – Хьюлетт і Паккард – заснували крихітне підприємство і назвали його «start up». Виявилось, що у компанії велике майбутнє – в наші дні вона відома під ім'ям Hewlett-Packard, або HP.

Коли заходить розмова про стартапи, наші співвітчизники зазвичай уявляють собі Інтернет-ресурси, що виділяються серед собі подібних. Найвідомішими та успішними стартапами називають хостинг відеофайлів Youtube, «народну енциклопедію» – Вікіпедію (без посилань на яку не обходиться жодна дискусія), а також найбільші соціальні мережі – в першу чергу Facebook і ВКонтакте.

В інших країнах поняття «стартап» тлумачиться трохи інакше. Найвиразніші приклади стартапів – це IT-корпорації «зі світовим ім'ям»: Microsoft, Apple, Google. Історія цих гігантів і справді починалася з малого – а саме, з невеликої групи однодумців, що горять бажанням втілити в життя свої ідеї.

Ідея

Створення нового дальньомагістрального пасажирського літака.

Пасажирський літак (комерційний літак, авіалайнер) - літак, призначений та обладнаний для перевезення пасажирів та багажу. На відміну від багатоцільових транспортних літаків, пасажирські літаки мають окремі відсіки для перевезення людей та вантажу або не мають додаткового вантажного відсіку зовсім.

Сучасні прагнення розвитку цивільної авіації підштовхують вибирати варіанти побудови пасажирського літака відштовхуючись від двох основних пунктів, а саме надзвук та електроенергія.

Перехід на надзвукові швидкості польоту виглядає закономірним кроком, перейшли ж військові літаки на надзвук. 1200 км/год – це швидкість звуку лише на рівні моря (один Мах), на висоті вона менше, ми літаємо на швидкості 850-950 км/год (0,7-0,8М). Літак на електриці – це звучить якось несерйозно. Однак автомобілі переходять на електрику, це одна з рис сьогоднішнього розвитку. На відміну від надзвукових, пасажирські електrolітаки вже літають. Зрозуміло, що висока швидкість – це не для них, вони повільніші за звичайні реактивні літаки. Але їх перевага (поки що теоретично) в іншому: екологічність та безшумність. Основним ворогом надзвукових літаків була навіть не їхня ненажерливість, а шум, особливо удар при подоланні звукового бар'єру. Їх треба було експлуатувати подалі від населених пунктів. Електrolітаки можуть сідати буквально на околицях міст, якщо не всередині них. Цим літакам не потрібні довгі злітно-посадкові смуги, що різко підвищує зручність такої авіації. Сьогодні літак 15-20 хвилин набирає висоту, 30-40 - йде на посадку, а на основну ділянку польоту може припадати не більше години (на короткій лінії). Навіщо тут надзвук? При малих відстанях вигода не в швидкості польоту, а швидкості досягнення аеропорту, і тут електrolітаки можуть бути поза конкуренції. І головне, в найближчому майбутньому саме такі машини, а не надзвукові, мають шанс стати масовими.

Метою роботи є розробка оптимальної конструкції дальньомагістрального пасажирського літака з аеродинамічною схемою літаюче крило.

6.1. Опис ідеї стартап-проекту

Опис ідеї стартап- проекту міститься в таблиці 6.

Опис ідеї стартап-проекту

№	Назва поля	Зміст
1	Робоча назва проекту	Проект з розробки пасажирського літака
2	Замовник проекту	Анонімна швейцарська авіаційна корпорація.
3	Цілі проекту	Задоволення потреб замовника.
4	Актуальність та необхідність проекту	Проект відповідає запитам замовника в потребі оновлення застарілих авіаційних одиниць; проект універсальний.
5	Очікувані результати проекту (Що здається замовнику?)	Готовий перший екземпляр; Готова конструкторська документація.
6	Основні етапи проекту (попередньо)	Вибір концепції. Аналіз аналогів. Розробка КД. Виготовлення прототипу (в масштабі). Випробування (тестування) прототипу. Удосконалення КД за результатами випробування. Виготовлення першого екземпляру.
7	Тривалість проекту (приблизно)	5 років
8	Джерела фінансування проекту (власні кошти, кошти інвестора-замовника, кредитні кошти, бюджетне фінансування)	Кошти інвестора-замовника та кредитні кошти.
9	Бюджет проекту (приблизно)	200 млрд. доларів

10	Учасники проекту (керівник проекту, команда проекту у складі..., зовнішні консультанти тощо)	Менеджер проекту Команда інженерів Головний конструктор Інженери-конструктори Технолог Програміст Технолог PR-менеджер
11	Обмеження проекту (політичні, юридичні, технологічні, інфраструктурні, фінансові, екологічні тощо)	Фінансові, часові.
12	Ризики проекту (помилковість у розробці концепції проекту, неплатоспроможність замовника, коливання валютного курсу тощо)	Поява альтернативного продукту.

6.2. Технологічний аудит ідеї проекту

У вузькому сенсі технологічний аудит є дослідницьким інструментом аналізу технології або системи технологій, що використовується із метою оцінювання поточного стану та виявлення напрямів подальшого розвитку об'єкту дослідження. В межах даного підрозділу необхідно провести аудит технології, за допомогою якої можна реалізувати ідею проекту (технології створення товару).

Визначення технологічної здійсненності ідеї проекту передбачає аналіз таких складових (табл. 7):

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

Технологічна здійсненність ідеї проекту

№	Ідея проекту	Технології її реалізації	Наявність технологій	Доступність технологій
1.	Оптимізація простору в салоні	Сидіння SkyRider	Всі технології існують та використовуються на провідних фірмах виробниках авіаційних фірм.	Доступні таким корпораціям як Boeing та Airbus
2.	Мінімізація витрат палива	Широке використання композиційних матеріалів в конструкції літака		
3.	Стандартні ідеї	Збірка, штамповка, електроніка		

6.3. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту

Визначення ринкових можливостей, які можна використати під час ринкового впровадження проекту, та ринкових загроз, які можуть перешкодити реалізації проекту, дозволяє спланувати напрями розвитку проекту із урахуванням стану ринкового середовища, потреб потенційних клієнтів та пропозицій проектів-конкурентів.

Визначаються потенційні групи клієнтів, їх характеристики, та формується орієнтовний перелік вимог до товару для кожної групи (табл. 8).

Таблиця 8

Характеристика потенційних клієнтів стартап- проекту

№ п/п	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія (цільові сегменти ринку)	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до послуги
1.	Дальньо-магістральний пасажирський літак	Комерційні організації	Можливість використовувати існуючі технології.	Вартість і строки проектування, ступінь технологічності проекту.

6.4. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту

Визначення ринкових можливостей, які можна використати під час ринкового впровадження проекту, та ринкових загроз, які можуть перешкодити реалізації проекту, дозволяє спланувати напрями розвитку проекту із урахуванням стану ринкового середовища, потреб потенційних клієнтів та пропозицій проектів-конкурентів.

Таблиця 9

Ринкові можливості запуску стартап-проекту

№	Показники стану ринку (найменування)	Характеристика
1.	Кількість головних гравців, од	6
2	Загальний обсяг продаж, грн/ум.од	232 млн. \$
3	Наявність обмежень для входу (вказати характер обмежень)	ні
4	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Трудомістка сертифікація
5	Динаміка ринку (якісна оцінка)	росте
6	Середня норма рентабельності в галузі	11%

	(або по ринку), %	
--	-------------------	--

6.5. Реєстр зацікавлених сторін стартап-проекту

Таблиця 10

Реєстр зацікавлених сторін

Особа/ Організація	Рівень впливу (від 1- min до 3- max)	Ступінь зацікавленості (від 1- min до 3- max)	Заходи щодо задоволення потреб зацікавлених сторін (стратегія управління)	Відповідальний, коментарі
Замовник-інвестор	3	3	Систематичне інформування щодо ходу проекту	Менеджер проекту
Співпідрядники	3	3	Тісна співпраця, погодження планів, прогнозування ходу проекту	Менеджер проекту
Керівник підприємства	3	2	Інформування, погодження планів та задач	Менеджер проекту
Члени команди	3	3	Тісна співпраця, контроль зацікавленості	Менеджер проекту
Співробітники підприємства	1	1	Спостереження, контроль, інформування	Співпідрядник
Постачальники	2	2	Інформування, контроль зацікавленості	Головний технолог
Конкуренти	1	2	Контроль витоку публічної інформації щодо ходу проекту, контрольована PR-кампанія проекту	PR-менеджер
Громадськість	1	2	Інформування, контрольована PR-менеджером	PR-менеджер

6.6. SWOT-аналіз

SWOT-аналіз - метод стратегічного планування, що полягає у виявленні факторів внутрішнього та зовнішнього середовища організації та поділу їх на чотири категорії:

- **Strengths** (сильні сторони),
- **Weaknesses** (слабкі сторони),
- **Opportunities** (можливості),
- **Threats** (загрози).

Сильні (S) і слабкі (W) сторони є факторами внутрішнього середовища об'єкта аналізу (тобто тим, на що сам об'єкт здатний вплинути); Можливості (O) та загрози (T) є факторами зовнішнього середовища (тобто тим, що може вплинути на об'єкт ззовні та при цьому не контролюється об'єктом). Наприклад, підприємство управляє власним торговим асортиментом - це фактор внутрішнього середовища, але закони про торгівлю не підконтрольні підприємству - це фактор зовнішнього середовища.

Таблиця 11

SWOT-аналіз

Мета проекту		
	S	O
+	Досвідчена команда інженерів-конструкторів Доступні ресурси Відносно невеликий бюджет Короткий термін реалізації	Реалізація продукції не закінчується безпосередньо на замовнику Велика кількість потенціальних точок збуту продукту
	W	T
-	Недостатня мобільність продукту	Поява аналогічного продукту за меншу вартість Велика кількість конкурентів

Пошук конструктивного рішення (табл. 12).

Таблиця 12

Конструктивні рішення

Мета проекту		
	О	Т
S	Тісна співпраця команди	Проведення колективних нарад
	Наявність каналу постачання якісного матеріалу за, відносно дешевою ціну	Проведення активною PR-проекту, особливо в соцмережах
W	Розгляд можливих змін в конструкції, щоб збільшити мобільність продукту	

6.7. Стратегія позиціонування

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

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

Опис рівнів моделі стартап-проекту

Рівні моделі стартап-проекту	Опис сутності та складових
I. Дальньомагістральний пасажирський літак	Потреба компанії-споживача в дальньомагістральних перельотах, унікальність аеродинамічної схеми надає моделі стартап-проекту ряд переваг перед конкурентами (аеродинамічна якість, економічність).
II. Товар у реальному виконанні	Оскільки проект знаходиться на стадії посівний етап, або Pre-Seed stage, тобто на стадії пошуку джерел фінансування.

Наступним кроком є визначення цінових меж, якими необхідно керуватись при встановленні ціни на потенційний товар (остаточне визначення ціни відбувається під час фінансово-економічного аналізу проекту), яке передбачає аналіз ціни на товари-аналоги або товари субститути, а також аналіз рівня доходів цільової групи споживачів.

6.8. Структура витрат

Структура витрат:

- витрати на оплату праці;
- витрати на матеріали, вузли, комплектуючі;
- витрати на придбання та утримання обладнання;
- витрати на оренду та утримання приміщень;
- витрати на роботи, які виконують сторонні організації;
- накладні та управлінські витрати;

- маркетингові витрати;
- витрати на навчання персоналу;
- виплати і податки.

Визначення оптимальної системи збуту, в межах якого приймається рішення:

- проводити збут власними силами або залучати сторонніх посередників (власна або залучена система збуту);
- вибір та обґрунтування оптимальної глибини каналу збуту;
- вибір та обґрунтування виду посередників.

Результатом є ринкова (маркетингова) програма, що включає в себе концепції товару, збуту, просування та попередній аналіз можливостей ціноутворення, спирається на цінності та потреби потенційних клієнтів, конкурентні переваги ідеї, стан та динаміку ринкового середовища, в межах якого буде впроваджено проект, та відповідну обрану альтернативу ринкової поведінки.

Висновок до розділу

В процесі створення стартап-проекту було висвітлено основні сильні сторони даного проекту і те, що він є достатньо конкурентоспроможним та обов'язково знайде свою нішу в світовій авіації.

Основними сильними сторонами виступили інноваційна аеродинамічна схема, що в свою чергу підвищує рівень економності даного ЛА, оптимізація внутрішнього простору та використання всіх передових технологій, які набули провідні компанії за роки розвитку.

Аналіз показав що проєктований дальньомагістральний пасажирський літак має всі шанси на завоювання ринку авіаційних авіаперевезень пасажирів.

ВИСНОВКИ

За проведеними дослідженнями робимо висновок що проєктований дальньомагістральний з інноваційною аеродинамічною схемою та широким використанням композитних матеріалів в конструкції планера літак має великі шанси зайняти свою нішу серед інших авіагігантів. Літак порівняно з конкурентами має якісну конструкцію, порівняно недорогий у виготовленні, що виділяє його серед конкурентів.

Літак орієнтований на комерційне та фірмове використання.

Під час проєктування та моделювання використовувалось тривимірне моделювання в системах CAD CAM, метод кінцевих елементів, інформаційно-комунікаційні технології, математичне моделювання. комп'ютерне моделювання, сучасне програмне забезпечення, а саме: програми Microsoft Office, Creo Parametric, Matlab, Autodesk_Simulation_CFD_2015.

Результати даної роботи показують шляхи оптимізації і покращення даної конструкції, в майбутньому, допоможуть з обґрунтуванням даного типу конструкції в рамках розробки студентського проєкту літака майбутнім інженерам.

ЛІТЕРАТУРА

1. *Андрієнко, Ю. Г.* Метод формирования совокупности технико-экономических характеристик в процедуре выбора проектных решений при разработке транспортных самолетов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 12. – Х., 2002.
2. *Брусов, В. С.* Оптимальное проектирование летательных аппаратов: Многоцелевой подход / В.С. Брусов, С.К. Баранов. – М.: Машиностроение, 1989.
3. Летные испытания самолетов: учебник для студентов высших техн. учеб. заведений / *К. К. Васильченко, В. А. Леонов, И. М. Пашковский, Б.К. Поплавский.* – М.: Машиностроение, 1996.
4. *Мартынов А. К.* Экспериментальная аэродинамика. М.: Гос. изд-во оборонной промышленности, 1950.
5. Розробка комп'ютерних моделей базової геометрії несучих поверхонь літака: Метод. вказівки до виконання комп'ютерного практикуму з дисципліни «Новітні технології в авіації і космонавтиці» для студ. спец. 8.05110101 «Літаки і вертольоти»/ Уклад.: Г.А. Вірченко, Р.В. Карнаушенко, В.В. Борисов, Ю.І. Бондар–К.: НТУУ «КПІ», 2012.
6. *Краснов Н.Ф.* Аэродинамика: В 2 т. М.: Высш. шк., 1976.
7. *С. Т. Кашафутдинов В.Н. Лушин* «АТЛАС АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРЫЛОВЫХ ПРОФИЛЕЙ», 1994г. – 7-13с.
8. Інструкція із розрахунків аеродинамічних характеристик в програмному модулі Simulation CFD).
9. *Гавриш О.А.* РОЗРОБЛЕННЯ СТАРТАП-ПРОЕКТУ Методичні рекомендації до виконання розділу магістерських дисертацій для студентів інженерних спеціальностей. – Київ : НТУУ «КПІ», 2016.
10. <https://ru.wikipedia.org/>
11. <http://www.airwar.ru/>

ДОДАТКИ