

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

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

Факультет літакобудування

Кафедра проектування літаків і вертольотів

Пояснювальна записка
до дипломного проекту
(тип кваліфікаційної роботи)

магістра
(освітній ступінь)

на тему: *Інтегроване проектування крила адміністративного літака*

ХАІ.103.160Н.24В.134.№181004 ПЗ

Виконав: студент 2 курсу групи 160Н
Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-
космічна техніка»
(код та найменування)

Освітня програма «Літаки і вертольоти»
(найменування)

Бушко Дмитро Іванович

(прізвище та ініціали студента)

Керівник: Гребеніков О.Г.
(прізвище та ініціали)

Рецензент: Багровський А.М.
(прізвище та ініціали)

Харків – 2024

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

Факультет Літакобудування
(повне найменування)
Кафедра 103 «Проектування літаків і вертольотів»
(повне найменування)
Рівень вищої освіти другий (магістерський)
Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
(код та найменування)
Освітня програма «Літаки і вертольоти»
(найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри

к.т.н, доц. Трубаєв С.В.
«___» _____ 2024 року

ЗАВДАННЯ
НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ СТУДЕНТУ

Бушко Дмитру Івановичу
(прізвище, ім'я та по батькові)

Тема кваліфікаційної роботи ***Інтегроване проектування крила адміністративного літака***

керівник кваліфікаційної роботи Д.т.н., проф. каф.103 Гребеніков О.Г.
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом Університету № 1760-уч від « 23 » жовтня 2023 року
Термін подання студентом кваліфікаційної роботи 01 грудня 2023 року

Вихідні дані до роботи $V_{крейс} = 850$ км/год; $M_{max} = 0,8$;

$L_{max}(m_{ц.н max}) = 4500$ км; $n_{нас} = 8$ чол; $n_{ек} = 3$ чол;

$H_{крейс} = 11\ 000$ м; $k_{max} = 17$, $N = 60\ 000$ льотних годин

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

Реферат

1. Конструкторський розділ

1.1. Автоматизоване формування вигляду літака

Вступ, постановка цілі й задач проектування

1.1.1 Розробка концепції створення проектованого літака й науково-технічної програми досягнення його характеристик.

- 1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва й експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака.
 - 1.1.3 Збір, обробка й аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака.
 - 1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака, типу його силової установки.
 - 1.1.5 Розрахунок маси літака в трьох наближеннях.
 - 1.1.6 Підбір двигунів і перевірка довжини розбігу.
 - 1.1.7 Визначення й оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів.
 - 1.1.8 Розробка аеродинамічного, об'ємно-вагового, конструктивно-силового компонувань. Розрахунок центрування і моментів інерції літака.
 - 1.1.9 Ув'язування форми агрегатів, побудова зализів і обтічників літака. Оформлення результатів розрахунків.
- 1.2. Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їхній оптимізації на аеродинамічні й масові характеристики літака**
- 1.2.1 Визначення лобового опору проектованого літака.
 - 1.2.2 Підйомна сила, індуктивний опір, поляра літака, аеродинамічна якість літака.
- 1.3. Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання системи управління кермом висоти літака**
- 1.3.1. Вибір і обґрунтування схеми, і кінематичний розрахунок системи управління кермом висоти літака
 - 1.3.2. Кінематичний розрахунок системи управління і визначення навантажень
 - 1.3.3. Визначення шарнірного моменту і балансувальна діаграма зусиль на штурвал при управлінні кермом висоти
 - 1.3.4. Проектувальні розрахунки елементів системи управління
 - 1.3.5. Технічний опис системи управління

2. Розрахунок характеристик економічної ефективності

- 2.1. Розрахунок витрат на проектування і виробництва, розрахунок собівартості, прибуток ціни, розрахунок мінімальних власних коштів фірми, визначення точки беззбитковості, розрахунок прямих, непрямих витрат. Повна собівартість перевезення і виручка компанії. Розрахунок витрат
- 2.2. Повна собівартість перевезення і виручки компанії

3. Спеціальне завдання

Використання сонячної енергії для ЛА

Перелік графічного матеріалу (з точним зазначенням обов'язкових креслень)

- майстер-геометрія поверхні літака, креслення загального вигляду (формат А1);
- модель розподілу простору (об'ємно-масове компонування);
- принципова схема системи (формат А2);
- компонувальна схема розташування системи в літаку (формат А1);
- таблиця якісних показників літака (формат А1).

Керівник і консультанти розділів проекту

| Розділ | Прізвище, ініціали та посада керівника і консультантів | Підпис, дата | |
|--------|--|---------------------|---------------------|
| | | завдання ви- дав | завдання прийняв |
| 1. | Д.т.н., проф. каф.103 Гребеніков О.Г. | | |
| 2. | Д.т.н., проф. каф.103 Гребеніков О.Г. | | |
| 3. | К.т.н., проф.каф.104 Горлов О.К. | | |

Нормоконтроль _____ «____» _____ 2024 р.
(підпис) (ініціали та прізвище)

Дата видачі завдання 01 вересня 2023 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

| № з/п | Назва етапів дипломного проекту | Строк виконання етапів роботи | Примітка |
|-------|---------------------------------|-------------------------------|----------|
| 1. | Конструкторський розділ | 01.09.2024 – 01.12.2024 | |
| 2. | Економічний розділ | 01.11.2024 – 01.12.2024 | |
| 3. | Спеціальне завдання | 01.09.2024 – 01.12.2024 | |

Студент

_____ **Бушко Д. І.**
(підпис) (прізвище та ініціали)

Керівник проекту

_____ **Гребеніков О.Г.**
(підпис) (прізвище та ініціали)

ЗМІСТ

| | |
|---|----|
| Реферат | 7 |
| 1. Конструкторський розділ | 8 |
| 1.1. Автоматизоване формування вигляду літака | 9 |
| Вступ, постановка мети і задач проектування | 9 |
| Розробка концепції створення проектованого літака і науково-технічної програми досягнення його характеристик | 9 |
| Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва і експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака | 10 |
| Збір, обробка та аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака | 11 |
| Вибір і обґрунтування схеми літака, типу його силової установки | 18 |
| Расчет маси літака в трьох наближеннях | 20 |
| Расчет злітної маси, маси конструкції основних агрегатів, маси силової установки, палива в нульовому наближенні | 20 |
| Определение маси літака в першому наближенні | 21 |
| Дослідження впливу параметрів на злітну масу літака | 25 |
| Підбір двигунів і перевірка довжини розбігу | 27 |
| Визначення злітної маси в третьому наближенні | 27 |
| Визначення основних параметрів літака | 29 |
| Розробка об'ємно-вагової, конструктивно-силової компоновки, центрування літака | 32 |
| 1.2. Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегату літака при їх оптимізації на аеродинамічні і масові характеристики літака | 37 |
| 1.3. Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання системи управління кермом висоти літака | 39 |
| Вибір і обґрунтування схеми, і кінематичний розрахунок системи управління кермом висоти літака | 39 |
| Кінематичний розрахунок системи управління і визначення навантажень | 40 |
| Визначення шарнірного моменту і балансувальна діаграма зусиль на штурвал при управлінні кермом висоти | 46 |
| Проектувальні розрахунки елементів системи управління | 49 |
| Проектування тяги системи управління | 49 |
| Проектування качалки управління | 52 |
| Проектування штурвальної колонки | 55 |
| Визначення частотних характеристик тяг і величини пружного люфту системи управління | 56 |

| | |
|---|----|
| Техніческое опис системи управління | 57 |
| Висновки | 58 |
| 2. Розрахунок характеристик економічної ефективності | 59 |
| Розрахунок витрат на проектування і виробництва, розрахунок собівартості, прибуток ціни, розрахунок мінімальних власних коштів фірми, визначення точки беззбитковості, розрахунок прямих, непрямих витрат. Повна собівартість перевезення і виручка компанії. Розрахунок витрат | 59 |
| Повна собівартість перевезення і виручки компанії | 60 |
| Визначення точки беззбитковості виробництва | 66 |
| Спеціальна частина | 70 |
| Список літератури | 81 |

1. Конструкторський розділ

1. АВТОМАТИЗОВАНЕ ФОРМУВАННЯ ВИГЛЯДУ ЛІТАКА

Вступ, постановка мети і задач проектування

Сучасний літак являє собою складну технічну систему, елементи якої, як окремо, так і в сукупності, повинні мати максимально оптимізовані параметри і високу надійність. Літак в цілому повинен відповідати заданим вимогам і володіти високою ефективністю при досягнутому технічному рівні.

При розробці проектів нових літаків особливо важливе значення має досягнення високої техніко-економічної ефективності. Ці літаки не тільки повинні мати хороші показники до моменту виходу на авіалінії, але і володіти потенційною можливістю модифікації для систематичного підвищення ефективності протягом усього періоду серійного виробництва і експлуатації.

Створення систем автоматизованого проектування зробило революцію в проектуванні літаків, а їх використання стало практично науковою дисципліною. Різко розширилися можливості щодо вдосконалення конструкцій літальних апаратів, підвищилася якість розробки технічної документації, стало можливим паралельного створення на базі одного літака цілого ряду його модифікацій.

В даний час тенденція одночасного створення сімейства літаків, що включає в себе модифікації різної дальності польоту і різної пасажиромісткості, стала більш актуальною. Це пов'язано бажанням досягти найбільшого економічного ефекту, за рахунок основної конструкції і систем (при цьому можуть змінюватися двигуни і окремі агрегати, обладнання, управління). Такий під-хід, заснований на максимальній уніфікації, знижує вартість розробки нових зразків і ціну серійних виробів, а також витрати на технічне обслуговування при їх експлуатації. Тому створення сучасного конкурентоспроможного літака неможливо без використання інтегрованих комп'ютерних систем CAD/CAM/CAE/PLM.

1.1. Розробка концепції створення проектного літака і науково-технічної програми досягнення його характеристик

Проектування і створення літака з необхідними характеристиками є складна науково-технічна проблема по ряду основних напрямків розвитку авіації: аеродинаміка, стійкість і керованість, міцність, конструкція, вагова досконалість, впровадження принципово нової силової установки, матеріалів, технології, системи і обладнання, експлуатаційної технологічності, безпеки і надійності. Необхідно розробити велику програму досліджень і забезпечення характеристик літака за цими напрямками.

Така цільова комплексна програма забезпечення високого науково-технічного рівня досконалості і ефективності літака була розроблена для адміністративного літака середньої дальності польоту.

Метою робіт: були розробка адміністративного літака, що задовольняє заданим перспективним вимогам, відповідним завданням розвитку рівня споживання, і забезпечення технічного рівня досконалості, який перевершує рівень кращих зарубіжних і вітчизняних літаків аналогічного класу.

Досягнення зазначеної мети здійснено на основі розроблених нових концепцій: -по аеродинаміці - розробка і створення аеродинамічного компонування само-

літа з крейсерським аеродинамічним якістю близько 17-18 одиниць і злітною аеродинамічним якістю близько 12 одиниць.

- за ваговим досконалістю - розробка і створення конструкції планера і систем з ваговою віддачою по повному навантаженні не менше 56-58% (по масі конструкції планера не більше 30%), що на 2-3% вище за рівень літакових конструкцій існуючих на сьогодні.

- по силовій установці - застосування силової установки літака з новими двоконтурними турбореактивними двигунами з великим ступенем двоконтурності, що забезпечує витрата палива на крейсерських режимах польоту приблизно на 5% нижче рівня світових показників.

- по міцності - розробка і створення конструкції планера і систем, яка при необхідній ваговій віддачі забезпечує ресурс не менше 60000 льотних годин;

- по - управлінню - розробка автоматизованої багатоканальної електрогідродистанційних систем керування літаком перевершує свої аналоги, що забезпечує необхідний рівень надійності і безпеки польоту при малому ступені статичної стійкості;

- по системам літака - розробка і створення багатоканальних і надійні систем енергопостачання, гідравліки управління механізацією, шасі, кондиціонування і надуву кабін і інших систем, що перевершує свої аналоги;

- по електроніці - розробка і створення принципово нових комплексів бортового обладнання на цифрову техніку, що забезпечують задані вимоги по пілотажним, навігаційним характеристикам з підвищенням точності обчислення;

- по експлуатаційної технологічності - розробка і створення надійної і взаємозамінної конструкції літака.

1.2. Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва і експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака

Літак, що проектується належить до класу адміністративних літаків. Він належить до літаків бізнес-класу і призначений для перевезення менеджерів і адміністративних працівників. Ці вимоги визначають розміри літака, дальність в 4500 км (при безпечному залишку палива), крейсерську швидкість 850 км / год і обсяг кабіни, близький до літаків середнього класу, розрахований на 8 пасажирів. Розробка сучасного конкурентоспроможного ділового літака з мінімальним технічним ризиком, за короткий період часу, з не дуже високими витратами, особливо на сертифікацію, вимагає участі компаній, що спеціалізуються на виробництві двигунів, авіоніки та інших систем високої надійності, безпеки і терміну служби. В такому випадку літак може успішно конкурувати і на міжнародному ринку.

Вимоги до матеріалів

Придатність і довговічність матеріалів, використовуваних для виготовлення деталей, поломка яких може негативно вплинути на безпеку, повинні:

- визначатися з досвіду або шляхом випробувань;
- відповідати затвердженим технічним умовам (ТУ галузей промисловості, військовим ТУ або технічним стандартам), що гарантує міцність і інші властивості, прийняті у розрахунках;

– оцінюватися з урахуванням впливу навколишніх умов, очікуваних в експлуатації, таких як температура і вологість.

Вимоги до технології виробництва

– Технологія виробництва, повинна забезпечувати сталість необхідної якості виготовлення конструкції. Якщо виробничі процеси (такі, як склеювання, точкове зварювання, термообробка) вимагають суворого контролю для досягнення мети, то ці процеси повинні виконуватися відповідно до затвердженими технологічними умовами.

– Кожен новий технологічний процес виготовлення літака повинен під-підтверджується програмою випробувань.

Забезпечення доступу

Повинні бути забезпечені перевірка і огляд (включаючи огляд основних елементів конструкції і систем управління), заміна складових частин, що зазвичай вимагають заміни, регулювання і мастило, необхідні для збереження льотної придатності. Умови і технологія огляду кожного виробу повинні відповідати інтервалу цього огляду. Засоби неруйнівного контролю елементів конструкції можуть використовуватися в разі недостатності результатів проведення безпосереднього візуального огляду.

Так як заданий пасажирський літак з 8-ма пасажирами на борту і дальністю польоту $L = 4500$ км, довжиною розбігу $L_{\text{разб}} = 800$ м, то призначаємо висоту крейсерського польоту $H_{\text{крейс}} = 11$ км, крейсерську швидкість $V_{\text{крейс}} = 850$ км/год, $M_{H=11 \text{ км}} = 850/1074 = 0,8$.

Підберемо кількість членів екіпажу: на відділення І класу з числом пасажирів до 30 необхідно 2 бортпроводника, але, з огляду на, що загальна кількість пасажирів дорівнює 8, приймемо кількість бортпроводників рівне 1, тобто потрібно 3 члени екіпажу.

1.3 Збір, обробка та аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака

Статистичні дані про літаки - аналоги проектного літака, збираємо з технічної документації літаків, підручників, посібників, довідників, журналів, реферативних та інших видань. Підбір літаків аналогів здійснювався за даними, наведеними вище з можливістю розбіжності до 20% конструктивних ознак від даних проектного літака. З описів літаків-аналогів і їх креслень були визначені ті дані, які задані як початкові для проектування.

IAI-1125 Astra

У 1982-83гг. компанія IAI розробила літак Model 1125 Astra (рис. 1.1), що має низько розташоване стрілоподібне крило, фюзеляж з подовженими носом і салоном, збільшений злітна вага і два турбовентиляторних двигуна TFE731. Перший дослідний зразок здійснив політ 19 березня 1984 р перший серійний літак - 20 березня 1985р. Варіант Astra SP з аеродинамічними удосконаленнями і з поліпшеним радіоелектронним

обладнанням був створений в жовтні 1989р. Літак використовується в ВПС Ізраїлю як допоміжний транспорт для особливо важливих персон

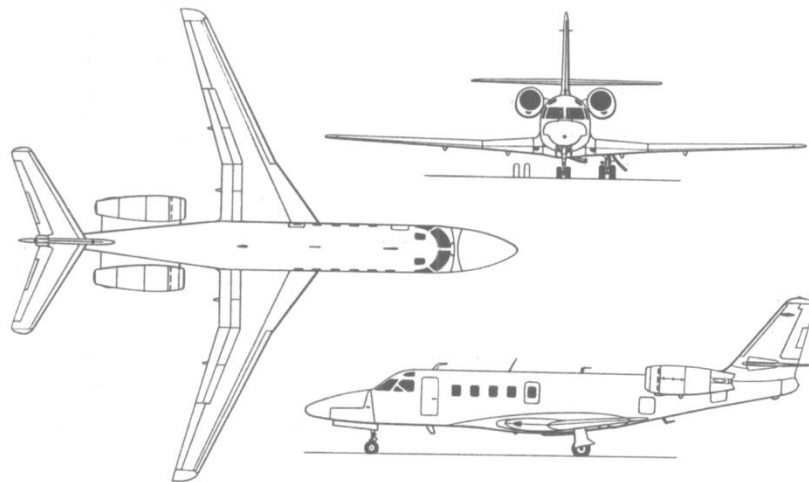


Рисунок 1.1

BAe.1000

На базі вдалого адміністративного реактивного літака BAe.125 (в модифікації - Серія 800) компанія British Aerospace почала розробку більш міцного варіанту BAe.1000 (BAe.125-1000). Планер моделі 125 був взятий за основу, а фюзеляж подовжений на 0,46 м в своїй носовій частині і на 0,38 м в задній частині; місткість збільшилася до 15 пасажирів. З метою збільшення дальності польоту обтічник під центропланом був витягнутий вперед для розміщення додаткового палива, а також встановлені економічні двоконтурні турбореактивні двигуни Pratt & Whitney Canada PW305 з пристроєм реверсу тяги. Інші зміни включали кабінку зі збільшеною внутрішньою висотою, зовнішній багажний люк і нове радіоелектронне обладнання. Досвідчений літак піднявся в повітря 16 червня 1990.

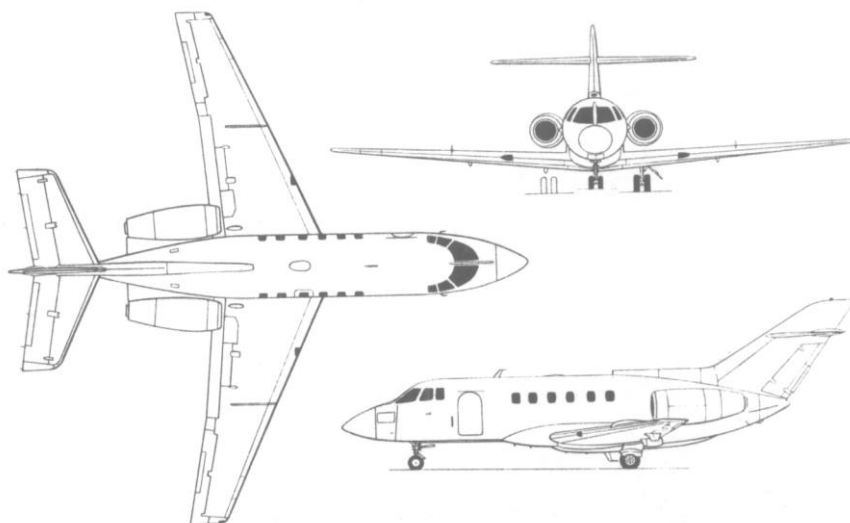


Рисунок 1.2

Learjet 45

Learjet 45 - адміністративний літак, розроблений американською фірмою Learjet (входить в корпорацію Bombardier Aerospace). Літак є подальшим розвитком літака Learjet 31. Вперше літак був представлений у вересні 1993 року на конференції NВАА в Далласі. До проекту було залучено фірми: Shorts з Белфаста (проекування і створення фюзеляжу) і de Havilland з Toronto (крила). Перший політ літака відбувся 7 жовтня 1995 року. 22 вересня 1997 року літак отримав сертифікат FAA і в липні 1998 року - сертифікат JAA. Перші поставки літаків були розпочаті в липні 1998 року для компанії Hytrol Conveyor of Jonesboro. До кінця 2000 року вироблено понад 40 літаків.

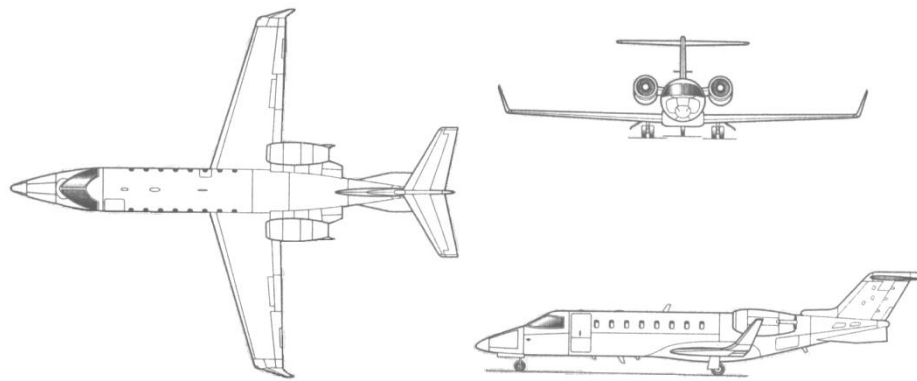


Рисунок 1.3

Cessna Citation X

Cessna Citation X - адміністративний літак (легкий реактивний літак для малого бізнесу), розроблений американською фірмою Cessna Aircraft Company. Cessna анонсувала Citation X в жовтні 1990 на річних зборах NВАА. Двигун перевірявся на Citation VII з 21 серпня 1992. Стиковка фюзеляжу прототипу з крилом була проведена в червні 1993.

Перший політ був здійснений 21 грудня 1993 року в 4.42 пополудні. За штурвалом були Doug Hazelwood і Ken Kimball. Сумарний час польоту склало 45 хвилин. Два наступних досвідчених літака, здійснили перший політ 27 вересня 1994 і 11 січня 1995. Разом, вони перебували в повітрі протягом більш ніж 3000 годин, перш, ніж FAA сертифікація була проведена 3 червня 1996 р. (рис. 1.4).

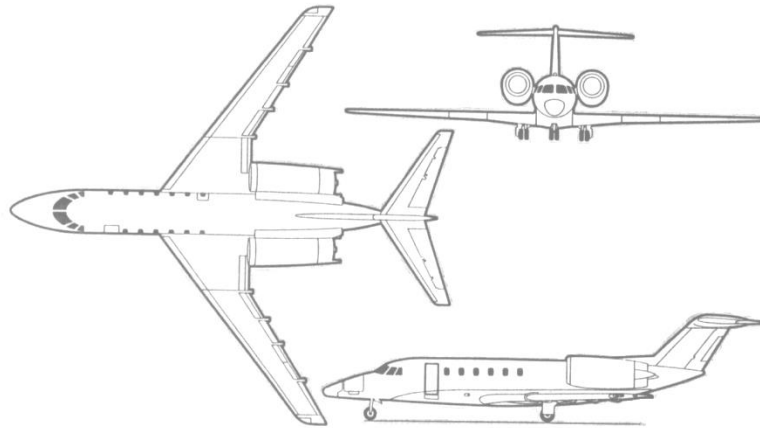


Рисунок 1.4

Beechcraft Model 400A

Beech 400 Airliner - адміністративний літак, розроблений американською фірмою Beechcraft. Корпорація Beech придбала в грудні 1985р. у компанії Mitsubishi адміністративний реактивний літак Diamond II, і почала його випуск під назвою Beech Model 400 Beechjet. Збірка першого літака була завершена 19 травня 1986 р., А в червні почалися поставки. З початку 1989р. було поставлено 46 літаків Beechjet. У 1989р. компанія створила літак Model 400A Beechjet, який відрізнявся збільшеним корисним навантаженням і стелею, збільшеним об'ємом кабіни, підвищеною звукоізоляцією і пілотажними приладами з електронно-променевою індикацій (рис. 1.5).

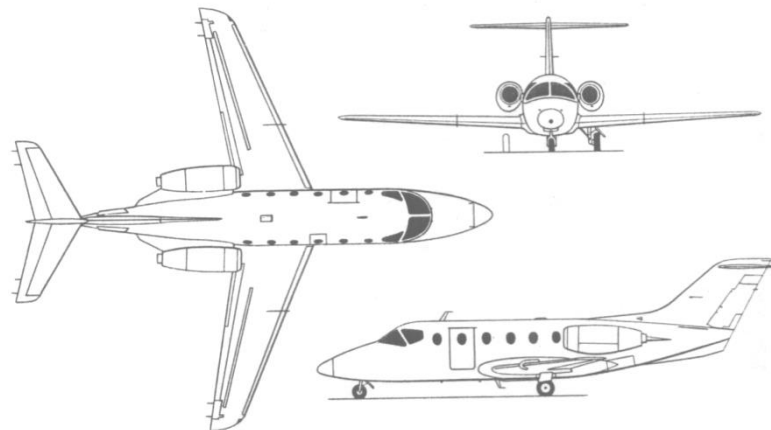


Рисунок 1.5

Льотні, масові, геометричні данні, параметри силової установки та відносні параметри зведено до таблиці 1.1

Таблиця 1.1

Статистичні дані літаків-аналогів.

| № Літак | Найменування літака, країна рік випуску | Першоджерело | льотні дані | | | | | | | | | | | | Масові дані | | | | | | | | | | |
|------------|---|-----------------------|-------------------|-------------|------------------|----------------|-------------------|-------------------|----------------|---------------------------------|-----------------|--------------------------------|-----------------------------------|----------------------|----------------------|--------------------------------|------------------|-----------------|------------------|------------------------|--------------------|--------------------|------------------|-------------|-------------|
| | | | V_{max} км/ч | H_m км | $V_{кр}$ км/ч | $H_{кр}$ км | $V_{пос}$ км/ч | $V_{взл}$ км/ч | $V_{у}$ м/с | Час набору висоти $H(км), с$ | $H_{пот}$ км | $L_{сма}$ $(км) \times m_T$ | $L_{сма}$ $(км) \times m_{Гр}$ | $L_p/L_{взл}$ м/м | $L_p/L_{взл}$ м/м | m_0 $(m_{взл}) \times кг$ | m_0 та х кг | $m_{пос}$ кг | $m_{пуст}$ кг | $m_{пуст}$ с нор кг | $m_{обор}$ р кг | $m_{ком}$ гр кг | $n_{пас}$ чел | m_k кг | m_T кг |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 | 13 | 14 | 15 | 16 | 17 | 18 | 19 | 20 | 21 | 22 | 23 | 24 | 25 | 26 |
| 1 | Beechcraft Model 400A США 1990 | справочник 'Janes' | 854 | 12500 | 828 | 1189 | 149 | 161 | — | — | — | 3575 | 3200 | — | 1204/862 | 7212 | 7334 | 6450 | 5656 | — | — | 1008 | 7 | — | 2224 |
| 2 | Cessna Citation X США 1996 | журнал 'Air & cosmos' | 1002 | 15545 | 991 | 12500 | 201 | 215 | — | — | — | 6600 | 6350 | — | — | 15762 | 16140 | 13156 | 9730 | — | — | 1728 | 10 | — | 4924 |

| Геометричні данні | | | | | | | | | | | | | | Данні силової установки | | | | | Похідні данні | | | | | Примітки | |
|----------------------|-----------|-------------------|-----------|--|----------|-----------------------|-----------------------|----------------------|------------------------------------|--------------------------------|-------------------------|--------------------------|--------------------------|-------------------------|-------------------------|------------------------------|---|---|----------------|-----------|--------------------------------------|----------|------------|----------|----------------|
| S, м ² | l, (м) | χ^0 , рад | λ | $\check{\epsilon}_0 /$ $\check{\epsilon}_{\text{конц}}$ | η | L _ф (м) | D _ф (м) | $\lambda_{\text{ф}}$ | S _ф , м ² | ΣS_M м ² | $\check{S}_{\text{эл}}$ | $\check{S}_{\text{г.о}}$ | $\check{S}_{\text{в.о}}$ | Число двигу- нів | P _о , даН | m _{дв} , , кг | C _p или C ₁ | Сту- пень дво- кон- тур- ності | P _о | to | m _г від- но- сне | k гр | km | | S _ф |
| 27 | 28 | 29 | 30 | 31 | 32 | 33 | 34 | 35 | 36 | 37 | 38 | 39 | 40 | 41 | 42 | 43 | 44 | 45 | 46 | 47 | 48 | 49 | 50 | 51 | 52 |
| 22, 43 | 13, 25 | 23,8 | 7,8 3 | 1 | 2,6 5 | 13, 15 | 1,7 8 | 7,3 8 | 2,4 9 | 4,3 2 | 0,0 8 | 0,2 4 | 0,2 2 | 2 | 12,9 | — | — | — | 317 ,7 | 0,1 8 | 0,3 1 | 0, 14 | 164 8,9 | 0,1 | — |
| 48, 96 | 19, 38 | 37,2 8 | 7,6 7 | 1 | 3,5 7 | 18, 83 | 2 | 9,4 2 | 3,1 4 | 8,8 9 | 0,0 6 | 0,2 5 | 0,1 4 | 2 | 28,6 | — | — | — | 315 ,5 | 0,1 86 | 0,3 1 | 0, 11 | 173 6,5 | 0,0 6 | — |
| 34, 75 | 15, 66 | 22,5 9 | 7,0 5 | 1 | 3,0 6 | 13, 6 | 1,9 3 | 7,0 5 | 2,9 3 | 5,3 8 | 0,0 6 | 0,2 5 | 0,2 | 2 | 19,3 | — | — | — | 321 ,9 | 0,1 6 | 0,3 2 | 0, 09 | 220 4,2 | 0,0 8 | — |
| 28, 95 | 14, 58 | 16,5 | 7,3 4 | 1 | 2,6 3 | 16, 45 | 1,7 5 | 9,4 | 2,4 | 4,6 8 | 0,0 7 | 0,2 1 | 0,1 4 | 2 | 15,6 | — | — | — | 295 ,2 | 0,1 8 | 0,4 1 | 0, 16 | 182 8,3 | 0,0 8 | — |
| 29, 4 | 16, 05 | 36,5 9 | 8,7 6 | 1 | 4,4 3 | 16, 4 | 1,8 | 9,1 1 | 2,5 5 | 4,8 8 | 0,0 6 | 0,2 5 | 0,1 7 | 2 | 16,5 | — | — | — | 327 ,5 | 0,1 6 | 0,4 2 | 0, 14 | 203 0,5 | 0,0 8 | — |
| 32, 9 | 15, 78 | 27,3 5 | 7,7 3 | 1 | 3,2 7 | 15, 68 | 1,8 5 | 8,4 7 | 2,7 3 | 5,6 3 | 0,6 5 | 0,2 4 | 0,1 8 | 2 | 18,6 | — | — | — | 315 ,6 | 0,1 8 | 0,3 5 | 0, 13 | 188 9,7 | 0,0 8 | — |

1.4. Вибір і обґрунтування схеми літака, типу його силової установки

Для літака конкретного призначення вибір загальної схеми включає вибір схеми розміщення екіпажу та цільового навантаження, схеми аеродинамічної несучої системи для крейсерського режиму польоту, схеми силової установки, злітно-посадкових пристроїв, конструктивно-силової схеми і ув'язки її по окремим агрегатам з урахуванням технології виробництва і експлуатації та ін.

Під аеродинамічної схемою розуміють систему його несучих поверхонь, яка характеризується їх взаємним розташуванням, розмірами, формами.

Розроблюваний літак являє собою моноплан, виконаний за нормальною аеродинамічною схемою, тобто горизонтальне оперення розташоване за крилом. Дана схема має ряд переваг:

- перед крилом немає ніяких частин, які могли б його затінити при зміні положення літака або обурювати повітряний потік, порушуючи плавність обтікання крила і знижуючи його несучі властивості;

- розміщення оперення ззаду крила дозволяє вкоротити носову частину фюзеляжу, що покращує огляд і дає можливість зменшити площу вертикального оперення (носова частина створює дестабілізуючий шляховий момент).

Однак існує і ряд недоліків нормальної схеми:

практично на всіх режимах польоту горизонтальне оперення створює негативну підйомну силу, в результаті чого зменшується підйомна сила всього літака (втрати в підйомній силі особливо великі на режимах зльоту і посадки).

По розташуванню крила щодо фюзеляжу розробляється літак є нізкопланом. Така схема характерна для сучасних пасажирських літаків, тому що низкоплан має ряд переваг:

- приріст підйомної сили при посадці внаслідок екрануючого впливу землі більше, ніж у інших монопланов;

- можливість підвищення ефективності механізації за рахунок використання подфюзеляжної частини крила;

- менша висота стояків головних опор шасі, що дозволяє спростити їх прибирання і зменшити вагу шасі;

- менша небезпека для пасажирів і екіпажу при аварійній посадці (приземлення відбувається на крило), значно знижується можливість капотування;

- при аварійній посадці на воду зберігається хороша плавучість.

Однак в зоні стику крила і фюзеляжу у нізкоплана порушується плавність обтікання і виникає додатковий опір, обумовлений інтерференцією. Для зменшення додаткового опору встановлені залізи в місцях, де крило з'єднується з фюзеляжем. Крім цього не вдається забезпечити огляд нижньої півсфери.

На літаку, що розробляється, двигуни розміщені в хвостовій частині на пілонах. Таке розміщення двигунів дозволяє:

- поліпшити комфорт пасажирів за рахунок зниження внутрікабінного шуму;

- двигун розташований далеко від поверхні аеродрому, що зменшує можливість потрапити в них сторонніх часток з поверхні аеродрому;

- підвищується аеродинамічна якість чистого крила і ефективність його механізації;

- двигуни мають зручний доступ для огляду;

- при відмові одного з двигунів, додатковий момент, що розвертає, має невелике значення.

Однак дана схема має і недоліки:

- створюється великий статичний момент відносно центру мас літака, що створює великі труднощі при центруванні літака;

- збільшується маса конструкції внаслідок її ускладнення і збільшення довжини паливних трубопроводів.

Оперення виконано по Т-образної схемою (горизонтальне оперення розташовано над вертикальним). Така конструкція є більш обтяженою в порівнянні з іншими конструкціями, проте збільшується плечі ГО.

На розробляється літаку застосовано триопорное шасі з передньою опорою, що забезпечує:

- хорошу шляхову стійкість на розбігу і пробігу;
- ефективне використання гальм коліс головних опор для зменшення довжини пробігу після посадки;
- плавний (без відриву від аеродрому) пробіг після приземлення (оскільки сили тертя на колесах головних опор створюють момент, що зменшує кут атаки і підйомну силу крила при пробігу);
- майже горизонтальне положення поздовжньої осі літака на стоянці і при руліжці по землі, що покращує огляд на зльоті і посадці.

До недоліків схеми можна віднести:

- ускладнення передньої опори через більше навантаження і присутність пристроїв, що забезпечують її поворот і демпфірування;
- погіршення прохідності літака на земляних аеродромах;
- можливість виникнення самозбуджується коливань вільно орієнтованого переднього колеса і необхідність установки демпфера.

Крім того, для літаків такого класу існують загальні вимоги:

- забезпечити безпеку і комфорт пасажирів;
- забезпечити легкість обслуговування;
- забезпечити необхідну економічність.

Схема літака показана на рисунку 1.6.

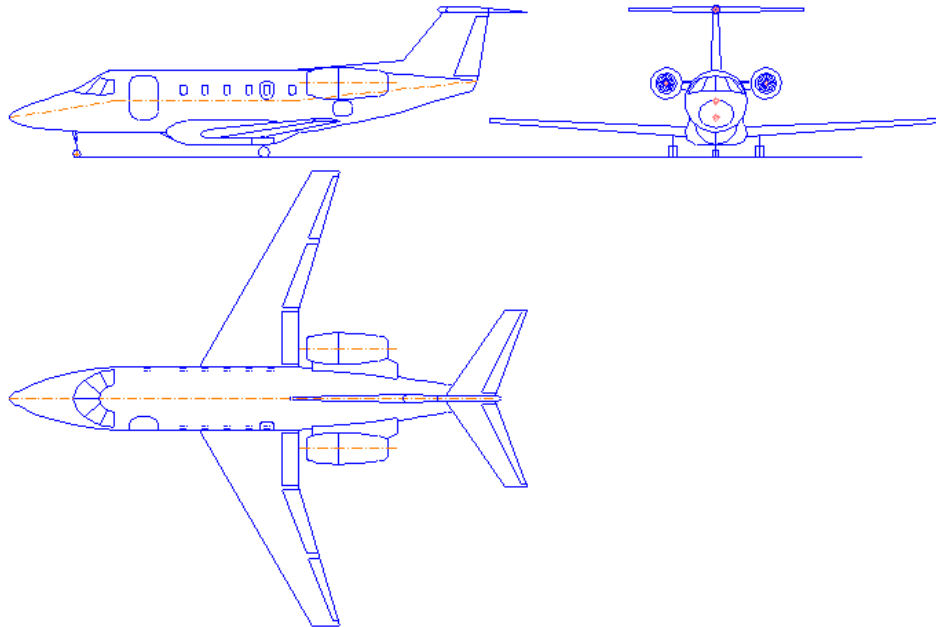


Рисунок 1.6. Схема літака

1.5. Расчет маси літака в трьох наближеннях

Визначення злітної маси літака це ітераційний процес, що складається з декількох наближень. При реальному проектуванні кількість наближень залежить від типу ЛА, часу, відведеного на проектуванні та потужності конструкторського бюро. В даному проекті буде виконано три наближення.

1.5.1. Расчет злітної маси, маси конструкції основних агрегатів, маси силової установки, палива в нульовому наближенні

Використовуючи статистичні дані, обчислюємо: [1]

маса екіпажу $m_{ек} = 80 \cdot n_{ек} = 80 \cdot 2 = 160$ кг;

маса комерційного навантаження $m_{сп} = 120 \cdot n_{нас} = 120 \cdot 8 = 960$ [кг];

відносна маса палива, $\bar{m}_m = a + \frac{bL}{V}$ де L-дальність польоту, $L = 3000$ [м],

V-швидкість польоту, $V = 875$ [км/год], $a = 0.06$, $b = 0.06$, тоді

$$\bar{m}_m = 0.05 + \frac{0.06 \cdot 4500}{850} = 0.36;$$

відносна маса конструкції $\bar{m}_к = 0,3$;

відносна маса силової установки $\bar{m}_{cy} = 0,12$;

відносна маса обладнання $\bar{m}_{об} = 0,12$.

Злітна маса літака в нульовому наближенні визначається за формулою:

$$m_0 = \frac{m_{гр} + m_{ек}}{1 - (\bar{m}_к + \bar{m}_{cy} + \bar{m}_т)} = \frac{960 + 120}{1 - (0,3 + 0,12 + 0,36 + 0,12)} = 12000 \text{ кг.}$$

Визначаємо масу конструкції літака: $m_к = 0,3 \cdot m_0 = 0,3 \cdot 12000 = 3600$ [кг].

Маса крила $m_{кр} = 0,393 \cdot m_к = 0,393 \cdot 3600 = 1414$ [кг].

Маса фюзеляжу $m_{ф} = 0,357 \cdot m_к = 0,357 \cdot 3600 = 1286$ [кг].

Маса оперення $m_{оп} = 0,066 \cdot m_к = 0,066 \cdot 3600 = 237$ [кг].

Маса шасі $m_{ш} = 0,184 \cdot m_к = 0,184 \cdot 3600 = 663$ [кг].

Маса палива $m_m = 0,36 \cdot m_0 = 0,325 \cdot 12000 = 4320$ [кг].

Маса силової установки $m_{cy} = 0,12 \cdot m_0 = 0,12 \cdot 12000 = 1440$ [кг].

Маса обладнання $m_{об} = 0,12 \cdot m_0 = 0,12 \cdot 12000 = 1440$ [кг].

Отримані значення мас представлений в табл. 1.3.

Таблиця 1.3

| m_0 , кг | $m_{гр}$, кг | $m_{ек}$, кг | $m_к$, кг | $m_{кр}$, кг | $m_{ф}$, кг | $m_{оп}$, кг | $m_{ш}$, кг | m_t , кг | m_{cy} , кг | $m_{об}$, кг |
|------------|---------------|---------------|------------|---------------|--------------|---------------|--------------|------------|---------------|---------------|
| 12000 | 960 | 240 | 3600 | 1414 | 1286 | 237 | 663 | 4320 | 1440 | 1440 |

Відповідно статистичним даним $t_0 = 0.175$.

Тоді потрібна тяга буде $P_0 = t_0 \cdot m_0 g = 0.175 \cdot 12000 \cdot 9.8 = 20580$ [Н] = 2058 [даН].

Так як цей літак є літаком I-го класу і він повинен забезпечувати безпечний зліт і продовження польоту в разі відмови одного з двигунів, було вирішено встановити два двигуни зі стартовою тягою $P_0 = 1\,470$ [даН]. Для базового варіанта проектного літака обраний вітчизняний двигун ТРДД AI-25.

1.5.2. Определеніє маси літака в першому наближенні

Методика розрахунку m'_0 полягає в том, що враховується залежність мас конструкції, силової установки та палива від параметрів проєктованого літака, визначається залежність злітної маси від цих параметрів, визначається мінімальна, з урахуванням обмежень маса, та значення параметрів, які її забезпечують. Для визначення m'_0 (і складових елементів) в даній роботі використовувалася розроблена на кафедрі програма на ЕОМ.

Злітна маса літака в першому наближенні визначається згідно формули [6]:

$$m'_0 = \frac{m_{nn} + m_{ек} + m_{об.упр}}{1 - (\bar{m}_к + \bar{m}_{cy} + \bar{m}_m)}$$

де m'_0 - злітна маса літака в першому наближенні;

$\bar{m}_к$ - відносна маса конструкції;

\bar{m}_{cy} - відносна маса силової установки;

\bar{m}_m - відносна маса палива.

При цьому необхідною умовою для розрахунку є визначення відносних мас конструкції, силової установки та палива. Відомими величинами є маси комерційного навантаження, екіпажу, обладнання та управління.

1.5.2.1. Дослідження впливу подовження крила і механізації на величини

$$C_{y_{отр}} \text{ і } K_{отр}.$$

Дослідження впливу подовження крила та питомого навантаження на величину коефіцієнта підйомної сили крила і аеродинамічну якість літака при зльоті виконано на ЕОМ з використанням методики [6] та програмного забезпечення кафедри.

Результати розрахунків показані на рисунках 1.7 та 1.8.

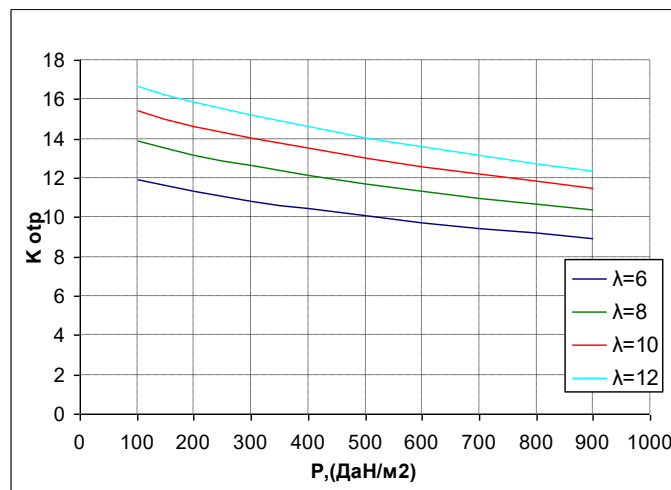


Рисунок 1.7. Вплив питомого навантаження та подовження крила на аеродинамічну якість при відриві.

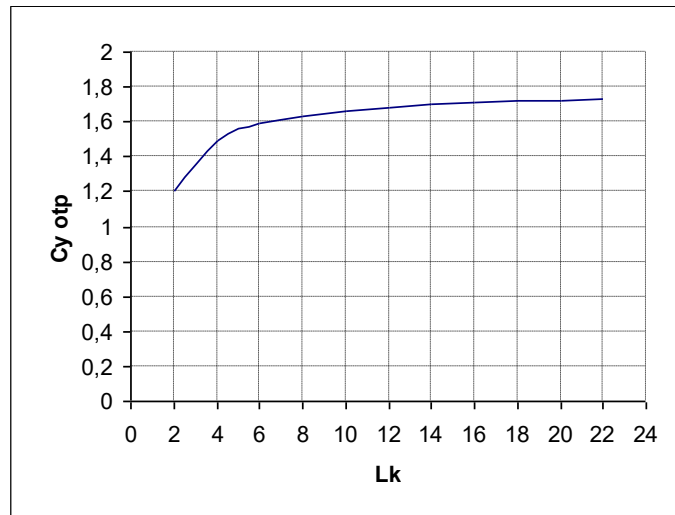


Рисунок 1.7. Вплив повздожня крила на коефіцієнт під ємної сили при відриві.

1.5.2.2. Дослідження впливу параметрів літака на потрібну стартову тягоозброєність літака

Потрібна тягоозброєність літака розраховується для забезпечення трьох етапів польоту, це забезпечення крейсерської швидкості на крейсерській висоті польоту; забезпечення заданої довжини розбігу перед зльотом та безпеки зльоту при відмові одного двигуна.

Для цього використовуємо залежності [4]:

При дослідженні впливу параметрів на тягоозброєність, потрібну для крейсерського польоту $t_{0\text{крейс}}$, використовується наступні залежності:

- забезпечення крейсерської швидкості

$$t_{0\text{крейс}} = \frac{0.933 p_n M_{\text{крейс}}^2}{\xi_{\text{крейс}}} \left(\frac{F_1}{P} + F_2 \right);$$

- забезпечення заданої довжини розбігу

$$t_{0\text{взл}} = \frac{1}{\xi_{\text{взл}}} \left[\frac{0.832 p}{C_{y\text{отр}} L_{\text{разб}}} + \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{\text{отр}}} + 2f \right) \right];$$

- забезпечення безпеки зльоту при відмові одного двигуна

$$t_{0\text{без}} = \frac{n_{\text{ос}}}{\xi_{\text{взл}} (n_{\text{ос}} - 1)} \left(\frac{1}{K_{\text{отр}}} + \text{tg} \theta \right).$$

Результати розрахунків на ЕОМ показані на рисунку 1.9.

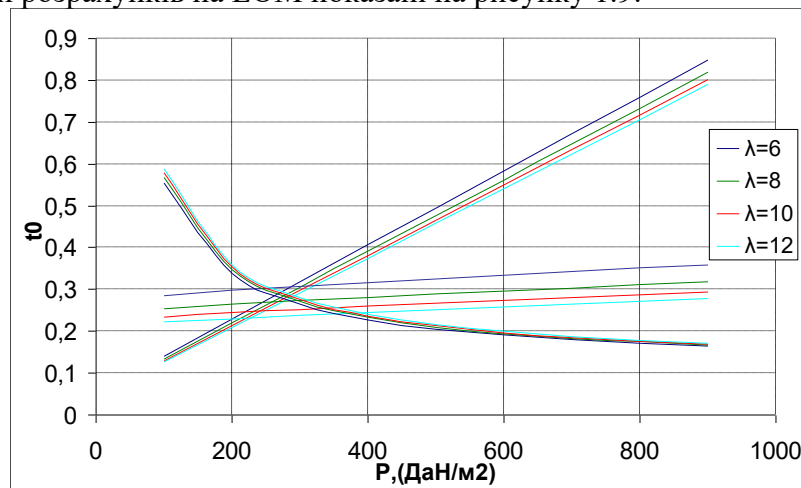


Рисунок 1.9. Вплив питомого навантаження та подовження крила на потрібну стартову тягоозброєність літака

1.5.2.3. Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу силової установки літака

Відносна маса СУ визначається за формулою [6]:

$$\bar{m}_{cy} = R \gamma_{\text{дв}} t_{0\text{max}},$$

де R - коефіцієнт, що враховує збільшення маси силової установки в порівнянні з масою двигунів:

$$R = \kappa_1 \left(1 + 0.1 \frac{n_{\text{дв.рев}}}{n_{\text{дв.}}}\right) \left[1 + \frac{0.0236}{\gamma_{\text{дв}}} (1.5 + 0.275 y^{0.75})^2\right].$$

За результатами розрахунку будемо залежності відносної маси СУ від питомого навантаження на крило і подовження крила (рис.1.10).

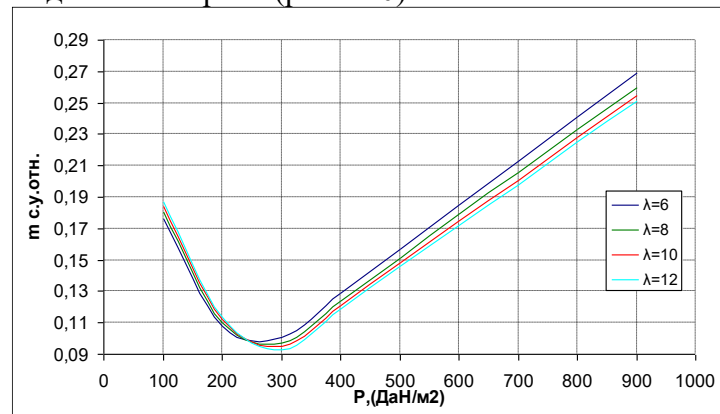


Рисунок 1.10. Вплив питомого навантаження та подовження крила на відносну масу силової установки літака

1.5.2.4. Дослідження впливу параметрів літака на величину відносної маси палива літака

Відносна маса палива являє собою суму [6]:

$$\bar{m}_m = \bar{m}_{m.\text{сн.л.}} + \bar{m}_{m.\text{нв}} + \bar{m}_{m.\text{крейс}} + \bar{m}_{m.\text{нз}} + \bar{m}_{m.\text{пр}},$$

де $\bar{m}_{m.\text{нв}}$ - відносна маса палива, що витрачається на набір висоти;

$\bar{m}_{m.\text{сн.л.}}$ - відносна маса палива, що витрачається на зниження і посадку;

$\bar{m}_{m.\text{крейс}}$ - відносна маса палива, що витрачається в крейсерському польоті;

$\bar{m}_{m.\text{нз}}$ - відносна маса навігаційного запасу палива;

$\bar{m}_{m.\text{пр}} = 0.006$ - відносна маса неврахованих витрат палива.

Далі розрахунки виконані на ЕОМ і побудовані, відповідні їм графіки:

За результатами розрахунку будемо залежність впливу подовження крила і питомої витрати палива на відносну масу палива літака (рис.1.11)

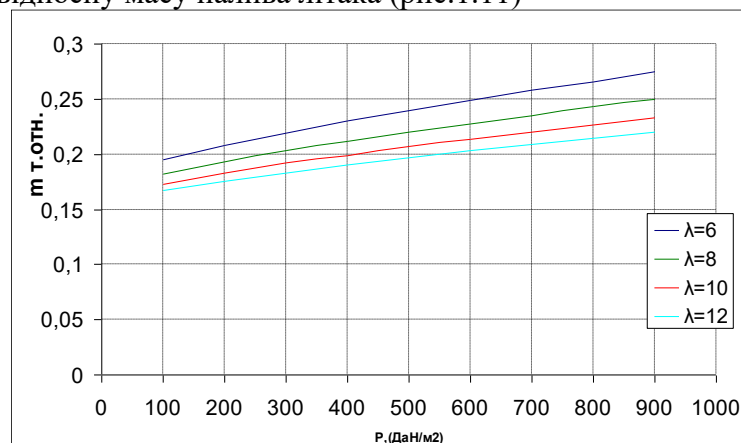


Рисунок 1.11. Вплив питомого навантаження та подовження крила на відносну масу палива літака

1.5.2.5. Дослідження впливу параметрів літака на величину відносної маси конструкції літака

Для визначення відносної маси конструкції літака розглядаємо її такою, що складається із відносної маси крила, фюзеляжу, оперення та шасі.

Для розрахунку відносної маси крила використовується формула [6]:

$$\bar{m}_{кр} = \frac{7.2 \kappa_1 n_A^p m_0^{0.5} \varphi \lambda}{10^4 p c_0^{-0.75} \cos^{1.5} \chi_{0.25}} \frac{\eta + 4}{\eta + 1} + \frac{4.5 \kappa_1 \kappa_3}{p} + 0.015.$$

Розрахунку відносної маси фюзеляжу виконуємо за формулою

$$\bar{m}_\phi = \kappa_1 \lambda_\phi d_{кр}^2 \left(\frac{m_{ком}}{K_{от\theta}} \right)^i + \kappa_2 + \kappa_3 + \kappa_4.$$

Відносні маси оперення та шасі розраховуємо відповідно за формулами

$$\bar{m}_{оп} = 0.85 \kappa_n \kappa_{оп}^{cx} p^{-0.56} \bar{S}_{оп}^{1.16} \left(\frac{m_{ком}}{K_{от\theta}} \right)^{0.16}$$

$$\bar{m}_{ш} = \kappa_{ш} \kappa_{\phi\theta} \frac{m_{ком} / K_{от\theta} + 204000}{m_{ком} / K_{от\theta} + 79000}$$

Результати розрахунків показано на рисунках 1.12 – 1.14.

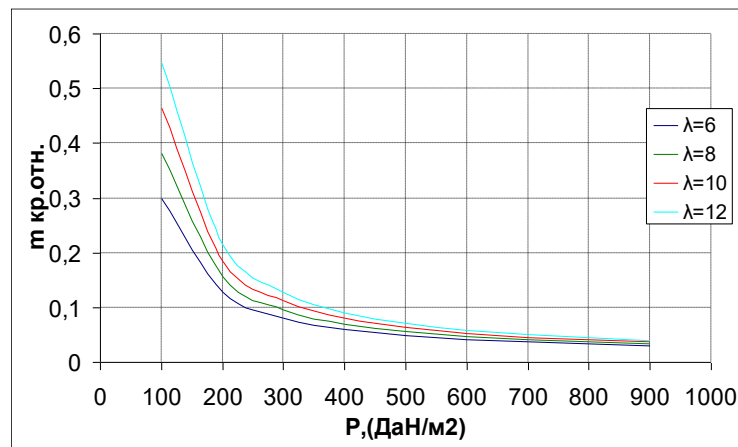


Рисунок 1.12. Вплив питомого навантаження та подовження крила на відносну масу крила літака

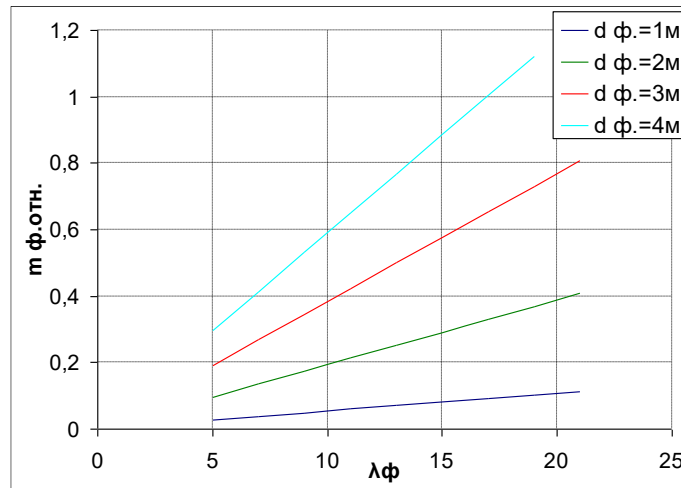


Рисунок 1.13. Вплив параметрів на відносну масу фюзеляжу літака

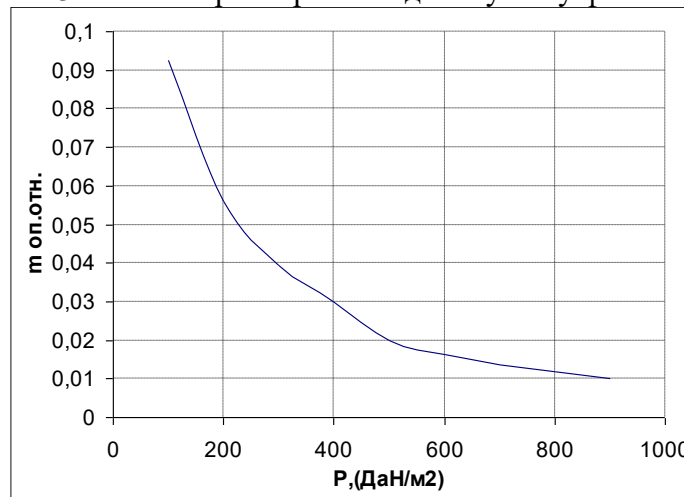


Рисунок 1.14. Вплив питомого навантаження на відносну масу оперення літака

1.5.2.6. Визначення маси екіпажу, обладнання та комерційної навантаження літака

Маса екіпажу визначається його чисельністю, яка залежить від типу літака і визначається формулою $m_{\text{ек}} = 80 n_{\text{ек}}$,

де $n_{\text{ек}}$ - число членів екіпажу, включаючи бортпроводників.

Маса обладнання, яка вимірюється в кг

$$m_{\text{об}} = 95 n_{\text{нас}} (5 \cdot 10^{-5} L_{\text{тех}} + 0,66).$$

Технічна дальність, яка визначається в км.

$$L_{\text{тех}} = (L + 700).$$

Маса комерційного навантаження, що обчислюється в кг

$$m_{\text{ком}} = 120 n_{\text{нас}},$$

де $n_{\text{нас}}$ - число пасажирів, дане в завданні,

L - дальність польоту літака з зазначеним числом пасажирів, км.

Розрахунок суми мас екіпажу, комерційного навантаження і обладнання літака виконано на ЕОМ.

Результати розрахунку:

Маса екіпажу + маса ком. навантаження + маса обладнання $M_{\text{ек0}} = 2242,75$ кг;

1.5.7. Дослідження впливу параметрів на злітну масу літака

Злітна маса літака в першому наближенні визначається за формулою, отриманої з рівняння балансу мас [6]:

$$m_0 = \frac{m_{\text{эк}} + m_{\text{об}} + m_{\text{ком}}}{1 - (m_k + m_{cy} + m_m)}.$$

Всі складові цієї формули були отримані при виконанні попередніх пунктів.

За результатами розрахунку будемо залежність впливу подовження крила і питомого навантаження на крило на злітну масу літака в координатах $m_0 = f(p)$ і $m_0 = f(\lambda)$ (рис.1.15-1.16).

Визначимо обмеження питомого навантаження на крило по посадковій швидкості $p_{\text{перед}}^{V_{\text{пос}}}$ і по величині нормального перевантаження при польоті в турбулентній атмосфері $p_{\text{перед}}^{n_y}$. Обмеження по посадковій швидкості можна визначити за формулою

$$p_{\text{перед}}^{V_{\text{пос}}} = \frac{V_{\text{пос}}^2 C_{y_{\text{пос}}}}{180(1 - 0,8\bar{m}_T)}.$$

$$\text{Тоді маємо: } p_{\text{перед}}^{V_{\text{пос}}}(\lambda = 8) = \frac{220^2 \cdot 1.62}{180(1 - 0.8 \cdot 0.21)} = 523.56 \text{ (даН / м2);}$$

$$p_{\text{перед}}^{V_{\text{пос}}}(\lambda = 6) = \frac{220^2 \cdot 1.6}{180(1 - 0.8 \cdot 0.225)} = 524.66 \text{ (даН / м2);}$$

Обмеження за величиною нормального перевантаження можна визначити за формулою (даН/м2)

$$p_{\text{перед}}^{n_y}(\lambda = 6) = \frac{220^2 \cdot 1.6}{180(1 - 0.8 \cdot 0.225)} = 524.66,$$

$$\text{де } C_y^\alpha = \frac{C_{y_{\text{отр}}}}{\alpha_{\text{отр}}}.$$

$$\text{Тоді маємо: } p_{\text{перед}}^{n_y}(\lambda = 8) = 3.6 \cdot C_y^\alpha \cdot V \cdot W = 0.325 \cdot 300 \cdot 10 = 975 \text{ (даН / м2);}$$

$$p_{\text{перед}}^{n_y}(\lambda = 6) = 3.6 \cdot C_y^\alpha \cdot V \cdot W = 0.31 \cdot 300 \cdot 10 = 923 \text{ (даН / м2);}$$

Наносимо дані обмеження на залежність впливу подовження крила і питомого навантаження на крило на злітну масу літака в координатах $m_0 = f(p)$

Далі розрахунки виконані на ЕОМ і побудовані, відповідні їм графіки:

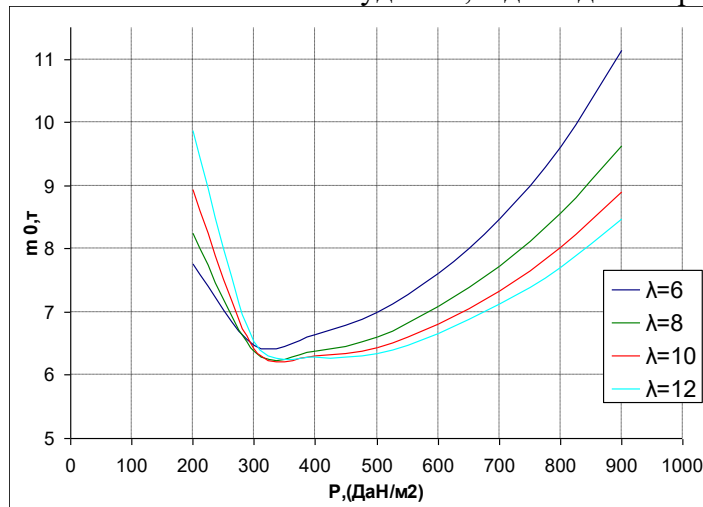


Рис.1.15. Впливу питомого навантаження та подовження крила на злітну масу літака

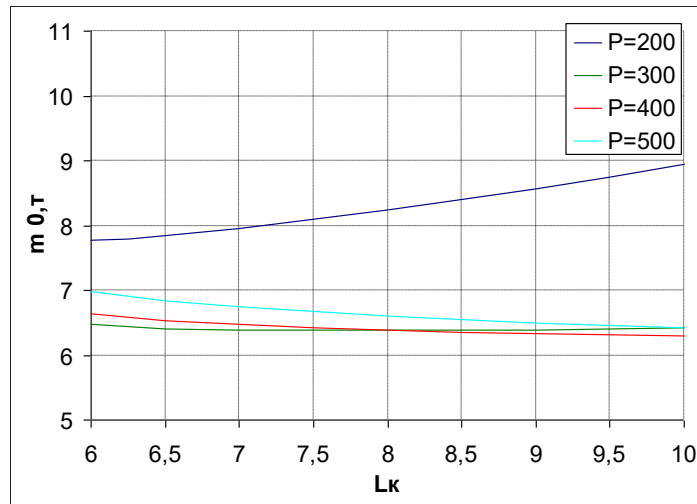


Рис.1.16. Впливу питомого навантаження та повздовжня крила на злітну масу літака

Таким чином з графіків (рис.1.15-1.16) отримуємо, $m_{0 \min} = 6.2$ (т), $p_{opt} = 340$ (даН / м2), $\lambda_{opt} = 8$.

Таким чином, проведено розрахунок злітної маси літака у першому наближенні. Базуючись на цих результатах потрібно підібрати двигуни літака та виконати наступні наближення по розрахунку маси.

1.5.8. Підбір двигунів і перевірка довжини розбігу

Визначимо за графіком (рис.1.9) значення оптимальної тягоозброєності літака, що відповідає мінімальній злітній масі літака і оптимальному питомому навантаженню на крило.

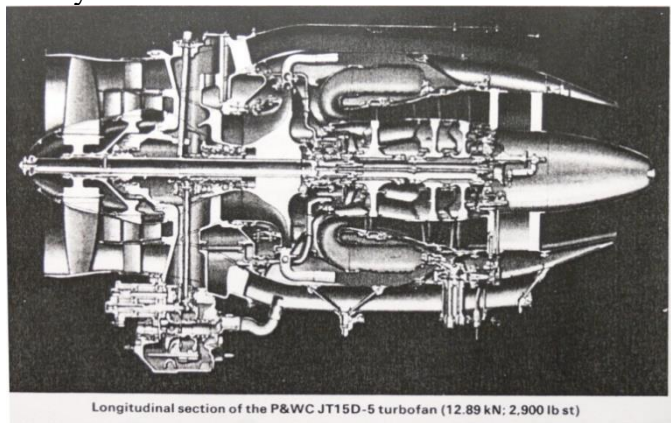
Оптимальна стартова тягоозброєність літака $t_{0opt} = 0.33$.

Потрібну тягу одного двигуна визначимо за формулою

$$P_{0i\delta\delta} = \frac{g \cdot m_0 \cdot t_{0opt}}{10 \cdot n_{aa}} = \frac{9.8 \cdot 12000 \cdot 0.33}{10 \cdot 2} = 1157.4 \text{ даН.}$$

За певної потрібної тязи по каталогу авіаційних двигунів підбираємо двигун: Williams and Williams Rolls (USA) «JT15D-5» [11], який має такі характеристики:

1. Максимальний діаметр-686 мм.
2. Довжина -1600 мм.
3. Стартова тяга-12.89 кН.
4. Маса двигуна-288 кг.
5. Ступінь двоконтурності $y = 3.3$.



Longitudinal section of the P&WC JT15D-5 turbofan (12.89 kN; 2.900 lb st)

Рис 1.17 Двигун JT15D-5

Перевіримо виконання вимоги по довжині розбігу по формулі

$$L_{разб} = \frac{0.832 P_{opt}}{C_{y_{omp}} \left[\xi_{взл} \frac{\sum P_{0_{расн}}}{G'_{0min}} - \frac{1}{3} \left(\frac{1}{\kappa_{omp}} + 2f \right) \right]},$$

$$L_{разб} = \frac{0.832 \cdot 340}{1.62 \left[0.912 \cdot 0.33 - \frac{1}{3} \left(\frac{1}{12.3} + 2 \cdot 0.02 \right) \right]} = 647.6 \text{ (М)}.$$

Так як виповнилося вимога, то на цьому підбір і перевірка двигуна завершується.

1.5.9. Визначення злітної маси в третьому наближенні

Розрахунок злітної маси у третьому наближенні припускає уточнення маси обладнання за рахунок більш точного її розрахунку та складання переліку обладнання. Уточнення маси силової установки та палива виконується за рахунок використання габаритних, масових характеристик та характеристик витрат палива для двигуна, який підібрано.

1.5.9.1. Визначення маси обладнання

Маса обладнання визначається за формулою Бадягіна [10]:

$$m_{об.сн} = k_c k_{об}^{cx} [500 + 0.12 m_0^{II} + 0.04 m_0^{II} \sqrt{\frac{n_{пас} + n_{ек}}{100}} - 0.0011 (m_0^{II})^{1.333}],$$

Де $m_{об.сн}$ - маса обладнання та спорядження, кг .;

$k_c = 1 - 0.015 \Delta t$ коефіцієнт вагової досконалості обладнання, в тому числі і по масі; $k_c = 0.67$;

Δt - розглянутий період перспективи;

$k_{об}^{cx} = 1.04$ - для літаків з двигунами на кормовій частині фюзеляжу;

m_0^{II} - злітна маса літака в першому наближенні; $m_0^{II} = 6200$ кг;

$n_{пас}$ - число пасажирів = 8 чол .; $n_{ек}$ - число членів екіпажу = 3.

$$m_{об.сн} = 0.67 \cdot 1.04 [500 + 0.12 \cdot 6200 + 0.04 \cdot 6200 \sqrt{\frac{12}{100}} - 0.0011 (6200)^{1.333}] \approx 840 \text{ кг}.$$

З навчального посібника [8] підбираємо обладнання, що підходить для даного типу літака. Загальна сума вибраного обладнання не повинна перевищувати 840 кг. Номенклатура обладнання представлена в табл. 1.4.

Таблиця 1.6

| | Найменування | Маса, кг | Зона установки |
|----|---|----------|--|
| 1 | Автопілот "Кремій" | 80 | Поблизу ЦТ літака |
| 2 | Курсова система КС-6 | 42 | У кабіні пілота |
| 3 | Гірополукомпас ГПК-52АП | 9 | У робочого міста штурмана (другого пілота) |
| 4 | Система повітряних сигналів СВС-1-72 | 10.5 | У кабіні пілота |
| 5 | Малогабаритна Гіровертикаль МГВ-1С | 5,6 | У кабіні пілота |
| 6 | Система директивного управління "Борт-14" | 35 | У кабіні пілота |
| 7 | Бортова навігаційно-посадкова апаратура «Курс-МП-2» | 62.8 | У кабіні пілота |
| 8 | Система ближньої навігації | 78,6 | У кабіні пілота |
| 9 | Метеонавігаційних локатор "Гроза" | 34 | Поблизу ЦТ літака |
| 10 | Зв'язкова КВ радіостанція | 19 | У кабіні пілота |
| 11 | Датчик курсових кутів ДКУ | 10 | На верхній частині фюзеляжу |

| | | | |
|-------------------------|--|-------|--|
| 12 | Датчик кутів атаки | 1.05 | На лівому боту фюзеляжу |
| 13 | Показчик числа МС-1 | 0.7 | На приладовій дошці |
| 14 | Циліндр управління задніми ступками переднього стояка шасі | 52 | Близько передньої стояка шасі |
| 15 | Сигналізатор тиску МСТ-100 | 5.4 | Поблизу ЦТ літака |
| 16 | Насосна станція НС-45 | 78 | В кінцевій частині фюзеляжу поблизу двигунів |
| 17 | Панель бортового живлення основний гідросистеми | 23 | В кінцевій частині фюзеляжу поблизу двигунів |
| 18 | Гідроаккумулятор основної системи | 29 | В кінцевій частині фюзеляжу |
| 19 | Радіостанція телекомунікації "Мікрон" | 35.5 | У кабіні пілота |
| 20 | Радіоприймальні пристрої | 48 | У кабіні пілота |
| 21 | Гіроскопічний агрегат Г-2м | 3.5 | У будь-якому місці |
| 22 | Генератори постійного струму ГСР-18000М | 41.5 | На двигуні |
| 23 | Генератори однофазного змінного струму СГО-30 | 39.8 | На двигуні |
| 24 | Стартер генератор постійного току СТГ-18ГМ | 44 | На двигуні |
| 25 | Акумуляторна батарея 12-САМ-55 | 58 | В фюзеляжі |
| 26 | Перетворювачі ПО-4500 | 49 | Поблизу центру мас |
| Продовження таблиці 1.6 | | | |
| 27 | Електромеханізм МПЗ-9А | 43.5 | Поблизу центру мас |
| 28 | Гіроскопічний індукційний компас ГНК-1 | 11.13 | На приладовій дошці |
| 29 | Висотомір ВД-20 | 0.8 | На приладовій дошці |
| 30 | Плановий індикатор навігаційної обстановки (ПІНО) | 46 | В центральній частині приладової дошки |

1.5.9.2. Визначення маси силової установки

Для визначення маси силової установки у третьому наближенні використовуємо методику, посилання на яку зроблено у підрозділу (1.5.2.3). У розрахунках використані вже обчислені параметри літака та габаритні і масові характеристики для двигуна, який підібрано.

Результати розрахунків наступні:

$$R = 1 \left(1 + 0.1 \frac{2}{2} \right) \cdot \left[1 + \frac{0.0236}{1.91} \cdot (1.2 + 0.275 \cdot 3.3^{0.75})^2 \right] = 1.148;$$

$$m_{c,y} = 1.148 \cdot 288 \cdot 2 = 661.25 \text{ кг.}$$

1.5.9.3. Визначення маси палива

Відносна маса палива у третьому наближенні визначається аналогічно першому наближенню (див. 1.5.2.4) та відрізняється тим, що використано характеристики витрат палива для двигуна, який підібрано.

Результати розрахунків наступні:

$$\bar{m}_T = 0.21. \text{ Звідси маса палива: } m_T = \bar{m}_T \cdot m_0^H = 0.21 \cdot 6200 = 1302 \text{ кг.}$$

1.5.4. Визначення злітної маси літака у третьому наближенні

З попередніх лабораторних робіт, беремо залишилися маси агрегатів і визначаємо масу літака в третьому наближенні [6]:

$$m_0^{III} = m_{кр}^{II} + m_{ф}^{II} + m_{он}^{II} + m_{ш}^{II} + m_{эк} + m_{об}^{III} + m_{cy}^{III} + m_T^{III} + m_{ком}$$

де - $m_{кр}^{II} + m_{ф}^{II} + m_{он}^{II} + m_{ш}^{II} = m_{к}^{II} = 2591.6 \text{ кг}$ маса конструкції; кг,

$m_{эк} = 240 \text{ кг}$, $m_0^{III} = 7156.7 \text{ кг}$, кг, кг.

$$m_0^{III} = 7156.7 \text{ кг} \approx 7160 \text{ кг.}$$

1.7. Визначення основних параметрів літака

Розрахунок геометричних параметрів літака виконуємо за результатами по визначенню маси у трьох наближеннях та отриманих оптимальних параметрах.

1.7.1. Параметри крила

Площу крила визначаємо зі співвідношення: $S = \frac{m_0 \cdot g}{10 \cdot p_0}$,

попередньо визначено питоме навантаження на крило при зльоті $p_0 = 340 \text{ даН/м}^2$ та мінімальна злітна маса $m_0 = 7600 \text{ кг}$.

Тоді: $S = 22,35 \text{ м}^2$.

Розмах крила обчислюємо для оптимального значення повздовження крила $\lambda = 8$.

$$l = \sqrt{\lambda \cdot S} = 13,37 \text{ м.}$$

Кореневу b_0 і кінцеву b_k хорди визначаємо виходячи з значень: $S = 22,35 \text{ м}^2$, $\eta = 3.4$, $l = 13,37 \text{ м}$:

$$b_0 = \frac{S}{l} \cdot \frac{2 \cdot \eta}{\eta + 1} = 2,58 \text{ м};$$

$b_k = b_0 / \eta = 0,76 \text{ м}$.

Середню аеродинамічну хорду крила ($S_{сax}$) обчислюємо за формулою:

$$b_{сax} = \frac{2}{3} \cdot b_0 \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta(\eta + 1)} = 1,83 \text{ м};$$

координати $S_{сax}$ за розмахом крила визначаємо співвідношенням:

$$Z_A = \frac{l}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} = 2,228 \text{ м};$$

координати носка $S_{сax}$ по осі OX :

$$X_A = \frac{l}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} \cdot \text{tg } \chi_i = 1,11 \text{ м,}$$

де χ - кут стрелоподібності по передній крайці крила.

1.7.2. Параметри горизонтального оперення

Площа горизонтального оперення (ГО):

$$S_{zo} = \bar{S}_{ГО} S = 0,24 \cdot 22,35 = 8,96 \text{ м}^2.$$

Розмах ГО:

$$l_{zo} = \sqrt{\lambda_{zo} \cdot S_{zo}} = 6,59 \text{ м.}$$

Коренева і кінцева хорди:

$$b_{0_{z.o}} = \frac{S_{z.o}}{l_{z.o}} \cdot \frac{2 \cdot \eta_{z.o}}{\eta_{z.o} + 1} = 1,88 \text{ м}; b_{K_{z.o}} = b_{0_{z.o}} / \eta = 0,84 \text{ м}.$$

Середня аеродинамічна хорда:

$$b_{A_{z.o}} = \frac{2}{3} \cdot b_0 \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta(\eta + 1)} = 1,42 \text{ м};$$

Координати САХ за розмахом горизонтального оперення визначаємо співвідношенням:

$$Z_{A_{г.о}} = \frac{l}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} = 1,43 \text{ м};$$

координати носка САХ по осі ОХ:

$$X_{A_{г.о}} = Z_{A_{г.о}} \cdot \text{tg} \chi_{нк} = 0,8 \text{ м},$$

де $\chi_{нк}$ - кут стрілоподібності по передній крайки.

1.7.3. Параметри вертикального оперення

Площа вертикального оперення (ВО):

$$S_{B.o} = \bar{S}_{B.o} S = 0,672 \cdot 37,33 = 0,25 \cdot 22,35 = 5,58 \text{ м}^2.$$

Довжина ВО:

$$l_{B.o} = \sqrt{\lambda_{B.o} \cdot S_{B.o}} = 2,58 \text{ м}.$$

Коренева і кінцева хорди:

$$b_{0_{B.o}} = \frac{S_{B.o}}{l_{B.o}} \cdot \frac{2 \cdot \eta_{B.o}}{\eta_{B.o} + 1} = 2,9 \text{ м}; b_{K_{B.o}} = b_{0_{B.o}} / \eta = 1,42 \text{ м}.$$

Середня аеродинамічна хорда:

$$b_{A_{B.o}} = \frac{2}{3} \cdot b_0 \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta(\eta + 1)} = 2,24 \text{ м};$$

координати САХ за розмахом вертикального оперення визначаємо співвідношенням:

$$Z_{A_{B.o}} = \frac{l}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} = 1,14 \text{ м};$$

координати носка САХ по осі ОХ:

$$X_{A_{B.o}} = Z_{A_{B.o}} \cdot \text{tg} \chi_{нк} = 0,83 \text{ м},$$

де $\chi_{нк}$ - кут стрілоподібності по передній.

1.7.4. Параметри фюзеляжу

Визначаємо розміри фюзеляжу:

$$l_{\phi} = \lambda_{\phi} \cdot D_{\phi} = 8,47 \cdot 2,35 = 19,90 \text{ м};$$

$$l_{н.ч.} = \lambda_{н.ч.} \cdot D_{\phi} = 1,7 \cdot 2,05 = 3,49 \text{ м};$$

$$l_{хв.ч.} = \lambda_{хв.ч.} \cdot D_{\phi} = 3 \cdot 2,05 = 6,15 \text{ м}.$$

1.7.5. Основні параметри шасі

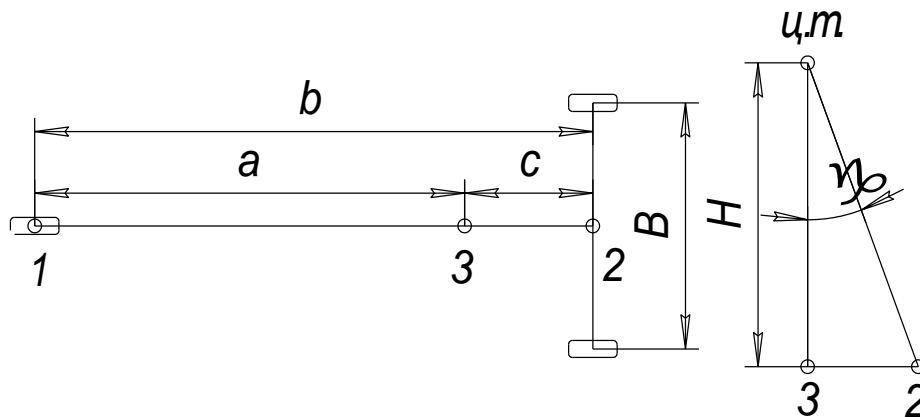


Рисунок.1.18. Схема триопорного шасі.

Визначимо параметри шасі. Для триопорного шасі це (див. рисунок 1.18.):

- база шасі b ;
- колія шасі B ;
- винос головних коліс c ;
- винос переднього колеса a ;
- висота шасі h ;
- висота центру мас літака H .

Похідними від цих параметрів будуть:

- кут винос коліс головних опор γ ;
- кут перекидання φ .

Кут торкання хвостовій п'ятої φ повинен забезпечувати використання задніх посадочних кутів. З огляду на цю вимогу, приймаємо кут перекидання $\varphi = 16^\circ$.

Кут винесення головних коліс, повинен забезпечувати не перевалювання літака на хвіст при посадці. Згідно [3], умовою цього є перевищення кутом γ на $1...2^\circ$ кута перекидання. Отже, приймаю $\gamma = 17^\circ$

База шасі повинна забезпечувати хороші експлуатаційні якості літака при маневруванні по аеродрому. Згідно зі статистикою [2], приймаємо

$$b = 0,35 L_{\phi} = 0,35 \cdot 19900 = 6965 \text{ мм.}$$

Згідно зі статистикою [3], величина виносу знаходиться в наступних межах:

$$e = (0,12...0,06) \cdot b. = 682 \text{ мм.}$$

Згідно [3] колія шасі знаходиться в межах

$$2 \cdot H \leq B < 15 \text{ м.}$$

Для забезпечення оптимальної маневреності літака при рулінні призначимо $B = 3,28 \text{ м}$

1.8. Розробка об'ємно-вагової, конструктивно-силової компоновки, центрування літака.

1.8.1. Вибір і обґрунтування конструктивно-силової схеми літака, а також його агрегатів.

1.8.1.1. Вибір конструктивно-силової схеми крила

Вибір конструктивно-силової схеми крила визначається:

- компонованням крила - наявністю в обшивці люків для обслуговування розташованих в крилі агрегатів обладнання, наявністю в крилі баків для палива;
- компонованням фюзеляжу - наявністю достатніх просторів для центральної частини крила в фюзеляжі;

- вимогою жорсткості.

Для цього крила с точки зору розрахунку на міцність доцільно прийняти дволонжеронну конструктивно-силову схему (рис.1.19.). При цьому передній лонжерон розташовано на 15 %, а задній на 65 % хорди.

У стрілоподібних крилах нервюри можуть бути розташовані:

- 1) паралельно осі симетрії літака або по потоку;
- 2) перпендикулярно до передньої крайки або до осі лонжерону.

Часто нервюри розташовують перпендикулярно до прямої, що з'єднує 0,25 хорд.

До недоліків розташування нервюр в першому випадку можна віднести те що, нервюри в стрілоподібних крилах мають більшу довжину, ніж у другому випадку, їх важко виготовити (малка має змінне значення).

До недоліків розташування нервюр в другому випадку можна віднести гіршу аеродинамічну поверхню, ніж в першому випадку.

Як схеми розташування нервюр в ОЧК приймаємо схему розташування нервюр перпендикулярно осі заднього лонжерону.

Відстань між нервюрами вибирають в залежності від товщини обшивки і розмірів перетину стрингера. Дуже мала відстань не вигідно через великої кількості заклепок, що призводить до погіршення поверхні крила, до ускладнення виробництва крил і збільшення маси панелей.

У крилах зі стрингерним набором відстань між нервюрами вибирають в залежності від потужності стрингерного набору і обшивки від 200 до 350.

Відстань між нервюрами в ОЧК приймаємо рівним 300мм.

Відстань між стрінгерами в лонжеронних крилах – від 150 до 300 мм.

Відстань між стрінгерами в центроплане приймаємо рівними 200мм.

1.8.1.2. Вибір конструктивно-силової схеми фюзеляжу

Сучасні літаки в переважній більшості мають фюзеляж напів монококової схеми, що складається з обшивки, стрингерів і шпангоутів. Можуть застосовуватися також фюзеляжі лонжеронної і монококової схем.

Відстань між шпангоутами залежить від товщини обшивки фюзеляжу, компонування і маси. Для даного літака відстань між шпангоутами доцільно взяти в межах від 400 до 600 мм.

Відстань між шпангоутами приймаємо 500мм в носовій частині фюзеляжу, 500 мм в середній частині, 445 мм в області приєднання центроплана, 500 мм в області приєднання гондол двигунів і 500 мм в хвостовій частині фюзеляжу.

Відстань між стрінгерами в фюзеляжі вибирають з тих міркувань, щоб якомога повніше використовувати ефект підкріплення обшивки, тобто від 100 до 300 мм.

Відстань між стрінгерами в фюзеляжі приймаємо 160 мм (рис.1.20.)

При проектуванні фюзеляжу необхідно враховувати наступні вимоги та рекомендації:

- зосереджені сили, прикладені до елементів каркаса, необхідно якомога більш плавно розподіляти по обшивці фюзеляжу;

- великі зосереджені сили (від двигунів, оперення, крила, шасі) необхідно передавати на ті елементи каркасу, які розташовані паралельно силі. Сили уздовж фюзеляжу повинні передаватися на обшивку через стрингери і поздовжні балки (бімси), а сили, що діють поперек фюзеляжу, - через посилені шпангоути;

- зосереджені сили, спрямовані під гострим кутом до осі фюзеляжу, слід передавати на обшивку через стрингери і шпангоути;

- при конструюванні герметичних відсіків фюзеляжу необхідно доцільно призначити кордон зони герметизації (з урахуванням вирізів під шасі, крило і т.п.); слід уникати застосування плоских поверхонь для сприйняття надлишкового внутрішнього тиску. Поперечні перерізи відсіків, що герметизовано, повинні, як правило, мати форму кола.

1.8.1.3. Вибір конструктивно - силової схеми оперення

Силові елементи горизонтального і вертикального оперень повинні бути пов'язані один з одним і силовими елементами фюзеляжу.

Розташування ТРД в хвостовій частині фюзеляжу висуває вимоги щодо розміщення основних силових елементів фюзеляжу і оперення, пов'язане із забезпеченням безпеки польоту в разі руйнування турбін двигунів.

Кермові поверхні, як правило, виконуються за однолонжеронне схемою з нервюрами, розташованими перпендикулярно лонжерону, для підвищення жорсткості кермові поверхні часто заповнюють стільниковим або композитним наповнювачем.

При розташуванні ГО на ВО горизонтальне оперення рекомендується встановлювати таким чином, щоб лінія максимальних товщин його профілів була зрушена назад щодо лінії максимальних товщин вертикального оперення на величину $(0.1 \div 0.5) b_{св}$ з метою зменшення аеродинамічного опору оперення.

При виборі положення лонжеронів кіля з розташованим на ньому горизонтальним оперенням доводиться шукати оптимальну відстань між лонжеронами кіля, при якому маса конструкції виходить найменшою. Цього можна досягти застосувавши дволонжеронну схему ВО, що істотно збільшує жорсткість оперення, знижуючи тим самим ймовірність виникнення флаттера оперення (рис.1.22.)

Профіль ГО вибираємо назад симетричним для створення підйомної сили вгору за рахунок різниці тиску.

Профіль ВО вибираємо симетричним для зменшення лобового опору.

Відстань між стрінгерами в ГО вибирають з тих міркувань, щоб якомога повніше використовувати ефект підкріплення обшивки, тим самим забезпечити максимальну жорсткість при мінімальній масі конструкції відстань приймають $100 \div 200$ мм.

Відстань між стрінгерами в ГО приймаємо 165 мм

Відстань між стрінгерами в ВО вибирають з тих міркувань що і в ГО.

Відстань між стрінгерами в ВО приймаємо 202 мм

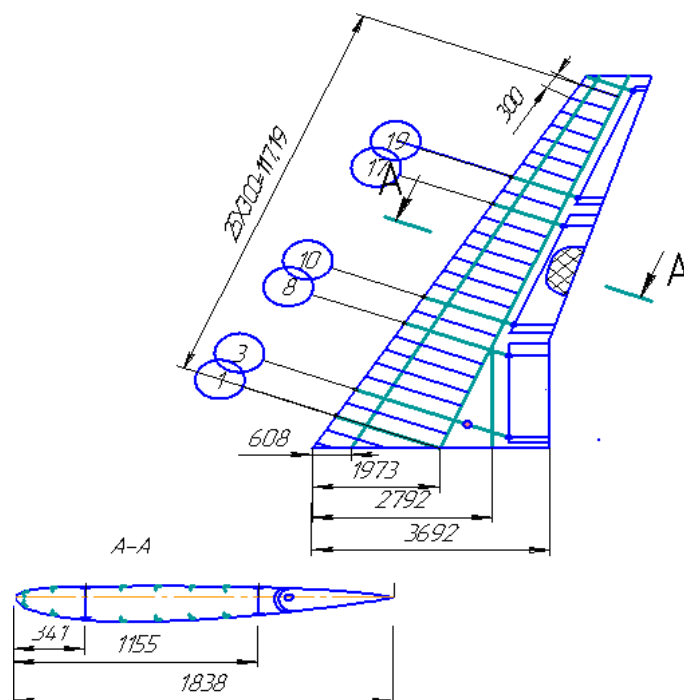


Рис.1.19. Конструктивно-силова схема крила.

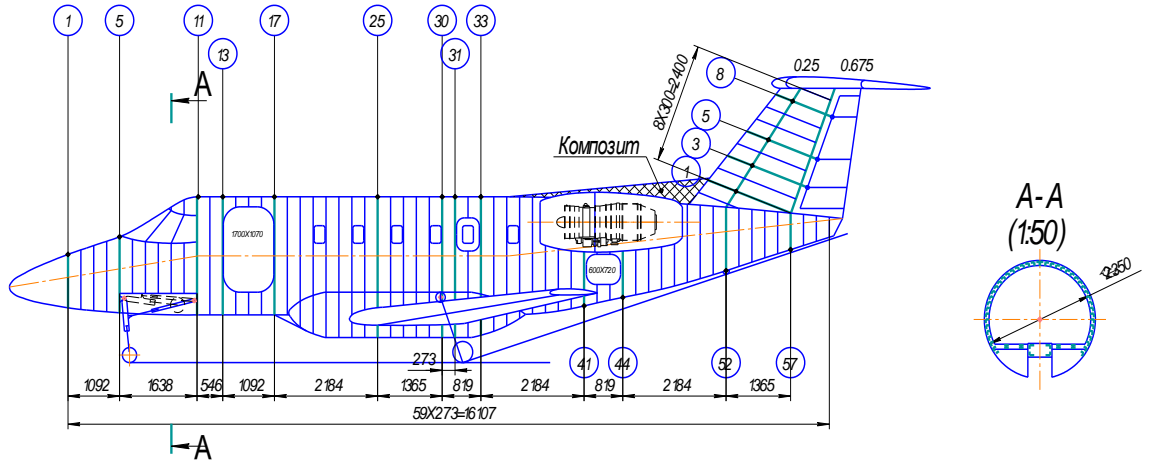


Рис.1.20. Конструктивно-силова схема фюзеляжу.

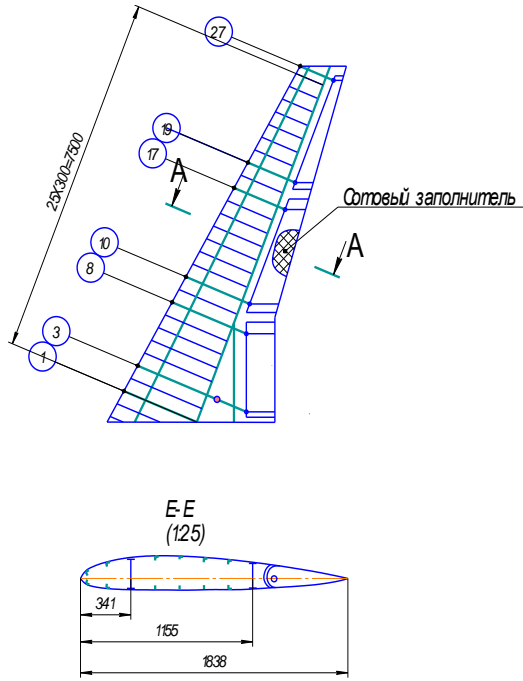


Рис.1.21. Конструктивно-силова схема горизонтального оперения.

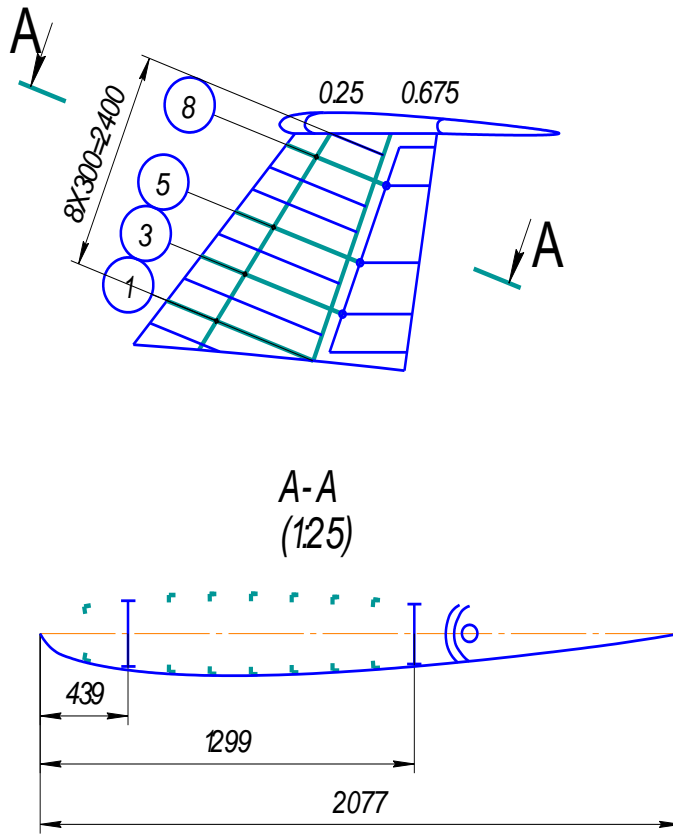


Рис.1.22. Конструктивно-силова схема вертикального оперення.

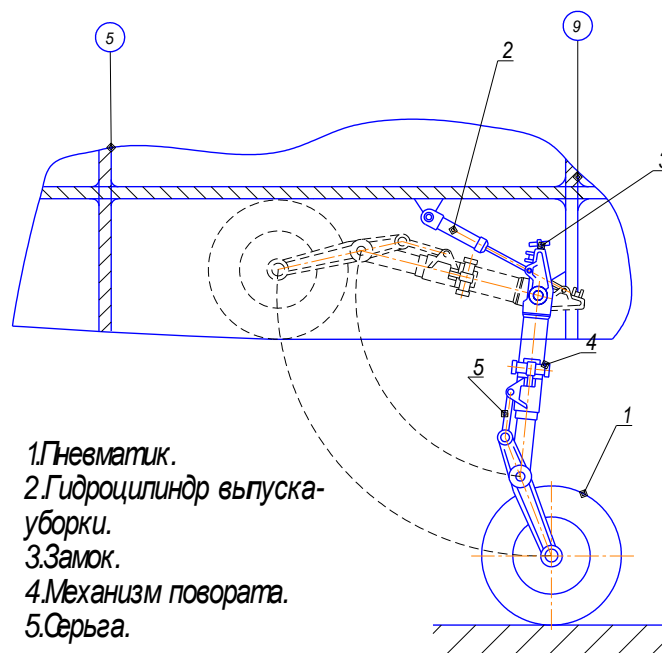


Рис.1.23. Конструктивно-силова схема носового стояка шасі.

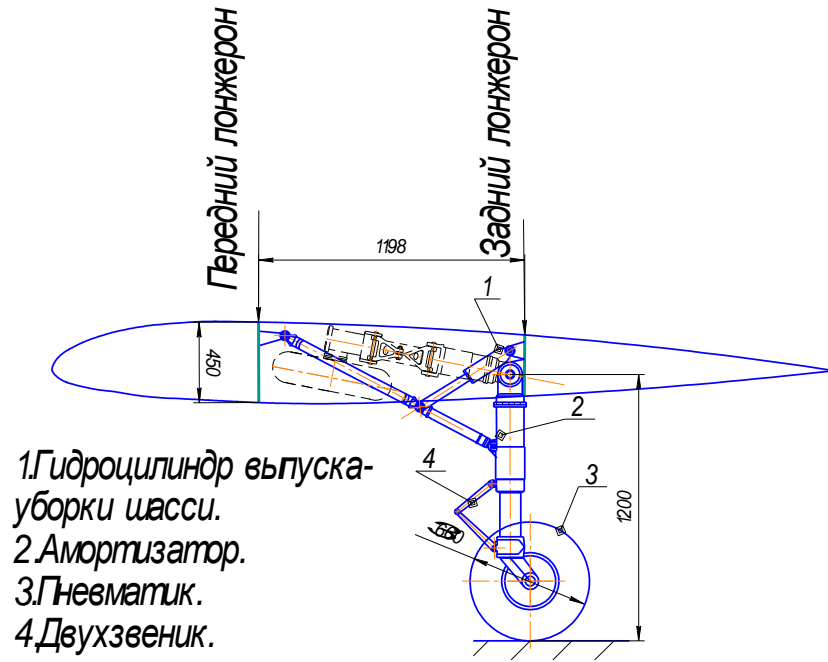


Рис.1.24. Конструктивно-силовая схема основного стояка шасси.

1.2. АНАЛІЗ ВПЛИВУ ЗМІН ПРОЕКТНИХ ПАРАМЕТРІВ АГРЕГАТУ ЛІТАКА ПРИ ЇХ ОПТИМІЗАЦІЇ НА АЕРОДИНАМІЧНІ І МАСОВІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛІТАКА

1.2.1. Визначення лобового опору проектованого літака

Лобовий опір літака виникає в результаті дії на кожен елемент обтічної поверхні дотичних і нормальних складових аеродинамічних сил. Перші визначають опір тертя, другі - опір тиску.

Складовими частинами лобового опору літака є:

- профільний опір, обумовлений зміною картини тиску, викликане в'язкістю повітря і опором тертя;
- хвильовий опір, обумовлений наявністю стрибків ущільнення на поверхні обтічного тіла і потоку, які також змінюють картину тиску;
- індуктивний опір, обумовлений наявністю підйомної сили і утворенням за тілом просторового вихрового плинину.

При дозвукових швидкостях польоту і малих кутах атаки для визначення лобового опору використовується теорія прикордонного шару, експериментальні дані та напівемпіричні залежності. Згідно з експериментальними даними, профільне опір інтерференції і опір від місцевих джерел практично не залежить від кута атаки.

Коефіцієнт лобового опору можна представити у вигляді:

$$C_{XA} = C_{X_0} + C_{X_i},$$

де C_{X_0} - коефіцієнт лобового опору при нульовій підйомній силі ($C_{y_a} = 0$);

C_{X_i} - коефіцієнт індуктивного опору.

Перше слагає у формулі визначають так:

$$C_{X_0} = C_{X_P} + C_{X_B} + \sum \Delta C_X,$$

де C_{X_P} , C_{X_B} - коефіцієнти профільного і хвильового опору;

ΔC_X - коефіцієнт опорів від різних місцевих джерел.

При дозвукових швидкостях польоту хвильовий опір відсутній хвильовий опір $C_{X_B} = 0$.

1.2.2. Розрахунок полярності і аеродинамічного якості під злітної і посадкової конфігураціях літака

Побудуємо графіки, $C_{y_a} = f(\alpha)$ $C_{x_0} = f(C_{x_0})$ з урахуванням впливу механізації крила на аеродинамічні характеристики ЛА без використання механізації, для зльоту та для посадки [21].

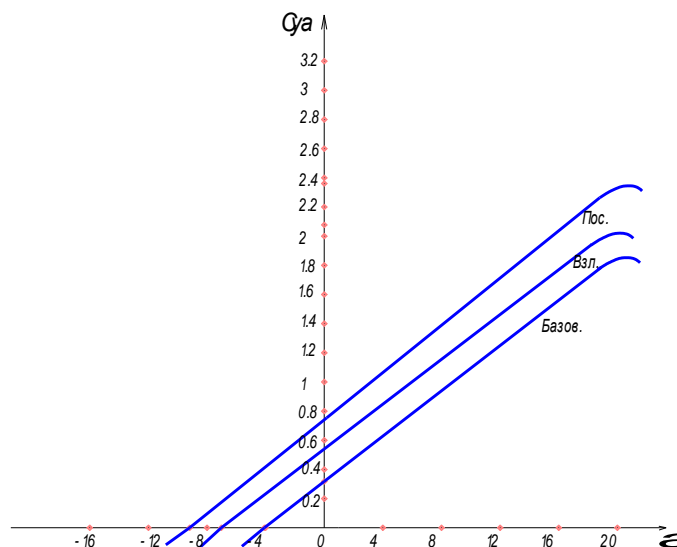
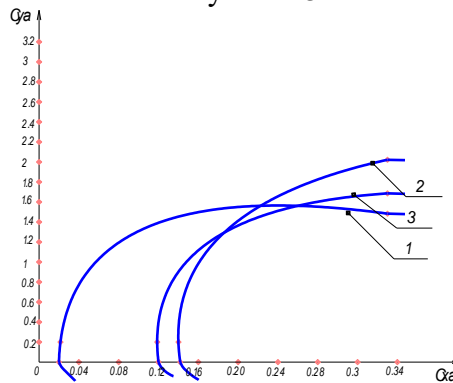


Рисунок 25



- 1. Базовая поляра;
- 2. Валетная поляра;
- 3. Посадочная поляра.

Рисунок 26 Поляра літака у режимі зльоту та посадки

$K = C_{ya} / C_{xa}$ - аеродинамічна якість ЛА.

Для побудови поляри на крейсерському режимі літака задамося кількома значеннями чисел M для висоти $H = 11$ км і знайдемо значення C_{ya} для кожної прийнятої швидкості.

$$C_{ya} = \frac{mg}{qS},$$

де $q = \frac{\rho_H \cdot V_i^2}{2}$ - динамічний напір.

Для кожного розрахованого значення C_{yag} визначимо C_{xa} :

$$C_{xa} = C_{x_0} + A \cdot C_{ya}^2.$$

Результати розрахунків зведено у таблицю 1.7 та показано на рисунку 1.27.

Таблиця 1.7

| | | | | | |
|------------|--------|--------|--------|--------|-------|
| M | 0,2 | 0,3 | 0,4 | 0,6 | 0,8 |
| C_{yag} | 1,1945 | 0,53 | 0,298 | 0,132 | 0,074 |
| C_{xa} : | 0,1037 | 0,0421 | 0,0314 | 0,0286 | |

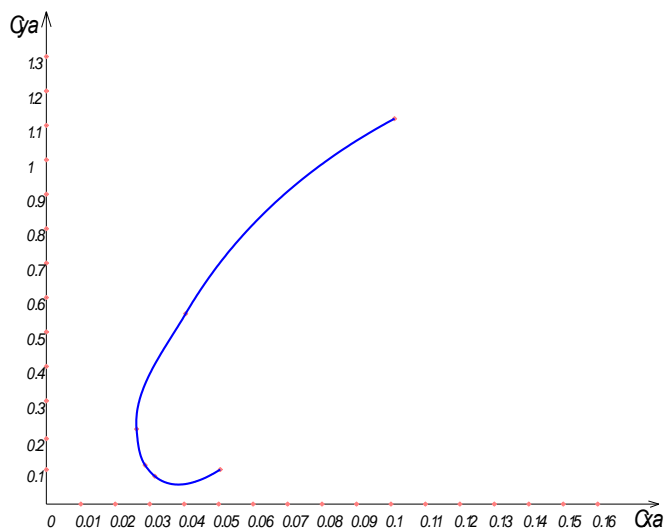


Рисунок 27. Поляра літака у крейсерському режимі

1.3. ІНТЕГРОВАНЕ ПРОЕКТУВАННЯ ТА КОМП'ЮТЕРНЕ МОДЕЛЮВАННЯ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ КЕРМОМ ВИСОТИ ЛІТАКА

При дослідженні стійкості і керованості літака, для вирішення рівняння його руху навколо центру мас і аналізу умов балансування в опорному русі, необхідно визначити величину моментів, що діють на літак в польоті.

Результуючий момент складається з аеродинамічного і моменту тяги.

В пов'язаних осях координат момент може бути представлений у вигляді складових: моменту крену - щодо поздовжньої осі літака OX , нишпоріння - щодо нормальної осі OY і тангажу - щодо поперечної осі OZ органів і важелів (педалей) управління.

Позитивні напрямки моментів, і показані на рисунку 1,28.

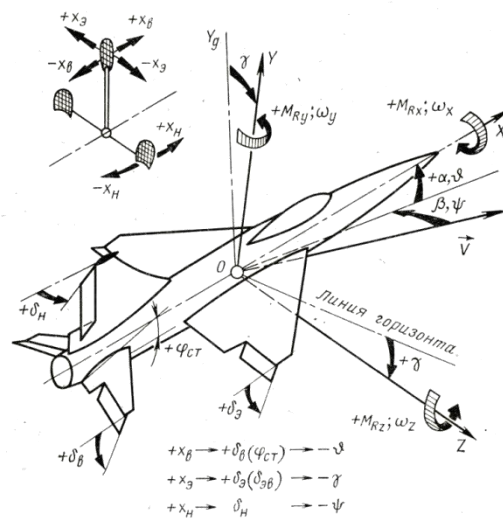


Рис.1.28. Моменти, що діють на літак в польоті, відхилення керуючих органів і важелів (педалей) управління.

Аеродинамічні моменти тангажу, ристання і крену складним чином залежать від аеродинамічної схеми і геометричних параметрів літака, його конфігурації, режиму польоту (швидкості, висоти і числа M), кутів атаки і ковзання, кутових швидкостей крену нишпоріння і тангажу і інших, а також от відхилення керуючих органів: керма висоти або керованого стабілізатора, керма напрямку, елеронів або елевонів. Позитивні напрямки відхилень аеродинамічних органів управління показані на рисунку 4.1.

1.3.1. Вибір і обґрунтування схеми, і кінематичний розрахунок системи управління кермом висоти літака

При проектуванні системи управління кермом висоти (КВ) в даному випадку використовуємо напіваавтоматичну систему управління. Система такого виду полегшить пілотові керування літаком і підвищить якість управління. Такі системи включає: штурвальну колонку, відхиленням якої пілот вводить в систему управління сигнали і здійснює дозування; орган управління (КВ), відхилення котрих відповідно до керуючого сигналу (відхилення штурвальної колонки) створює необхідні для зміни траєкторії польоту сили і моменти; проводку управління, що сполучає штурвал з органами управління.

Штурвальна колонка, показана на рис. 1.28 служить для управління кермом висоти (КВ) неманеврених літаків (пасажирських) відхиленням колонки управління «від себе» і «на себе» і елеронами - поворотом штурвала «вліво-вправо».

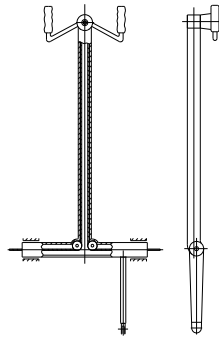


Рисунок 1.28. Схема колонки ручного управління.

При проектуванні будемо використовувати жорстку проводку, так як вона має менше тертя в зчленуваннях, що не пружинить і не дає пружного люфту, що робить управління більш чутливим.

Для забезпечення герметизації кабіни використовуємо спеціальний вузол виведення тяг з неї (рис. 1.29.).

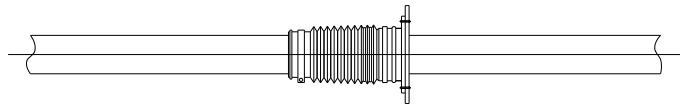


Рисунок 1.29. Вузол виведення тяг з герметичною кабіни.

Як напрямні пристроїв для жорсткої проводки управління використаємо ролики (рис. 1.30), які складаються з обойми з чотирма роликами.

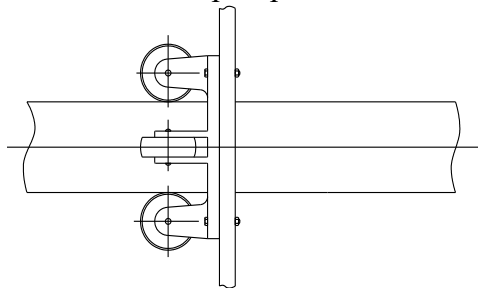


Рисунок 1.30. Роликові напрямні для жорсткої проводки управління.

З огляду на вище сказане і конструкцію літака, складаємо кінематичну схему системи управління кермом висоти.

1.3.2. Кінематичний розрахунок системи управління і визначення навантажень

Визначимо коефіцієнт кінематичної передачі кінематичної схеми при нейтральному положенні штурвальної колонки (рис. 1.31).

Відхилимо командний важіль на невеликий кут $d\theta_{кр}$. Нехай відповідне цьому кутку переміщення точки командного важеля (штурвала), до якої додано зусилля льотчика $P_{кр}$, в напрямку дії цього зусилля буде $dx_{кр}$, а відхилення рульової поверхні (керма висоти) утворює кут $d\delta_{рв}$.

На відхиленою рульовою поверхню виникне шарнірний момент $M_{шпрн}$ від аеродинамічних сил. Застосувавши принцип можливих переміщень і прирівнявши нулю суму робіт всіх активних сил і моментів системи на відповідних переміщеннях, отримаємо вираз:

$$P_{kp} \cdot dx_{kp} + \sum_i P_i \cdot dx_i + M_{upn} \cdot d\delta_{ps} + \sum_j M_j \cdot d\varphi_j = 0,$$

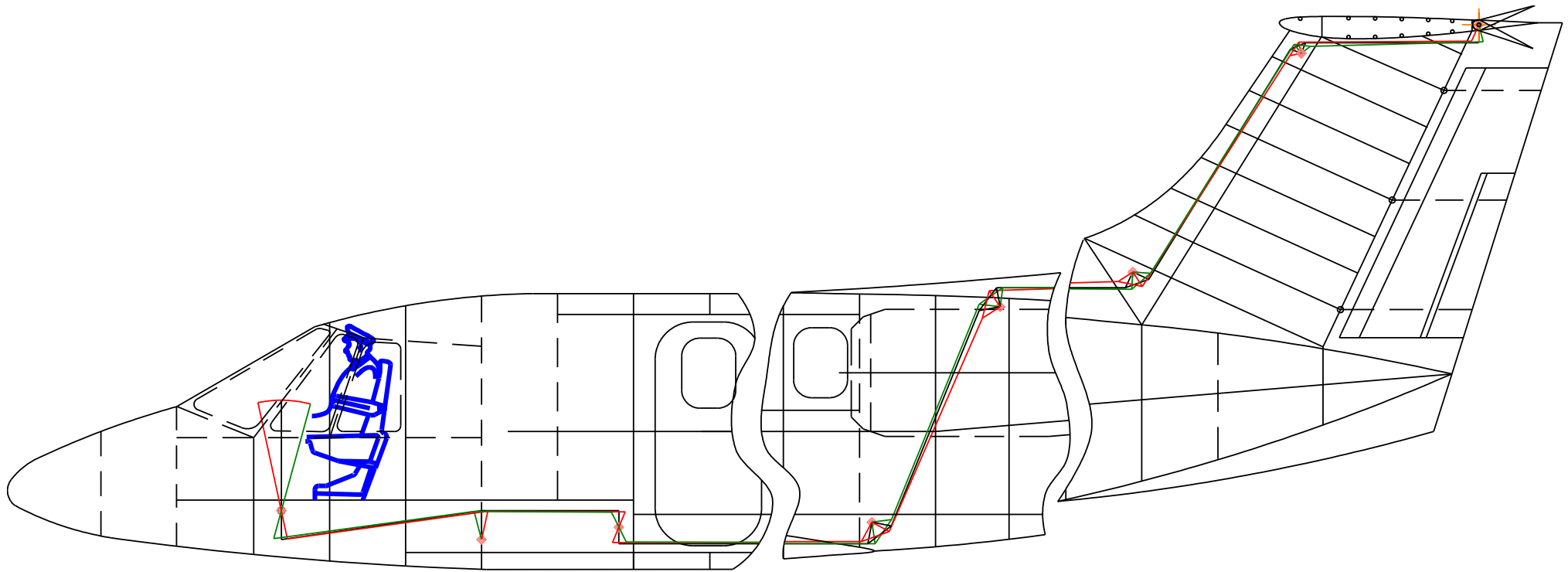


Рисунок 1.31. Принципова кінематична схема управління кермом висоти

де dx_i - проєкції можливих лінійних переміщень всіх активних сил P_i (крім $P_{кр}$) на напрям цих сил;

$d\varphi_j$ - можливі кутові переміщення активних моментів M_j (крім $M_{шпрн}$).

Прийнявши, що в проводці управління немає механізмів і пристроїв, через які на систему передаються додаткові, крім $P_{кр}$ і $M_{шпрн}$, активні сили і моменти, а тертям в рухливих ланках управління можна знехтувати, тоді:

$$P_{кр} \cdot dx_{кр} + M_{шпрн} \cdot d\delta_{рв} = 0,$$

звідки

$$P_{рк} = - \frac{d\delta_{рв}}{dx_{кр}} \cdot M_{шпрн}.$$

Застосувавши правило знаків і розділивши обидві частини виразу на $M_{шпрн}$, отримаємо:

$$\frac{P_{кр}}{M_{шпрн}} = \frac{d\delta_{рв}}{dx_{кр}} = k_c,$$

де k_c - коефіцієнт кінематичної передачі.

У табл. 1.8 наведені орієнтовні значення k_c (за статистичними даними [18]) для керма висоти.

Таблиця 1.8

| | |
|-------------------------------------|------------|
| Величина k_c [градусы/миллиметры] | 0.1-0.15 |
| або k_c [радианы/метры] | 1.75 – 2.6 |
| Експлуатаційне зусилля, Н | 1335 |

Розрахункове зусилля приймаємо $P_{кр} = P^P = P^{\exists} \cdot f = 1335 \cdot 1.5 \approx 2000 \text{ Н}$,

де f - коефіцієнт безпеки, $f = 1.5$ [1].

Прирівнявши моменти зусиль, що діють на плечах командного важеля r_1 і r_2 , отримаємо:

$$P_{кр} \cdot r_1 \cdot \cos \alpha_1 = T_1 \cdot r_2 \cdot \cos \alpha_2,$$

де α_1 - кут між діючим зусиллям $P_{кр}$ і нормаллю до плеча з довжиною r_1 ;

α_2 - кут між діючим зусиллям T_1 і нормаллю до плеча з довжиною r_2 ,

звідки зусилля в тязі 1

$$T_1 = P_{кр} \frac{r_1 \cdot \cos \alpha_1}{r_2 \cdot \cos \alpha_2}.$$

Аналогічно, за умови рівноваги качалок, знайдемо зусилля в 7 тязі:

$$T_7 = P_{кр} \cdot \frac{r_1 \cdot \cos \alpha_1}{r_2 \cdot \cos \alpha_2} \cdot \frac{r_3 \cdot \cos \alpha_3}{r_4 \cdot \cos \alpha_4} \cdot \frac{r_5 \cdot \cos \alpha_5}{r_6 \cdot \cos \alpha_6} \cdot \frac{r_7 \cdot \cos \alpha_7}{r_8 \cdot \cos \alpha_8} \cdot \frac{r_9 \cdot \cos \alpha_9}{r_{10} \cdot \cos \alpha_{10}} \cdot \frac{r_{11} \cdot \cos \alpha_{11}}{r_{12} \cdot \cos \alpha_{12}} \cdot \frac{r_{13} \cdot \cos \alpha_{13}}{r_{14} \cdot \cos \alpha_{14}}.$$

З іншого боку, зусилля T_7 може бути визначено через $M_{шпрн}$:

$$T_7 = \frac{M_{шпрн}}{r_{15} \cdot \cos \alpha_{15}}.$$

Прирівняти праві частини виразів, отримаємо:

$$\frac{M_{шпрн}}{r_{15} \cdot \cos \alpha_{15}} = P_{кр} \cdot \frac{r_1 \cdot \cos \alpha_1}{r_2 \cdot \cos \alpha_2} \cdot \frac{r_3 \cdot \cos \alpha_3}{r_4 \cdot \cos \alpha_4} \cdot \frac{r_5 \cdot \cos \alpha_5}{r_6 \cdot \cos \alpha_6} \cdot \frac{r_7 \cdot \cos \alpha_7}{r_8 \cdot \cos \alpha_8} \cdot \frac{r_9 \cdot \cos \alpha_9}{r_{10} \cdot \cos \alpha_{10}} \cdot \frac{r_{11} \cdot \cos \alpha_{11}}{r_{12} \cdot \cos \alpha_{12}} \cdot \frac{r_{13} \cdot \cos \alpha_{13}}{r_{14} \cdot \cos \alpha_{14}},$$

звідки

$$\frac{P_{кр}}{M_{шри}} = \frac{r_2 \cdot \cos \alpha_2}{r_1 \cdot \cos \alpha_1} \cdot \frac{r_4 \cdot \cos \alpha_4}{r_3 \cdot \cos \alpha_3} \cdot \frac{r_6 \cdot \cos \alpha_6}{r_5 \cdot \cos \alpha_5} \cdot \frac{r_8 \cdot \cos \alpha_8}{r_7 \cdot \cos \alpha_7} \cdot \frac{r_{10} \cdot \cos \alpha_{10}}{r_9 \cdot \cos \alpha_9} \cdot \frac{r_{12} \cdot \cos \alpha_{12}}{r_{11} \cdot \cos \alpha_{11}} \cdot \frac{r_{14} \cdot \cos \alpha_{14}}{r_{13} \cdot \cos \alpha_{13}} \cdot \frac{1}{r_{15} \cdot \cos \alpha_{15}}.$$

Оскільки всі множники (крім останнього) правій частині виразу являють собою передавальні відносини окремих ланок, то можна записати залежність передавального відношення всієї системи від передавальних відносин ланок в наступному вигляді:

$$k_c = k_1 \cdot k_2 \cdot k_3 \cdot k_4 \cdot k_5 \cdot k_6 \cdot k_7 \cdot \frac{1}{r_{15} \cdot \cos \alpha_{15}}.$$

Графічним методом визначаємо по рисунку 4.6 значення $r_i \cos \alpha_i$, а також використовуємо отримані вирази обчислюємо k_j , K_c і T_i . Обчислені значення заносимо в таблицю 1.9.

Таблиця 1.9

| Нейтрально положення штурвалу | $r_i \cdot \cos \alpha_i, м$ | k_j | k_j | $T_i, Н$ |
|-------------------------------|------------------------------|---------------|--------|---------------|
| 1 | 0,74 | k_1 | 0,2605 | $\pm 7676,66$ |
| 2 | 0,193 | | | |
| 3 | 0,193 | k_2 | 1,0114 | $\pm 7589,74$ |
| 4 | 0,195 | | | |
| 5 | 0,111 | k_3 | 1 | $\pm 7589,74$ |
| 6 | 0,111 | | | |
| 7 | 0,144 | k_4 | 0,882 | $\pm 8605,69$ |
| 8 | 0,127 | | | |
| 9 | 0,118 | k_5 | 1,085 | $\pm 7933,4$ |
| 10 | 0,128 | | | |
| 11 | 0,106 | k_6 | 1,085 | $\pm 7312,5$ |
| 12 | 0,115 | | | |
| 13 | 0,076 | k_7 | 0,934 | $\pm 7934,84$ |
| 14 | 0,071 | | | |
| 15 | 0,12 | $k_c [рад/м]$ | 2,1 | |

Для максимального положення штурвальної колонки (від себе і на себе) проведемо більш спрощений розрахунок: Штурвал «на себе» (рис.1.33):

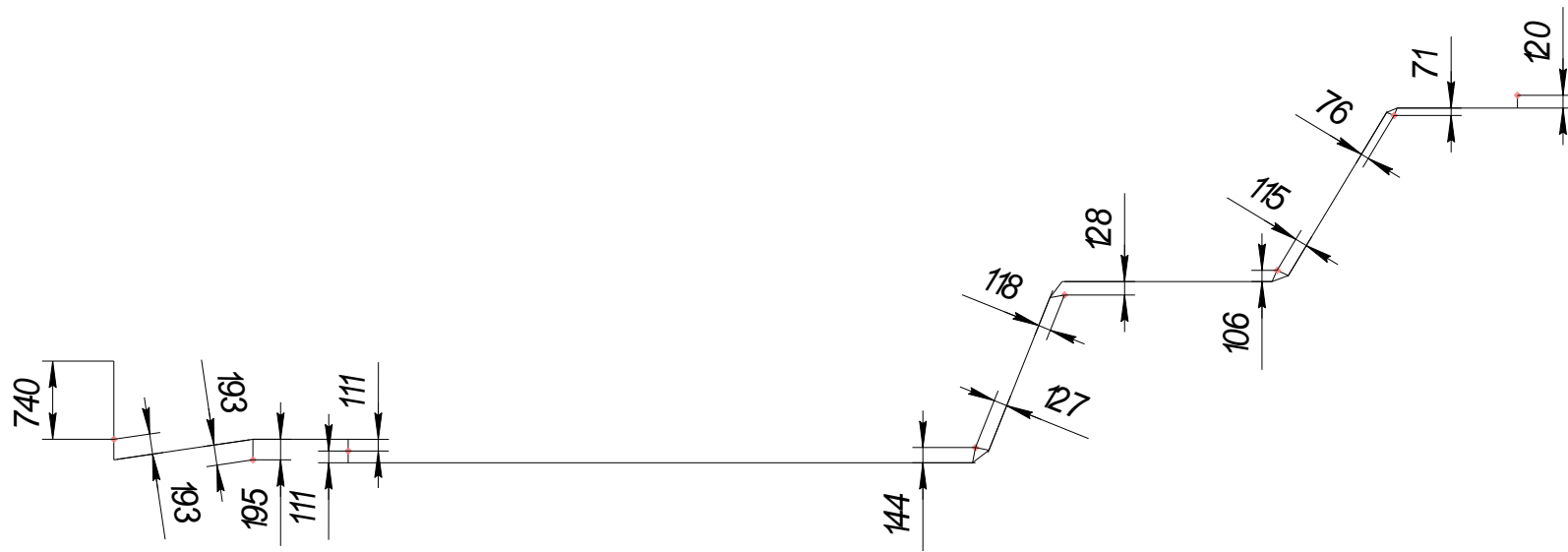


Рисунок 1.32. Визначення $r_i \cos \alpha_i$ (штурвал у нейтральному положенні).

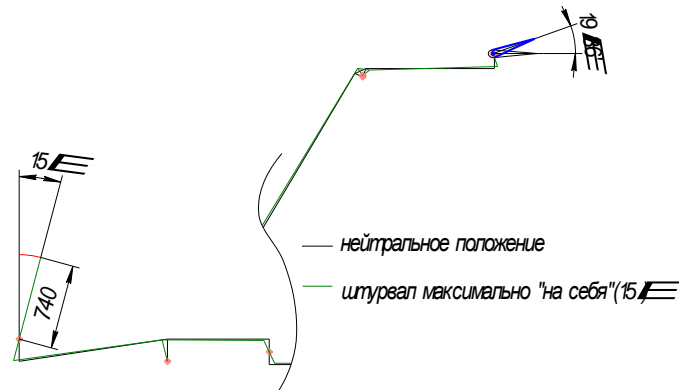


Рисунок 1.33. Положення проводки управління «на себе - нейтрально»

Довжину дуги, на яку відхилиться штурвал, знайдемо за формулою:

$$l = \pi \cdot r_1 \cdot \frac{n^0}{180^0} = 0.01745 \cdot r_1 \cdot n = 0.01745 \cdot 740 \cdot 15 = 154.9 \text{ мм} ,$$

тоді:

$$k_c = \frac{d\delta_{pв}}{dx_{кр}} = \frac{d\delta_{pв}}{l} = \frac{19.36}{0.01745 \cdot 740 \cdot 15} \approx 0.1 \left(\frac{\text{град}}{\text{мм}} \right).$$

Штурвал «від себе» (рисунок 1.34):

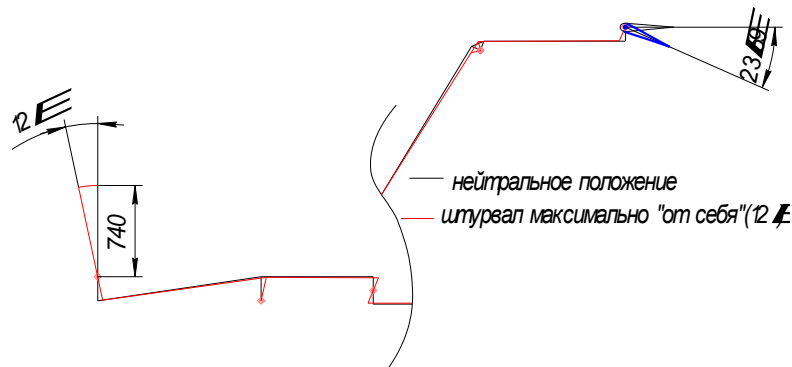


Рисунок 1.34. Положення проводки управління «від себе - нейтрально»

Аналогічно:

$$k_c = \frac{d\delta_{pв}}{dx_{кр}} = \frac{d\delta_{pв}}{l} = \frac{23.59}{0.01745 \cdot 740 \cdot 12} \approx 0.152 \left(\frac{\text{град}}{\text{мм}} \right)$$

Аналізуючи отримані значення коефіцієнтів кінематичної передачі системи K_c можна зробити висновок, що коефіцієнти знаходяться в діапазоні значень [18] при крайніх і нейтральному положеннях штурвальної колонки.

1.3.3. Визначення шарнірного моменту і балансувальна діаграма зусиль на штурвал при управлінні кермом висоти

Будемо вважати, що в результаті проведеного раніше аеродинамічного розрахунку, нам відомі (див. таблицю 1.10):

- \bar{X}_{FLA} - положення фокуса ЛА щодо носка САХ в частинах Сах як функція числа М польоту;

- $C_{y_{азо}}^{\alpha} = f(M)$ - похідна коефіцієнта аеродинамічної підйомної сили горизонтального оперення щодо кута атаки;
- \bar{X}_T - положення центру мас ЛА щодо носка САХ.
- $m_{Z_{0,ЛА}} = f(M)$ - коефіцієнт поздовжнього моменту ЛА при нульовій підйомній силі;
- $\varepsilon_{\kappa+\phi}^{\alpha}$ - похідна скоса потоку за системою крило + фюзеляж щодо кута атаки;
- $\varphi_{cm} = 0$ - кут установки стабілізатора;
- $\alpha_0 = f(M)$, $\varepsilon_0 = f(M)$ - кути атаки і скоса потоку при нульовій підйомній силі;

Таблиця 1.10

| M | 0.2 | 0.4 | 0.6 | 0.7 | 0.8 |
|--------------------------------------|-------|--------|-------|--------|------|
| $\bar{X}_{F,ЛА}$ | 0,734 | 0,7436 | 0,759 | 0,7707 | 0,7 |
| \bar{X}_T | 0,614 | 0,6236 | 0,639 | 0,6507 | 0,6 |
| K_{zo} | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 |
| a_{zo} | 3,871 | 4,0425 | 4,394 | 4,6887 | 5,1 |
| $m_{Z_{0,ЛА}}$ | 0,062 | 0,0665 | 0,074 | 0,0815 | 0,09 |
| $\varepsilon_{\kappa+\phi}^{\alpha}$ | 0,138 | 0,1431 | 0,152 | 0,1601 | 0,1 |

Крім того, відомі геометричні характеристики:

- $S_{zo} = 5,28 \text{ м}^2$ - площа ГО;
- $L_{zo} = 6 \text{ м}$ - плече ГО (відстань від центру мас ЛА до чверті довжини САХ ГО);
- $S = 22,92 \text{ м}^2$ і $b_a = 1,89$ - площа і середня аеродинамічна хорда крила з подфюзеляжної частиною;
- $S'_{zo} = 1,68 \text{ м}^2$ і $b_b = 0,3 \text{ м}$ - площа і САХ керма висоти;
- $S_{zo} = 5,28 \text{ м}^2$ - площа ГО, яка обслуговується кермом висоти разом з площею керма.

Для визначення діаграми зусиль на штурвали задаймося: $H_{кр.} = 1 \text{ км}$ і візьмемо кілька значень чисел M (0,2; 0,4; 0,6; 0,7; 0,8).

Розрахуємо:

- відносний статичний момент площі ГО:

$$A_{zo} = \frac{S_{zo} L_{zo}}{S b_a} = \frac{5,28 \cdot 6}{22,92 \cdot 1,89} = 0,7114;$$

- похідну: $\frac{\partial m_Z}{\partial \varphi_{zo}} = m_{Z_{zo}}^{\varphi} = f(M); m_{Z_{zo}}^{\varphi} = -k_{zo} A_{zo} a_{zo};$

- похідну: $\frac{\partial m_Z}{\partial \delta_b} = m_Z^{\delta_b} = f(M), m_Z^{\delta_b} = m_{Z_{zo}}^{\varphi} n_b = -k_{zo} A_{zo} a_{zo} n_b,$

де n_b - коефіцієнт ефективності керма висоти.

$$\text{Наближено } n_b \text{ можна визначити так: } n_b \approx \sqrt{\frac{S_b}{S'_{zo}}} = \sqrt{\frac{1,68}{5,28}} = 0,564$$

Розраховані значення функцій $f(M)$ занесені в таблицю 1.11.

Таблиця 1.11.

Значення функції $m_Z^{\delta_b}$ і $m_{Z_{zo}}^{\varphi}$ від M

| M | 0.2 | 0.4 | 0.6 | 0.7 | 0.8 |
|------------------------|----------|----------|----------|----------|----------|
| $m_Z^{\delta_b}$ | -1,55373 | -1,62219 | -1,76324 | -1,8815 | -2,06043 |
| $m_{Z_{zo}}^{\varphi}$ | -2,75447 | -2,87583 | -3,12589 | -3,33554 | -3,65275 |

- коефіцієнт підйомної сили, необхідний для забезпечення горизонтального польоту на заданому режимі:

$$C_{yazi} = \frac{mg}{0,7 \cdot p_{11} M_i^2 S},$$

де $m = 7083.2$ кг - розрахункова маса літака,

- коефіцієнт лобового опору:

$$C_{xai} = C_{x0}(M_i) + A(M_i)C_{yazi}^2;$$

- коефіцієнт моменту від тяги двигуна, обумовлений невідповідністю лінії її дії з центром мас літака:

$$m_{ZP} = -\frac{C_{xai} Y_P}{b_a},$$

де $Y_P = 0.6$ м - плечі тяги.

Вихідних даних досить для побудови балансувальної діаграми - це залежність балансувального відхилення керма висоти $\delta_{б\text{бал}}$ (для якого $m_{Z_{ЛА}} = 0$) від кінематичних параметрів руху V , M , q або параметрів C_{yaz} , α .

Діаграму будують для фіксованих значень маси ЛА, висоти польоту, центрівки. З умови [11]

$$m_{Z_{ЛА}} = m_{Z_{0,ЛА}} + [\bar{X}_T - \bar{X}_{ФЛА}(M_i)]C_{yazi} + m_{Z_{zo}}^{\varphi} \varphi_{zo} + m_{Z_{zo}}^{\delta_b} \delta_b + m_{Z_P} = 0$$

отримаємо

$$\delta_{б\text{бал}} = -\frac{m_{Z_{0,ЛА}} + [\bar{X}_T - \bar{X}_{ФЛА}(M_i)]C_{yazi} + m_{Z_{zo}}^{\varphi} \varphi_{zo} + m_{Z_P}}{m_{Z_{zo}}^{\delta_b}}.$$

Розрахунки представлені в таблиці 1.12. Графік балансування кривої $\delta_{б\text{бал}} = f(M)$ зображено на рис.1.35.

Таблиця 1.12

| M | 0.2 | 0.4 | 0.6 | 0.7 | 0.8 |
|--------------------------------------|-----------|----------|----------|---------|----------|
| $\delta_{б\text{бал}}(H=11)$,рад | -0,584884 | -0,06732 | -0,00098 | 0,01256 | 0,020664 |

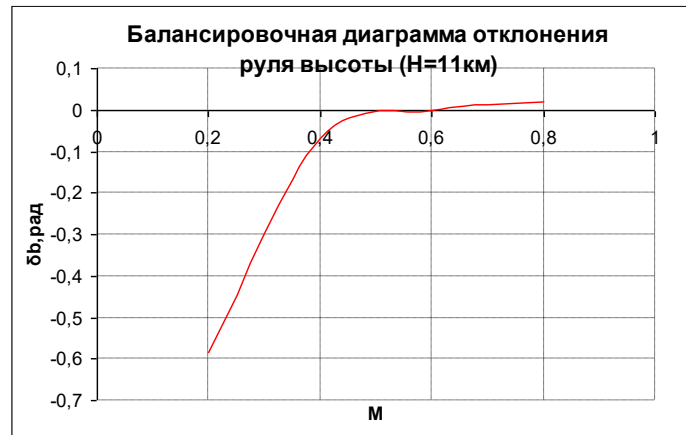


Рисунок 1.35. Балансировочна діаграма відхилення керма висоти

Зусилля, які льотчик прикладає до штурвала управління кермом висоти, визначаються з виразу $P_b = -k_c M_{ш}$, де $k_c = 2.1$ - коефіцієнт передачі зусилля від штурвала управління до керма висоти в нейтральному положенні (табл.4.2); $M_{ш}$ - шарнірний момент керма висоти.

Величину $M_{ш}$ можна визначити так $M_{ш} = m_{ш} S_b b_b k_{zo} q$, де $m_{ш}$ - коефіцієнт шарнірного моменту керма висоти; k_{zo} - коефіцієнт гальмування потоку перед ГО.

Коефіцієнт шарнірного моменту: $m_{ш} = m_{ш}^{\alpha_{zo}} \alpha_{zo} + m_{ш}^{\delta_b} \delta_b$, де похідні $m_{ш}^{\alpha_{zo}}$ і $m_{ш}^{\delta_b}$ можна визначити за формулами: $m_{ш}^{\alpha_{zo}} = -0,12 \frac{S_b}{S_{zo}} \left(1 - 3,6 \frac{S_{ок}}{S_b} \right) C_{yаго}^{\alpha}$,

$$m_{ш}^{\delta_b} = -0,14 \left(1 - 6,5 \left(\frac{S_{ок}}{S_b} \right)^{3/2} \right) C_{yаго}^{\alpha}, \text{ де } \frac{S_{ок}}{S_b} \approx 0,25.$$

У наведених формулах значення кутів необхідно брати в радіанах.

Кут атаки ГО $\alpha_{zo} = \alpha + \varphi_{zo} - \varepsilon$,

де $\alpha = \frac{C_{yаг}}{C_{yаЛА}^{\alpha}} + \alpha_0$, $\varepsilon = \varepsilon_0 + \varepsilon_{к+ф}^{\alpha} \cdot \alpha$, кут відхилення керма висоти необхідно брати рівним ба-

лансувальному кутку для розглянутого режиму польоту.

Розрахунки наведені в табл.1.13. та на рис. 1.36

Таблиця 1.13.

Розрахунок зусиль на штурвали управління кермом висоти ($H = 11$)

| M | 0.2 | 0.4 | 0.6 | 0.7 | 0.8 |
|-----------------------------|-----------|----------|----------|----------|----------|
| $C_{yаЛА}^{\alpha}$ | 4,67795 | 4,87106 | 5,26994 | 5,60527 | 6,11479 |
| $C_{yагі}$ | 4,7681961 | 1,192049 | 0,5298 | 0,38924 | 0,298012 |
| $\alpha_0, \text{рад}$ | -0,0274 | -0,02757 | -0,02775 | -0,02792 | -0,0281 |
| $\varepsilon_0, \text{рад}$ | 0,0060733 | 0,006265 | 0,006667 | 0,007016 | 0,007557 |
| $\alpha_{zo}, \text{рад}$ | 0,8481442 | 0,179808 | 0,055039 | 0,027856 | 0,00952 |
| $m_{ш}^{\alpha_{zo}}$ | -0,013939 | -0,01455 | -0,01582 | -0,01688 | -0,01848 |

| | | | | | |
|-----------------|-----------|----------|----------|----------|----------|
| $m_{u\delta_b}$ | -0,500343 | -0,52239 | -0,56781 | -0,60589 | -0,66351 |
| m_{uu} | 0,2808206 | 0,032552 | -0,00031 | -0,00808 | -0,01389 |
| M_{uu} | 89,986429 | 41,72417 | -0,89851 | -31,7189 | -71,1991 |
| P_b | -188,9715 | -87,6208 | 1,886867 | 66,60959 | 149,5182 |

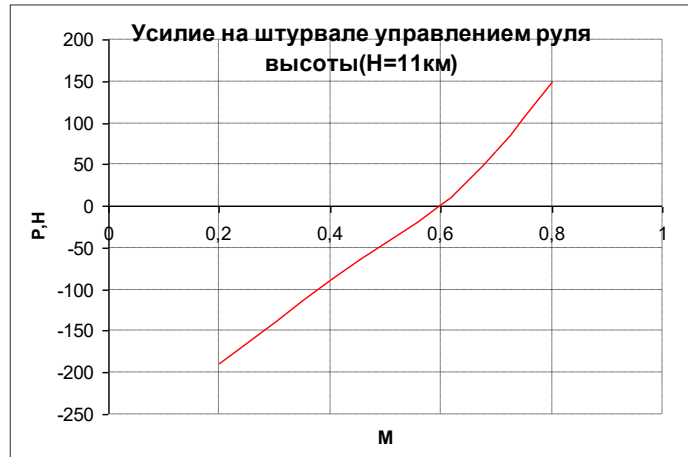


Рисунок 1.36. Залежність зусилля на штурвалі управління P_b от числа M .

Обчислимо шарнірний момент, $M_{шпр}$ що виникає при відхиленні рульової по-поверхні вгору на 20° [19] від аеродинамічних сил. Для цього використовуємо вихідні дані табл.1.14.

Таблиця 1.14

| $H_{кр}, км$ | $p_H, Па$ | $M_{кр}$ | $S_b, м^2$ | m_{uu} | $b_b, м$ |
|--------------|-----------|----------|------------|----------|----------|
| 11 | 22700 | 0.7 | 1,68 | 0.15 | 0,3 |

Використовуючи табл. 1.14 знаходимо шарнірний момент $M_{шпр}$ за висловом:

$$M_{шпр} = m_{uu} \cdot 0.7 \cdot p_H \cdot M_{кр}^2 \cdot S_b \cdot b_b,$$

де $M_{кр}$ - число Маха для крейсерської швидкості на висоті 11 км;

p_H - атмосферний тиск повітря на висоті 11 км.

$$M_{шпр} = 0.15 \cdot 0.7 \cdot 22700 \cdot 0.7^2 \cdot 1.68 \cdot 0.3 = 588.63 Н \cdot м.$$

Визначимо шарнірний момент $M'_{шпр}$, що підводиться до рульової поверхні від штурвальної колонки використовуючи табл.4.2:

$$M'_{шпр} = \frac{P^{\mathcal{D}}}{k_c} = \frac{1335}{2.1} = 635.71 Н \cdot м.$$

Отже, на рульовій поверхні виникне шарнірний момент, від аеродинамічних сил, він не перевищує шарнірний момент, що підводиться від штурвальної колонки. Застосовувати гідропідсилювач немає необхідності.

1.3.4. Проектування розрахунки елементів системи управління

1.3.4.1. Проектування тяги системи управління

Будемо вважати, що тяга зі сплаву алюмінію Д16Т основні характеристики котрого наведені в табл.1.15 [19], а також вона має в перетині кільцеподібний вид.

Таблиця 1.15

| Марка | $\sigma_s, \text{МПа}$ | $\sigma_{0.2}, \text{МПа}$ | $E \cdot 10^4, \text{МПа}$ | $\gamma, \text{г/см}^3$ |
|-------|------------------------|----------------------------|----------------------------|-------------------------|
| Д16Т | 420 | 220 | 7.2 | 2.85 |

Розглянемо тягу номер чотири, для неї стиску зусилля стиску буде максимально. Стискуюче зусилля T_4^c знайдемо з виразу:

$$T_4^c = \frac{P_{кр}}{k_1 \cdot k_2 \cdot k_3 \cdot k_4} = \frac{2000}{0.2605 \cdot 1.0114 \cdot 1 \cdot 0.882} = 8605.69 \text{ Н.}$$

Завдання вибору розмірів стисненого трубчастого елемента може бути описана трьома наступними рівняннями [19]:

$$\sigma_A = \frac{T_4^c}{\pi \cdot d_{cp} \cdot \delta},$$

де d_{cp} - середній діаметр труби; δ - товщина стінки труби.

Рівняння критичних напружень місцевої втрати стійкості

$$\sigma_M = \frac{k \cdot E_M}{d / \delta},$$

де k - коефіцієнт стійкості, приймаємо згідно [19] $k = 0.4$;

E_M - модуль пружності для випадку місцевої втрати стійкості.

Згідно [5]

$$E_M = \sqrt{E \cdot E_{об}}.$$

тоді

$$\sigma_M = k \cdot \sqrt{E \cdot E_{об}} \cdot \frac{\delta}{d}.$$

Рівняння критичних напружень загальної втрати стійкості має вигляд

$$\sigma_{об} = \frac{c \cdot \pi^2 \cdot E_{об}}{(L/i)^2},$$

де c - коефіцієнт защемлення, приймається для випадку шарнірного закріплення кінців труби $c = 1$;

$E_{об}$ - модуль пружності для випадку загальної втрати стійкості;

L - відстань між опорами труби, $L = 0,78 \text{ м}$;

i - радіус інерції поперечного перерізу труби.

Для тонкостінних труб $i = 0.35 \cdot d$, тоді

$$\sigma_{об} = \frac{c \cdot \pi^2 \cdot E_{об}}{(L/i)^2} = \frac{c \cdot \pi^2 \cdot (0.35 \cdot d)^2}{L^2}.$$

Оптимальність вирішення поставленого завдання полягає в тому, щоб знайти d і δ , що задовольняють умові одночасного настання всіх трьох можливих видів руйнування, тобто

$$\sigma_p = \sigma_A = \sigma_M = \sigma_{об}.$$

Для $k = 0.4$, $c = 1$ спільне рішення рівнянь має вигляд

$$\sigma_p = 0.536 \cdot \sqrt[3]{\frac{T_4^c}{L^2}} \cdot \sqrt[3]{E \cdot \sqrt{E \cdot E_{об}}},$$

В межах пружності

$$\sigma_p^{yup} = 0.536 \cdot \sqrt[3]{\frac{T_3^c}{L^2}} \cdot \sqrt[3]{E^2}.$$

За межами пружності руйнування напруги знаходяться за формулою [19]:

$$\sigma_p' = \frac{1+\nu}{1+\nu+\nu^2} \cdot \sigma_\epsilon, \text{ де } \nu = \frac{\sigma_\epsilon}{\sigma_p^{yup}}.$$

Тоді, отримаємо:

$$E_{об} = E \cdot \left(\frac{\sigma_p'}{\sigma_p^{yup}} \right)^2, \quad E_M = E \cdot \frac{\sigma_p'}{\sigma_p^{yup}}.$$

Діаметр труби можна визначити з рівняння:

$$d = 0.909 \cdot L \cdot \sqrt{\frac{\sigma_p'}{E_{об}}}.$$

Товщину труби можна визначити з рівняння:

$$\delta = \frac{\sigma_p' \cdot d}{k \cdot E_M}.$$

Визначимо інтенсивність навантаження:

$$\sqrt[3]{\frac{T_3^c}{L^2}} = \sqrt[3]{\frac{8605.69}{0.78^2}} = 24.18 \text{ (H/м}^2\text{)}^{1/3}.$$

Руйнівну напругу для рівно стійкої труби визначаємо з формули

$$\sigma_p^{yup} = 0.536 \cdot 24.18 \cdot \sqrt[3]{(7.2 \cdot 10^{10})^2} = 224.3 \text{ МПа}.$$

Руйнують напруги за межами пропорційності визначаємо за рівнянням:

$$\nu = \frac{\sigma_\epsilon}{\sigma_p^{yup}} = \frac{420}{224.3} = 1.872; \quad \sigma_p' = \frac{1+1.872}{1+1.872+1.872^2} \cdot 420 = 189.173 \text{ МПа}.$$

Визначаємо $E_{об}$ і E_M :

$$E_{об} = 7,2 \cdot 10^{10} \cdot \left(\frac{189.173}{224.3} \right)^2 = 5.12 \cdot 10^4 \text{ МПа}, \quad E_M = 7,2 \cdot 10^{10} \cdot \frac{189.173}{224.3} = 6.07 \cdot 10^4 \text{ МПа}.$$

І тоді

$$d = 0.909 \cdot 0.78 \cdot \sqrt{\frac{189.173 \cdot 10^6}{5.12 \cdot 10^{10}}} = 0.043 \text{ м} = 43 \text{ мм};$$

$$\delta = \frac{189,173 \cdot 10^6 \cdot 0.043}{0.4 \cdot 6.07 \cdot 10^{10}} = 0,335 \text{ мм}.$$

Округляємо отриману товщину до найближчого більшого сортаментного значення і приймаємо $\delta_{сорт} = 1 \text{ мм}$.

Руйнують напруги сортаментний труби визначаємо з рівняння:

$$\begin{aligned} \sigma_{Pсорт}^{yup} &= 0.496 \cdot \sqrt[3]{\left(\frac{T_4^c}{L}\right)^2} \cdot \sqrt[3]{E} \cdot \sqrt[3]{\frac{1}{\delta_{сорт}^2}} = \\ &= 0.496 \cdot \sqrt[3]{\left(\frac{8605,69}{0.78}\right)^2} \cdot \sqrt[3]{7.2 \cdot 10^{10}} \cdot \sqrt[3]{\frac{1}{10^{-6}}} = 102.26 \text{ МПа} \end{aligned}$$

За межами пружності руйнують напруги визначаються з рівняння:

$$\nu = \frac{\sigma_b}{\sigma_{Pсорт}^{yup}} = \frac{420}{102.26} = 4.107;$$

$$\sigma'_{P_{сорт}} = \frac{1+\nu}{1+\nu+\nu^2} \cdot \sigma_b = \frac{1+4.107}{1+4.107+4.107^2} \cdot 420 = 97.61 \text{ МПа.}$$

E_M і $E_{об}$ обчислюємо з рівнянь:

$$E_M = E \cdot \sqrt{\left(\frac{\sigma'_{P_{сорт}}}{\sigma'_{P_{сорт}}}\right)^3} = 7.2 \cdot 10^{10} \cdot \sqrt{\left(\frac{97.61}{102.26}\right)^3} = 6.714 \cdot 10^{10} \text{ Па;}$$

$$E_{об} = E \cdot \left(\frac{\sigma'_{P_{сорт}}}{\sigma'_{P_{сорт}}}\right)^3 = 7.2 \cdot 10^{10} \cdot \left(\frac{97.61}{102.26}\right)^3 = 6.26 \cdot 10^{10} \text{ Па;}$$

Знаходимо діаметр труби:

$$d = 0.909 \cdot L \cdot \sqrt{\frac{\sigma'_{P_{сорт}}}{E_{об}}} = 0.909 \cdot 0.78 \cdot \sqrt{\frac{97.61 \cdot 10^6}{6.26 \cdot 10^{10}}} = 0.028 \text{ м} = 28 \text{ мм.}$$

Отримане значення округляємо до найближчого більшого значення сортаментного діаметра приймаємо. $d_{сорт} = 28 \text{ мм}$

Виробляємо перевірку по руйнівним напруженням місцевої втрати стійкості:

$$\sigma_M = \frac{0.4 \cdot 6.74 \cdot 10^{10}}{(0.028/0.001)} = 962.86 \text{ МПа} > 97.61 \text{ МПа.}$$

Розглянемо перший випадок, коли тяга навантажується розтягують зусиллям T_4^p . В цьому випадку розтягне зусилля T_4^p , що діє на 4-ю тягу:

$$T_4^p = \frac{P_{кр}}{k_1 \cdot k_2 \cdot k_3 \cdot k_4} = \frac{2000}{0.2605 \cdot 1.0114 \cdot 1 \cdot 0.882} = 8605.69 \text{ Н.}$$

Перевіримо з умови міцності трубу при роботі на розтяг, з ранні знайденими параметрами:

$$\sigma_p = \frac{T_4^p}{F} = \frac{T_4^p}{\pi d \cdot \delta} \leq [\sigma] = \sigma_s, \quad \sigma_p = \frac{8605.69}{3.14 \cdot 0.028 \cdot 0.001} = 97.88 \text{ МПа} < 420 \text{ МПа.}$$

Отже, згідно з галузевою нормалі вибираємо регульовану тягу управління 6371А-4-28-1-700.

1.3.4.2. Проектування качалки управління

Визначимо максимальне зусилля, яке діє на гойдалку з боку 4 тяги:

$$T_4^p = \frac{P_{кр}}{k_1 \cdot k_2 \cdot k_3 \cdot k_4} = \frac{2000}{0.2605 \cdot 1.0114 \cdot 1 \cdot 0.882} = 8605.69 \text{ Н.}$$

Розрахуємо силову поворотну гойдалку, яка виготовлена з АК4 ($\sigma_s = 320 \text{ МПа}$). Знайдем довжину втулки за умови роботи її на зминання під болтом, вважаючи що втулка з матеріалу БрОЦС4-4-2,5 ($\sigma_{с.ст} \approx 392 \text{ МПа}$ [21]):

$$a_i = \frac{T_i^p}{d \cdot \sigma_{с.ст}} = \frac{T_i^p}{d \cdot 0.2 \cdot \sigma_{с.ст}},$$

де a_i - довжина втулки і вушка;

d - діаметр болта, приймемо.

$$a_4 = \frac{T_4^p}{d \cdot 0.2 \cdot \sigma_{6.6m}} = \frac{8605.69}{5 \cdot 10^{-3} \cdot 0.2 \cdot 392 \cdot 10^6} = 0.0219 м \approx 22 мм;$$

$$a_5 = \frac{T_5^p}{d \cdot 0.2 \cdot \sigma_{6.6m}} = \frac{7933.4}{5 \cdot 10^{-3} \cdot 0.2 \cdot 392 \cdot 10^6} = 0.0202 м \approx 22 мм.$$

Приймаємо втулки, враховуючи що вони розташовані з двох сторін вушка, згідно [24]: Втулка В 5 / 9x5 ГОСТ 24833-81.

Обчислимо приріст $x_i = b_i - d_{6m}$ за умови роботи вушка на розрив:

$$x_4 = \frac{T_4^p}{2 \cdot a_4 \cdot k \cdot \sigma_g} = \frac{8605.69}{2 \cdot 0.022 \cdot 0.9 \cdot 320 \cdot 10^6} = 0.00068 м = 0.68 мм;$$

$$x_5 = \frac{T_5^p}{2 \cdot a_5 \cdot k \cdot \sigma_g} = \frac{7933.4}{2 \cdot 0.022 \cdot 0.9 \cdot 320 \cdot 10^6} = 0.00063 м = 0.63 мм,$$

де k - коефіцієнт, що враховує концентрацію напруги.

За умови технологічності мінімальне значення приросту $x_i = b_i - d_{6m}$, для алюмінієвих сплавів 4 мм. Але, з огляду також на конструкцію тяги, приймаємо $x_i = 8.5 мм$. Отже, ширина вушок для двох випадків складе:

$$b = 2 \cdot x_i + d_{6m} = 2 \cdot 8.5 + 5 = 22 мм.$$

Важелі качалок типу коромисла зазвичай виконують двотаврового перетину з тонкою стінкою. Важіль качалки відвилки до маточини працює на вигин. Навантаження на важелі незначні, тому їх перетин визначається не з умови міцності, а з міркувань жорсткості і технологічності. Для підвищення жорсткості розраховуємо кутову гойдалку зробимо замкнутої трикутної форми. При проектуванні такої гойдалки забезпечимо перетин осей всіх вушок в центрі маточини і розташування центрів тяжіння перетинів ребр на цих осях. В даному випадку схема буде чисто фермова.

Проведемо розрахунок ребр фермової качалки за схемою наведеною на рис.1.37.

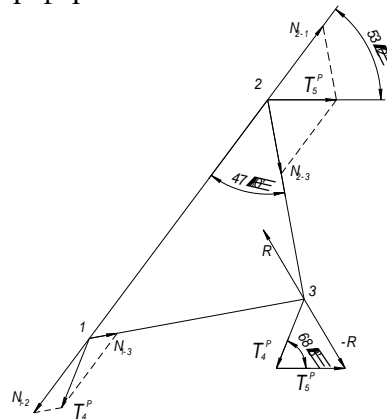


Рис.1.37. Зусилля, що діють на елементи гойдалки управління.

Уже визначені сили, що передаються тягами, розкладаємо в напрямку ребр. Так, сила T_4^p розкладається на N_{1-2} , що діє по ребру 1-2 і N_{1-3} , спрямовану по ребру 1-3. Так само розкладається сила T_5^p на N_{2-3} і N_{2-1} (рис.4.11). Так як сума моментів всіх сил, що діють на гойдалку, дорівнює нулю, щодо центру маточини, то складові $N_{1-2} = N_{2-1}$ і рівнодіюча всіх сил проходить через точку 3.

Визначимо найбільше стискуюче зусилля N_{2-3} , яке діє на стержень 2-3 (рис.1.37):

$$N_{2-3} = T_5^P \cdot \frac{\sin(53.12^\circ)}{\sin(47.10^\circ)} = 7933.4 \cdot \frac{\sin(53.12^\circ)}{\sin(47.10^\circ)} = 8662.8H.$$

Будемо вважати, що в перерізі ребра качалки мають Таврове перетин (рис.1.38). Для стикування вушка з ребрами качалок задаємося $b = 12\text{мм}$, а також з-за невеликі зусиль задаємося товщиною ребра $h_1 = 2.5\text{мм}$. Далі перевіримо саме навантажене ребро (2-3) на три наступне умови:

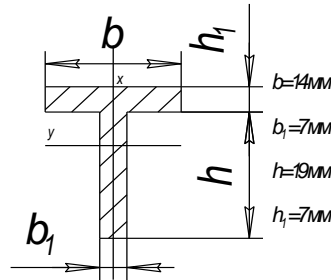


Рис.1.38. Подання профілю у вигляді окремих пластин.

$$\sigma_A = \frac{N_{2-3}}{F}.$$

$$\text{Звідси } \sigma_A = \frac{8662.8}{(14 \cdot 4 + 19 \cdot 7) \cdot 10^{-6}} = 49.72\text{МПа} < 320\text{МПа}.$$

Рівняння критичних напружень місцевої втрати стійкості в двох випадках

$$\sigma_{M1} = \frac{0.9 \cdot k \cdot E}{\left(\frac{b-b_1}{2 \cdot h_1}\right)^2} = \frac{0.9 \cdot 0.46 \cdot 7.2 \cdot 10^{10}}{\left(\frac{0.014 - 0.004}{2 \cdot 0.007}\right)^2} = 64920\text{МПа} > 320\text{МПа};$$

$$\sigma_{M2} = \frac{0.9 \cdot k \cdot E}{\left(\frac{h}{b_1}\right)^2} = \frac{0.9 \cdot 0.46 \cdot 7.2 \cdot 10^{10}}{\left(\frac{0.019}{0.004}\right)^2} = 1468\text{МПа} > 320\text{МПа}.$$

де k - коефіцієнт стійкості, будемо вважати, що пластина має односторонню закладення [22], тоді $k = 0.46$.

Згідно [22] гнучкості ребра качалки щодо осей x і y (рис.4.12) відповідно рівні:

$$L/i_x = 0.13/7.551 \cdot 10^{-3} = 17.22; \quad L/i_y = 0.13/3.128 \cdot 10^{-3} = 41.56.$$

Так як гнучкість ребра качалки щодо осі y найбільша, то і загальну стійкість ребро втратить відносно осі y раніше. Отже, розрахунок проводим для втрати загальної стійкості щодо осі y .

Рівняння критичних напружень загальної втрати стійкості має вигляд

$$\sigma_{об} = \frac{c \cdot \pi^2 \cdot i_y^2 \cdot E}{L^2}.$$

Звідси

$$\sigma_{об} = \frac{1 \cdot 3.14^2 \cdot 7.2 \cdot 10^{10}}{41.56^2} = 411\text{МПа} > 320\text{МПа}.$$

Отже, три умови міцності і стійкості виконуються. Для інших ребр качалки призначаємо такі ж розміри перетину.

Для забезпечення бази при можливих непередбачених бічних навантаженнях в маточині встановлюються два рознесених підшипника. При цьому ширину маточини приймаємо (згідно [22]) 30 мм.

Визначимо рівнодіюча всіх сил, прикладених до маточини, щоб підібрати по зусиллю радіальний підшипник. З рис.4.9 знаходимо реакцію в маточині R :

$$R = \sqrt{T_4^{p2} + T_5^{p2} - 2 \cdot T_4^p \cdot T_5^p \cdot \cos(68.08^0)} = \\ = \sqrt{8605.69^2 + 7933.4^2 - 2 \cdot 8605.69 \cdot 7933.4 \cdot \cos(68.08^0)} = 9274.86H.$$

Тоді на кожен підшипник діє зусилля $F_r = 4637.43H$. Еквівалентне навантаження на радіальний підшипник кочіння визначається за виразом:

$$P = x \cdot V \cdot F_r \cdot K_\sigma \cdot K_T,$$

де F_r - радіальне навантаження;

V - коефіцієнт обертання, що враховує яке кільце обертається, приймаємо що обертається внутрішнє кільце, тоді $V = 1$;

K_σ - коефіцієнт безпеки, що враховує режим роботи (спокійна або ударна), приймаємо $K_\sigma = 1$;

K_T - температурний коефіцієнт, при температурах до $125^\circ C$, $K_T = 1$;

x - коефіцієнт радіального навантаження, відповідно до [21] $x = 1$.

Отже. $P = 4637.43H$

Динамічну вантажопідйомність визначаємо за формулою:

$$C = \left(\frac{60 \cdot n \cdot L_h}{a_1 \cdot a_{23} \cdot 10^6} \right)^{\frac{1}{3}} \cdot P,$$

де n - частота обертання, приймаємо $n = 20 \text{ мин}^{-1}$;

L_h - ресурс підшипника, $L_h = 500 \text{ ч}$;

a_1 - коефіцієнт, що враховує надійність підшипника, приймаємо надійність 0.9 тоді $a_1 = 1$;

a_{23} - коефіцієнт, що враховує якість матеріалу підшипника, мастило і умови експлуатації, приймаємо звичайні умови при виготовленні кілець і тіл кочення з електрошлакової стали, тоді $a_{23} = 1.3$.

Отже

$$C = \left(\frac{60 \cdot 20 \cdot 500}{1 \cdot 1.3 \cdot 10^6} \right)^{\frac{1}{3}} \cdot 9274.86 = 7167.65H.$$

За динамічної вантажопідйомності підбираємо радіальний однорядний шарикопідшипник. Дані підшипника приведені в табл.1.16.

Таблиця 1.16.

| Умовне позначення підшипника | $d, \text{мм}$ | $D, \text{мм}$ | $B, \text{мм}$ | C, H |
|------------------------------|----------------|----------------|----------------|--------|
| 202 | 15 | 35 | 11 | 7800 |

Визначимо зовнішній діаметр маточини з умови її роботи на зріз за формулою:

$$D_{cm} = D + \frac{R}{k \cdot H_{cm} \cdot \sigma_e},$$

де D - зовнішній діаметр підшипника;

H_{cm} - ширина маточини;

k - коефіцієнт, що враховує концентрацію напруги, $k = 0.943$.

Звідси

$$D_{cm} = 0.035 + \frac{9274.86}{0.943 \cdot 0.035 \cdot 320 \cdot 10^6} = 0.0359 \text{ м} \approx 36 \text{ мм.}$$

1.3.4.3. Проектування штурвальної колонки.

Визначимо максимальний згинальний момент, що діє на штурвал:

$$M_{\max} = P^p \cdot l,$$

де l - відстань від ручки штурвала до кронштейна кріплення колонки (рис.39);

Для розрахунку штурвальної колонки використовуємо схему рис. 1.39. Так як поперечний перетин колонки має форму труби:

$$\frac{d}{D} = 0.8; F = \pi \cdot \frac{(D^2 - d^2)}{4}; W = \frac{\pi \cdot (D^4 - d^4)}{32 \cdot D}$$

де D - зовнішній діаметр; d - внутрішній діаметр; W - момент опору перетину, F - площа перетину.

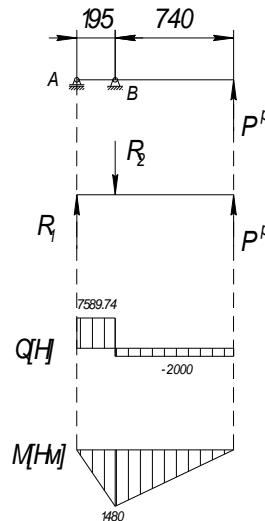


Рис.1.39. Епюри поперечних сил і згинальних моментів по штурвалу.

З огляду на конструкцію штурвальної колонки матеріал труби візьмемо Д16Т (табл.1.15). Перевірити умова міцності при вигині і зрізі обраного діаметра труби.

Рівняння міцності при вигині:

$$[\sigma] \geq \frac{M_{\max}}{W}, \text{ де } [\sigma] - \text{напруга, що допускається } [\sigma] = 0.6 \cdot \sigma_s \text{ тоді}$$

$$[\sigma] \geq \frac{P^p \cdot l}{0.1 \cdot D^3 \cdot (1 - \alpha^4)} = \frac{2000 \cdot 0.74}{0.1 \cdot 0.06^3 \cdot (1 - 0.8^4)} = 116 \text{ МПа.}$$

Умова міцності при вигині виконується.

З умови міцності при зрізі:

$$[\tau] \geq \frac{P_{\max}}{F}, \text{ де } [\tau] - \text{напруга зрізу } [\tau] = 0.25 \cdot \sigma_s$$

$$[\tau] \geq \frac{4 \cdot R_2}{D^2 \cdot \pi \cdot (1 - \alpha^2)} = \frac{4 \cdot 9589.74}{0.06^2 \cdot 3.14 \cdot (1 - 0.8^2)} = 9.42 \text{ МПа}$$

Умова міцності виконується. Виходячи з отриманих результатів, остаточно приймаємо $D = 60 \text{ мм}$, $\delta = 6 \text{ мм}$.

1.3.4.3. Визначення частотних характеристик тяг і величини пружного люфту системи управління

Кожна тяга управління має певну частоту власних коливань, тобто частоту, з якою вона буде коливатися після того, як причина, яка викликала її коливання, зникне. Різні джерела коливань на літаку, особливо двигуни, викликають в проводці управління вимушені коливання. Власні коливання можуть потрапити в резонанс з збуджувачими імпульсами джерела і досягнувши небезпечних величин, викликати обрив тяг. Для того щоб уникнути попадання тяг в резонанс, особливо на режимі експлуатаційних обертів двигуна, необхідно, щоб частота основного тону власних коливань кожної тяги не дорівнювала числам $n_3 \pm 300 \text{ об/мин}$, де n_3 - число експлуатаційних оборотів двигуна в хвилину $n_3 = 10000 \text{ об/мин}$.

Частоти власних коливань тяг, встановлених на роликівих напрямних і переміщуються тільки в осьовому напрямку, визначається за формулою

$$\nu = \frac{94.2}{l^2} \cdot \sqrt{\frac{E \cdot I}{m}},$$

де I - момент інерції при роботі тяги на вигин, $I = \pi \cdot d^3 \cdot \delta / 8$; m - погонна маса тяги, $m = \gamma \cdot \pi \cdot d \cdot \delta$

$$\nu = \frac{94.2}{l^2} \cdot \sqrt{\frac{E \cdot I}{m}} = \frac{94.2}{l^2} \cdot \sqrt{\frac{E \cdot d^2}{8 \cdot \gamma}} = \frac{94.2}{0.78^2} \cdot \sqrt{\frac{7.2 \cdot 10^{10} \cdot (28 \cdot 10^{-3})^2}{8 \cdot 2850}} = 7704 \text{ об/мин.}$$

Так як частота власних коливань не збігається з числом оборотів двигуна на режимі експлуатаційних обертів, то резонанс не виникне.

Для визначення пружного люфту (якщо нормальні напруги не перевищують межі пропорційності) справедливий закон Гука:

$$\Delta = \frac{P \cdot l_{\Sigma}}{E \cdot F},$$

де F - площа поперечного перерізу тяги; P - навантаження в момент визначення деформації; l_{Σ} - довжина всіх тяг (площа поперечного перерізу тяг однакова); E - модуль пружності.

$$\Delta = \frac{P \cdot l_{\Sigma}}{E \cdot F} = \frac{8605.69 \cdot 14.8}{7.2 \cdot 10^{10} \cdot 3.14 \cdot 0.028 \cdot 0.001} = 0.02 \text{ м.}$$

У реальної конструкції урахування пружних люфтів має істотне значення, оскільки такі деформації можуть змінити на кутові відхилення кермових поверхонь [19].

1.3.5. Технічне опис системи управління

Управління кермом висоти здійснюється від штурвальної колонки 1 за допомогою жорсткої проводки з поступальним рухом тяг. Тяги виконані у вигляді алюмінієвих анодованих і ґрунтованих регульованих по довжині труб $\varnothing 28 \dots 40$ мм.

Всі жорсткі регульовані тяги проводки управління покладені на підтримуючих гойдалках 3 і в роликівих напрямних 4. Зазор між тягами і текстолітовими роликами напрямних, посадженими на осі на підшипниках, не більше 0,6 мм. Гойдалки 5 штамповані з АК4, з підшипниками всередині маточин. У вертикальному оперенні була розташована рульова машинка (РМ) 7 (рис.1.39) автопілота (АП), яка за допомогою тросів 8 передає обертальний рух на двоплечевого важелі 6 пов'язані з елементами жорсткої проводки управління.

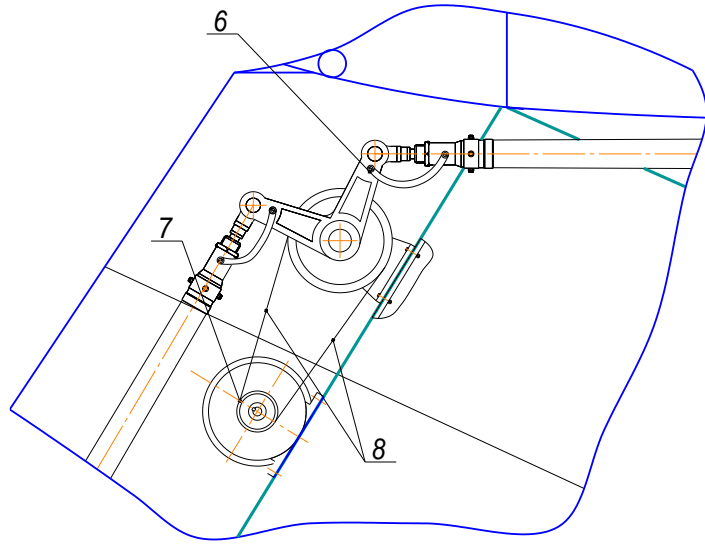


Рис.1.39. Схема рульової машинки автопілота системи управління кермом висоти.

Висновки

В результаті виконання даного розділу, спроектована система управління кермом висоти адміністративного пасажирського літака. Необхідно також відзначити, що все більшу увагу привертають на даний момент електродистанційні системи управління, так як в таких системах можна отримати більш високі точності переданих сигналів, ніж в механічній проводці, а багато автоматичних і обчислювальні пристрої для своєї роботи вже давно використовують електричні сигнали. У таких системах значно простіше вирішуються такі складні питання, як забезпечення відповідності взаємних деформацій конструкції планера і проводки управління, боротьба з тертям в елементах управління, з люфтами і т. п. Однак розглянута вище механічна система управління, ще довго буде використовуватися як резервна для забезпечення необхідно високого рівня безпеки польотів.

2. РОЗРАХУНОК ХАРАКТЕРИСТИК ЕКОНОМІЧНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ

2.1. Розрахунок витрат на проектування і виробництва, розрахунок собівартості, прибуток ціни, розрахунок мінімальних власних коштів фірми, визначення точки беззбитковості, розрахунок прямих, непрямих витрат. Повна собівартість перевезення і виручка компанії. Розрахунок витрат

Попереднє укрупнене визначення витрат проводиться на етапі аванпроекту, тому окремі етапи - аванпроект, ескізне і робоче проектування, доцільно об'єднати в один етап - проектування.

Витратами на етапі передачі документації на серійний завод можна знехтувати.

Отже, розрахунок витрат ведеться окремо по етапах:

- проектування;
- виготовлення дослідних зразків;
- випробування і доведення.

Витрати на проектування

Сумарні витрати на проектування визначаються за формулою:

$$C_{\text{пр}} = 1.5 \times K_{\text{НВО}} \times m_{\text{пл}}^{0.1} \times \frac{\Gamma(M+1)}{a^{M+1}},$$

де $C_{\text{пр}}$ - витрати на проектування, тис. дол. ;

$K_{\text{НВО}}$ - коефіцієнт, що враховує у витратах на проектування податки, обов'язкові внески, відрахування, $K_{\text{НВО}} = 1.61$;

$m_{\text{пл}}$ - маса планера літака з обладнанням, включаючи масу службової навантаження і екіпажу без маси силових установок, $m_{\text{пл}} = 4.571$ т;

$\Gamma(M+1)$ - гамма-функція, $\Gamma(M+1) = 0.94561$;

M - максимальне число M польоту, $M = 0.85$;

a - параметр, що характеризує ймовірне відхилення випадкової величини від числа M , $a = 0,0186$.

$$C_{\text{пр}} = 1.5 \times 1.61 \times 4.571^{0.1} \times \frac{0.94561}{0.0186^{1.85}} = 4200.74 \text{ тис. долл.}$$

Витрати на виготовлення дослідних зразків

Витрати на виготовлення кожного з дослідних зразків визначаються за виразом:

$$C_{\text{Низг}} = 1.5 \times K_{\text{НВО}} \times m_{\text{пл}}^{1.237} \times V_{\text{max}}^{0.699} \times N^{-0.2},$$

де V_{max} - максимальна швидкість польоту літака, $V_{\text{max}} = 900$ км / год;

N - порядковий номер дослідного зразка;

$$C_{1 \text{ изг}} = 1.5 \times 1.61 \times (4.571)^{1.237} \times 900^{0.699} \times 1^{-0.2} = 1838 \text{ тис. долл.};$$

$$C_{2 \text{ изг}} = 1.5 \times 1.61 \times (4.571)^{1.237} \times 900^{0.699} \times 2^{-0.2} = 1600.15 \text{ тис. долл.};$$

$$C_{3 \text{ изг}} = 1.5 \times 1.61 \times (4.571)^{1.237} \times 900^{0.699} \times 3^{-0.2} = 1475.5 \text{ тыс. долл.};$$

Сума витрат на виготовлення трьох дослідних зразків:

$$C_{3 \text{ изг}} = C1 \text{ изг} + C2 \text{ изг} + C3 \text{ изг} = 1838 + 1600.15 + 1475.5 = 4913.7 \text{ тис.дол.}$$

Витрати на випробування і доведення дослідних зразків

Витрати на доведення і випробування дослідних зразків визначаються за формулою:

$$C_{\text{исп.д.}} = 1.5 \times K_{\text{НВО}} \times 10^4 \times n_{\text{ЛО}}^{-0.9} \times (1 + 0.01(n_{\text{ЛО}} - 1)) \times K,$$

$$\text{де } K = L_{\text{взл}}^{-0.08} = 1000^{-0.08} = 0.575;$$

$n_{\text{ЛО}} = 3$ - число льотних зразків,

$$C_{\text{исп.д.}} = 1.5 \times 1.61 \times 10^4 \times 3^{-0.9} \times (1 + 0.01 \times 2) \times 0.575 = 5269.58 \text{ тыс. долл}$$

Загальні витрати ОКБ визначаються за формулою:

$$C_{\text{окб}} = C_{\text{пр}} + C_{\text{изг}} + C_{\text{исп.д.}} = 4200.74 + 4913.7 + 5269.58 = 14384.02 \text{ тыс. долл}$$

2.2. Повна собівартість перевезення і виручки компанії

Розрахунок собівартості літака і ціни літака без двигунів і з двигунами

Повна середня собівартість одного літака з річного випуску в $N = 15$ штук визначається наступним чином:

$$C_{\text{п}} = C_3 + \text{ВР},$$

де C_3 - заводська середня вартість одного літака з річного випуску в N штук;

ВР - внутрішньовиробничі витрати, плановані в розмірі 1% від заводської собівартості, тоді: $C_{\text{п}} = 1.01 \times C_3$.

Заводська середня собівартість одного літака з річного обсягу в N штук без собівартості двигунів визначається за формулою:

$$C_3 = M_0 + \text{ПИ} + \text{СО}_c + \text{ПР} + \text{СР} + Z_0 + \text{КР}_{\text{ц}} + \text{КР}_3 + \text{ОВЗ} + \text{НДС} + \text{Н}_{\text{КОМ}} + \\ + \text{ПКС} + \text{О}_{\text{дор}}, \text{ (долл.)}$$

де M_0 - вартість основних матеріалів, сировини і готових виробів загальнопромислового призначення і вартість покупних напівфабрикатів;

$$M_0 = 1.95 \times 10^4 \times m_{\text{к}}^{0.8} \times 0.9^{3.32 \lg N} \times M,$$

де $M = 0.85$ - максимальна швидкість літака в числах Маха;

$m_{\text{к}} = 2236.8 \text{ кг}$ - маса конструкції літака; $N = 15$ - річний обсяг випуску літаків.

$$M_0 = 1.95 \times 10^4 \times 2.2368^{0.8} \times 0.9^{3.32 \lg 15} \times 0.85 = 10928.36 \text{ (долл.)}$$

ПІ - вартість покупних виробів;

$$\text{ПИ} = 1.95 \times (-1280 + 2.37 \times V_{\text{max}} + 14.15 \times m_{\text{пс}}) \times N^{-0.09},$$

де $m_{\text{пс}} = 4026 \text{ кг} = 4.026 \text{ т}$ - маса порожнього літака;

$V_{max} = 900$ км / год - максимальна швидкість літака.

$$PI = 1.95 \times (-1280 + 2.37 \times 900 + 14.15 \times 4.026) \times 15^{-0.09} = 1390.63 \text{ (тыс. долл.)}$$

CO_C - витрати на виготовлення, ремонт, відновлення спеціального технологічного оснащення, що списується на програму перших двох років серійного випуску літака.

Витрати праці на виготовлення, ремонт, відновлення спеціального технологічного оснащення:

$$T_K = (2.943 + 0.0775 \times m_{ПС} - 2.58 \times 10^{-4} \times m_{ПС}^2) \times 1.05^n,$$

де $n = 2$ - кількість двигунів на літаку.

$$T_K = (2.943 + 0.0775 \times 4.026 - 2.58 \times 10^{-4} \times 4.026^2) \times 1.05^2 = 3.584 \text{ (млн. нормо - ч.)}$$

Загальні витрати праці на виготовлення, ремонт, відновлення спеціального технологічного оснащення:

$$T_{ОСН} = T_K \times K_1 \times K_2 \times K_3 \times K_4 \times K_5,$$

де K_1 - коефіцієнт, що враховує обсяг випуску,

$$K_1 = 2.27 \times 10^{-3} \times N + 0.64 = 2.27 \times 10^{-3} \times 15 + 0.64 = 0.674;$$

K_2 - коефіцієнт, що враховує рівень застосування нормалізованої оснащення,

$$K_2 = 1.2 - 0.005 \times \chi = 1.2 - 0.005 \times 25 = 1.075;$$

χ - рівень застосування нормалізованої оснастки в%, на серійних заводах $\chi = 25\%$;

K_3 - коефіцієнт, що враховує рівень спадкоємності створюваної конструкції,

$$K_3 = 10^{-2} \times \left[220 - \sqrt{250.6^2 - (X - 220)^2} \right] = 1;$$

де X - відсоток деталей, які перейшли з попередньої продукції, що виготовляється на цьому заводі конструкції. При $X = 0$ буде $K_3 = 1$.

K_4 - коефіцієнт, що враховує виготовлення дублерів оснащення, її ремонт та відновлення. З таблиці 2.4 методичного посібника $K_4 = 1.54$;

K_5 - коефіцієнт, що враховує тип літака вертикального зльоту і посадки, $K_5 = 1$;

$$T_{ОСН} = 3.584 \times 0.674 \times 1.075 \times 1 \times 1.54 \times 1 = 4 \text{ (млн. нормо - ч.)}$$

Величина витрат на виготовлення спецоснастки: $CO = T_{ОСН} \times \bar{C}$,

де \bar{C} - вартість виробництва однієї нормо-години спеціального технологічного оснащення, що дорівнює 2.5-2.7 долара.

$$CO = 4 \times 10^6 \times 2.6 = 10.4 \text{ (млн. долл.)}, \quad CO_C = \frac{CO}{N_1 + N_2}$$

де $N_1 = 15$, $N_2 = 20$ - кількість літаків, запланованих до випуску в перший і другий роки серійного виробництва,

$$CO_C = \frac{10.4 \times 10^6}{15 + 20} = 297142.86 \text{ (долл.)}$$

ПР - постановочні витрати, викликані освоєнням в серійному виробництві нового літака і розробкою процесу його виготовлення;

СР - спецрасходи (витрати на проведення випробувань серійних літаків).

Постановочні витрати і спецрасходи визначаємо по таблиці 3.5 методичного посібника:

$$ПР = 0.43 \times CO_C = 0.43 \times 297142.86 = 127771.43(\text{долл.});$$

$$СР = 0.3 \times CO_C = 0.3 \times 297142.86 = 89142.86(\text{долл.}).$$

де Z_0 - витрати на основну та додаткову заробітну плату виробничих робітників,

$$Z_0 = 1.5 \times 3.013 \times 10^4 \times m_K^{0.903} \times M^{0.42} \times N^{-0.32} \times K_{ПР};$$

$K_{ПР}$ - коефіцієнт, що враховує підвищення продуктивності праці робітника за час від розробки ескізного проекту, коли ведеться попередній розрахунок ціни літака, до початку серійного виробництва,

$$K_{ПР} = 1.08^{-t} = 1.08^{-5} = 0.68;$$

де $t = 5$ для середніх літаків.

$$Z_0 = 1.5 \times 3.013 \times 10^4 \times 2.2368^{0.903} \times 0.85^{0.42} \times 15^{-0.32} \times 0.68 = 24964.3(\text{долл.});$$

Непрямі цехові і загальнозаводські витрати:

$$\begin{aligned} KР_{Ц} &= 1.92 \times 3.04 \times Z_0 \times N^{-0.129} = 1.92 \times 3.04 \times 24964.3 \times 15^{-0.129} = \\ &= 102749.2(\text{долл.}); KР_3 = 1.92 \times 3.701 \times Z_0 \times N^{-0.359} \\ &= 1.92 \times 3.701 \times 24964.3 \times 15^{-0.359} = 67100.07(\text{долл.}). \end{aligned}$$

Обов'язкові внески на річну програму випуску літаків визначаються так:

$$ОВЗ = \frac{l_{ОВЗ} \times Z_{ППП} \times N}{100},$$

де $l_{ОВЗ} = 51\%$ - сумарна ставка обов'язкових внесків від витрат на оплату праці всіх категорій працюючих,

$Z_{ППП}$ - витрати на основну та додаткову заробітну плату працівників усіх категорій промислово-виробничого персоналу, що включаються в заводську середню собівартість одного літака.

$$Z_{ППП} = K_{З ППП} \times (CO_C + ПР + Z_0 + KР_{Ц} + KР_3),$$

де $K_{З ППП} = 0.235$ - частка витрат на оплату праці працівників усіх категорій промислово-виробничого персоналу в сумарних витратах на спеціальне оснащення, постановочні витрати, витрати на проведення випробувань, на основну та додаткову заробітну плату виробничих робітників, на непрямі витрати цехів основного виробництва і непрямі загальнозаводські витрати.

$$\begin{aligned} Z_{ППП} &= 0.235 \times (297142.86 + 127771.43 + 24964.3 + 102749.2 + 67100.07) \\ &= 145636.05(\text{долл.}) \end{aligned}$$

$$ОВЗ = \frac{51 \times 145636.05 \times 15}{100} = 1.114(\text{млн. долл.}).$$

Податок на додану вартість:

$$НДС = \frac{l_{НДС} \times Z_{ППП} \times N}{100},$$

де НДС - ставка податку на додану вартість, що дорівнює 20%,

$$НДС = \frac{20 \times 145636.05 \times 15}{100} = 0.437(\text{млн. долл.}).$$

Комунальний податок, що включається в собівартість і-тої річної програми випуску, складе:

$$H_{\text{КОМ}} = 0.875 \times \frac{145636.05 \times 15}{210} = 9102.253(\text{долл.})$$

де $H_{\text{КОМ}}$ - ставка комунального податку, що дорівнює 0.875 дол. / чол;
 $Z_{\text{ППП}}$ - середньомісячна заробітна плата одного робітника (210 \$).

$$H_{\text{КОМ}} = 0.875 \times \frac{145636.05 \times 15}{210} = 9102.253(\text{долл.})$$

Собівартість літака без відрахувань на утримання доріг складе:

$$C = M_0 + \text{ПИ} + \text{CO}_C + \text{ПР} + \text{СР} + Z_0 + \text{КР}_{\text{Ц}} + \text{КР}_3 + \text{ОВЗ} + \text{НДС} + H_{\text{КОМ}}$$

$$C = 10928.36 + 1390.63 \times 10^3 + 297142.86 + 127771.43 + \\ + 89142.86 + 24964.3 + 102749.2 + 67100.07 + 1.114 \times \\ \times 10^6 + 9102.253 = 3.67(\text{млн. долл.})$$

Відрахування на утримання доріг:

$$O_{\text{ДОР}} = 0.01523 \times C = 0.01523 \times 3.67 \times 10^6 = 55902.2(\text{долл.}).$$

Для запуску в серійне виробництво літаків на перший рік потрібно позика, яка дорівнює за величиною базової суми витрат, тобто:

$$C_{\text{БАЗ}} = M_0 + \text{ПИ} + \text{ПР} + \text{СР} + \text{CO}_C + Z_0 + \text{КР}_{\text{Ц}} + \text{КР}_3$$

$$C_{\text{БАЗ}} = 10928.36 + 1390.63 \times 10^3 + 297142.86 + 127771.43 + \\ + 89142.86 + 24964.3 + 102749.2 + 67100.07 = 2110.43(\text{тыс. долл.}).$$

Витрати на оплату відсотків за короткострокові позики банків, одержання яких пов'язане з виробничою діяльністю, складають суму, рівну 30% від величини позики:

$$\text{ПКС} = 0.3 \times 2110430 = 633129(\text{долл.}).$$

Заводська середня собівартість одного літака з річного обсягу випуску в 15 штук без собівартості становить:

$$C_3 = M_0 + \text{ПИ} + \text{CO}_C + \text{ПР} + \text{СР} + Z_0 + \text{КР}_{\text{Ц}} + \text{КР}_3 + \text{ОВЗ} + \text{НДС} + H_{\text{КОМ}} + \\ + \text{ПКС} + O_{\text{ДОР}}$$

$$C_3 = 10928.36 + 1390.63 \times 10^3 + 297142.86 + 127771.43 + \\ + 89142.86 + 24964.3 + 102749.2 + 67100.07 + 1.114 \times 10^6 + 0.437 \times 10^6 + \\ + 9102.253 + 633129 + 55902.2 = 4359031.2(\text{долл.})$$

Повна середня собівартість літака:

$$C_{\text{П}} = 1.01 \times C_3 = 1.01 \times 4.359 \approx 4.4(\text{млн. долл.}).$$

Планована прибуток серійного заводу:

$$\text{П} = \frac{P \times C_{\text{П}}}{100},$$

де $P = 25\%$ - планована рентабельність від реалізації одного літака серійним заводом,

$$П = \frac{25 \times 4.4}{100} = 1100 (\text{тыс. долл.}).$$

З урахуванням податку на прибуток, що становить 30% до її величині, в розташуванні заводу залишається чистий прибуток, що дорівнює:

$$П_{ч} = 0.7 \times П = 0.7 \times 1100 = 770 (\text{тыс. долл.}).$$

Розрахункова середня ціна літака без двигунів:

$$Ц_{с} = C_{п} + П = 1.2 + 4.4 = 5.6 (\text{млн. долл.}).$$

Вартість двигунів ТРДД розраховується укрупнено за формулою:

$$Ц_{дв} = 0.015 \times K_{нво} \times K_{сх} \times K_{сдв} \times R_{max} \times (3400 - 10\sqrt{R_{max}}),$$

де $K_{нво} = 1.61$ - коефіцієнт, що враховує у витратах на проектування податки, обов'язкові внески, відрахування;

$R_{max} = 12.89$ (кН) = 1289 (даН) - злітна тяга одного двигуна;

$K_{сх}, K_{сдв}$ - коефіцієнти, що враховують тип двигуна і серійність;

$K_{сх} = 1.15$ для ТРДД при $M < 1$.

$$K_{сдв} = \left(\frac{1500}{\sum n_{дв}} \right) 0.5,$$

де $n_{дв}$ - кількість двигунів в серії;

$$\sum n_{дв} = N_{с} \times n_{дв} \times (1 + K_{зем} + h_{зем}) \times (1 + K_{об}) \times \frac{T_{с}}{T_{дв}};$$

де $N_{с}$ - кількість літаків, на яких встановлюються двигуни даного типу;

$n_{дв}$ - кількість двигунів, на одному літаку;

$K_{зем}$ - коефіцієнт, який прирівнює час роботи двигуна на землі і в повітрі, що дорівнює 0.2;

$h_{зем}$ - питома вага часу роботи двигуна на землі в загальному льотному часу літака, що дорівнює 0.05;

$K_{об}$ - коефіцієнт оборотного фонду двигунів даного типу, величина якого залежить від міжремонтного ресурсу двигуна в обороті, наближено $K_{об} = 0.2 - 0.3$.

$$\sum n_{дв} = 15 \times 2 \times (1 + 0.2 + 0.05) \times (1 + 0.25) \times \frac{20000}{8000} = 118 (\text{дв.});$$

$$K_{сдв} = \left(\frac{1500}{\sum n} \right) = \left(\frac{1500}{118} \right) 0.5 = 3.5654.$$

Тоді вартість ТРДД, що встановлюються на даний літак, буде дорівнює:

$$Ц_{с} = C'_{с} + C_{дв} = 5.6 \times 10^6 + 2 \times 388140.35 = 6.3763 (\text{млн. долл.}).$$

Розрахунок витрат на експлуатацію літака і двигуна і собівартості перевезення, ціна квитка

Витрати на амортизацію і капітальні ремонти на одну годину роботи літака визначаються за формулою:

$$A_1 = 0.01 \times K_1 \times C_{с} \times \frac{1 + K_{рс} \times \left(\frac{T_{с}}{t_{с}} - 1 \right)}{T_{с}}, \text{ доларів / год}$$

$$K_{рс} = 0.11 + \frac{3 \times 10^4}{C_{с}} = 0.115$$

$$A_1 = 0.01 \times 1.065 \times 5600000 \times \frac{1+0.115 \times 4}{30000} = 2.9 \text{ доларів / год}$$

Витрати на амортизацію і капітальні ремонти на одну годину роботи двигуна визначаються за формулою:

$$A_2 = 0.01 \times K_2 \times n_{\text{ДВ}} \times Ц_{\text{ДВ}} \times \frac{1+K_{\text{Р,ДВ}} \times \left(\frac{T_{\text{С}}}{t_{\text{С}}}-1\right)}{T_{\text{С}}}$$

$$K_{\text{Р,ДВ}} = 0.15 + 4.15 \times 10^{-5} \times \left[1 - 0.2 \times \left(\frac{T_{\text{ДВ}}}{t_{\text{ДВ}}} - 1\right)\right] \times T_{\text{ДВ}}$$

$$K_{\text{Р,ДВ}} = 0.15 + 4.15 \times 10^{-5} \times \left[1 - 0.2 \times \left(\frac{6000}{3000} - 1\right)\right] \times 6000 = 0.3492$$

$$A_2 = 0.01 \times 1.07 \times 2 \times 388140.35 \times \frac{1+0.3492 \times 4}{6000} = 3.32 \text{ доларів / год.}$$

Витрати на поточний ремонт і технічне обслуговування планера визначаються за формулою:

$$A_3 = 0.024 \times K_3 \times K_4 \times (0.39 - 0.121 \times 10^{-5} \times m_{\text{П.С.}}) \times m_{\text{П.С.}}$$

$$A_3 = 0.024 \times 0.35 \times (0.39 - 0.121 \times 10^{-5} \times 4571) \times 4571 = 14.763 \text{ доларів / год.}$$

Витрати на поточний ремонт і технічне обслуговування двигунів визначаються за формулою:

$$A_4 = \frac{0.024 \times 16 \times K_2 \times K_5 \times n_{\text{ДВ}} \times \sqrt{R_{\text{max}}}}{1 + 7 \times 10^{-5} \times T_{\text{ДВ}}}$$

$$A_4 = \frac{0.024 \times 16 \times 1.07 \times 1 \times 2 \times \sqrt{1289}}{1 + 7 \times 10^{-5} \times 6000} = 20.8 \text{ долларов / час}$$

Витрати по заробітній платі ЛПС розраховуються за формулою:

$$A_5 = 1.5 \times (0.9 \times n_{\text{пасс}} - 0.00237 \times n_{\text{пасс}}^2 - 2.9 \times 10^{-6} \times n_{\text{пасс}}^3)$$

Беручи до уваги, що літак вміщає лише вісім пасажирів, отримуємо:

$$A_5 = 1.5 \times (0.9 \times 8 - 0.00237 \times 8^2 - 2.9 \times 10^{-6} \times 8^3) = 10.57 \text{ долларов / час}$$

Витрати на паливо, що припадають на годину польоту, визначаються за формулою:

$$A_6 = 1.5 \times b \times \frac{m_{\text{T}}}{t_{\Sigma}}$$

$$A_6 = 1.5 \times 1.045 \times \frac{1990}{5.5} = 567.15 \text{ доларів / год.}$$

Інші прямі витрати, що припадають на одну годину польоту, визначаються:

$$A = \sum_{i=1}^7 A_i = 693.85 \text{ доларів / год}$$

Непрямі витрати на одну годину польоту визначаються залежністю:

$$B = \text{КАЕР} + \frac{1.1 \times n_{\text{пасс}}}{t_{\Sigma}} = 82.5 + \frac{1.1 \times 8}{5.5} = 84.1 \text{ долларов / час}$$

Величина рейсовий швидкості літака визначається на підставі його крейсерській швидкості:

$$V_P = \frac{L \times V_{\text{КР}}}{L + V_{\text{КР}} + \Delta t} = \frac{3000 \times 750}{3000 + 750 + 0.435} = 600 \text{ км / час}$$

Повна собівартість експлуатації літака під час перевезення комерційного вантажу на один кілометр шляху розраховується за формулою:

$$C_{\text{ТКМ}} = \frac{A+B}{m_{\text{ГР}} \times K_3 \times V_p} = \frac{693.85+84.1}{1.2 \times 0.8 \times 600} = 1.08 \text{долларов/т} \times \text{км}$$

Виручка, що отримується компанією від використання літаків даного типу, яка припадає на один тонно-кілометр, становить:

$$B_{\text{АК}} = \frac{Ц_6 \times n_{\text{пасс}} \times K_3}{m_{\text{ГР}} \times V_p \times \tau}$$

Для визначення ціни квитка за умови беззбитковості експлуатації літака даного класу. Запишемо формулу для виручки компанії в вигляді:

$B_{\text{АК}} = C_{\text{ТКМ}} + P_{\text{АК}}$, де $P_{\text{АК}}$ - прибуток прирівняємо до нуля (умова беззбитковості), тоді:

$$Ц'_6 = \frac{C_{\text{ТКМ}} \times m_{\text{ГР}} \times V_p \times \tau}{n_{\text{пасс}} \times K_3} = \frac{1.08 \times 1.2 \times 600 \times 4}{8 \times 0.65} = 598.1 \text{долл.}$$

При рентабельності 25% ціна квитка:

$$Ц_6 = Ц'_6 \times 1.25 = 598.1 \times 1.25 = 747.6 \text{ долл.}$$

Визначення точки беззбитковості виробництва

Для визначення точки беззбитковості побудуємо графічні залежності доходу від програми випуску і сумарних витрат виробництва від програми випуску. Ці залежності представлені на рисунку 2.1.

Для побудови кривої беззбитковості, необхідно визначити ціну літака з урахуванням прибутку. Середньостатистична прибуток при продажу нового літака становить 25%.

В постійні витрати виробництва входять витрати на:

- ремонт та утримання обладнання;
- цехові витрати;
- зарплати співробітників працюють на ставку.

У змінні витрати входять:

- зарплати виробничих робітників;
- витрати на матеріали, комплектуючі покупні вироби, напівфабрикати.

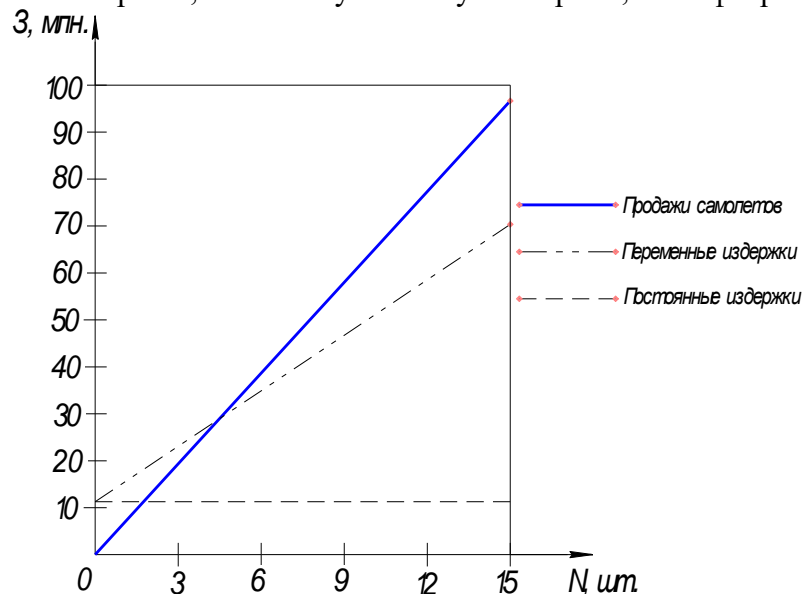


Рисунок 2.1 Побудова кривої беззбитковості

Аналіз конкурентоспроможності проєктованого літака

Дані для аналізу конкурентоспроможності представлені в таблиці 2.1. Під порівнюваним варіантом №1 маються на увазі характеристики літака Beechcraft Model 400A, під варіантом №2 - характеристики Cessna Citation X. В результаті аналізу робимо висновок, що проєктований літак є конкурентоспроможним за наведеними характеристиками і за загальними їх показниками навіть перевершує існуючі аналоги, розглянуті в таблиці 2.1

Розрахунок показників якості

Таблиця 2.1

| N п/ п | Найменування показників якості | Одиниця виміру | коефіцієнт вагомості | Абсолютні показники якості вироба | | | | Відносні показники якості вироба | | | | | | | |
|--------------|--------------------------------|----------------|----------------------|-----------------------------------|-----------------------|-------------------|--------------|----------------------------------|---------------------|-----------------------|---------------------|-------------------|---------------------|--------------|---------------------|
| | | | | | | | | Свій варіант | | Beechcraft Model 400A | | Cessna Citation X | | гіпотетичний | |
| | | | | Свій варіант | Beechcraft Model 400A | Cessna Citation X | гіпотетичний | k_{ij} | $k_{ij} \times b_i$ | k_{ij} | $k_{ij} \times b_i$ | k_{ij} | $k_{ij} \times b_i$ | k_{ij} | $k_{ij} \times b_i$ |
| 1 | Злітна маса | кг. | 0.14 | 12000 | 7303 | 7212 | 7212 | 0.6 | 0.084 | 0.98 | 0.13 | 1 | 0.14 | 1 | 0.14 |
| 2 | Комфортність | | 0.15 | 0.857 | 0.92 | 0.8 | 0.92 | 0.93 | 0.14 | 1 | 0.15 | 0.86 | 0.129 | 1 | 0.15 |
| 3 | Тягоозброєність | | 0.08 | 0.33 | 0.352 | 0.358 | 0.33 | 1 | 0.08 | 0.93 | 0.074 | 0.92 | 0.073 | 1 | 0.08 |
| 4 | Цільове навантаження | кг. | 0.11 | 1200 | 1103 | 891 | 1200 | 1 | 0.11 | 0.19 | 0.020 | 0.74 | 0.081 | 1 | 0.11 |
| 5 | Дальність польоту | м | 0.12 | 4500 | 3575 | 3558 | 4500 | 1 | 0.12 | 0.79 | 0.094 | 0.79 | 0.094 | 1 | 0.12 |
| 6 | Собівартість | долл/т*км | 0.05 | 0.59 | 0.89 | 0.49 | 0.49 | 0.83 | 0.041 | 0.55 | 0.027 | 1 | 0.05 | 1 | 0.05 |

| | | | | | | | | | | | | | | | |
|-------------------------------|------------------------|--------|------|-------|-------|-------|-------|------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|------|
| | експлуатації на 1 т*км | | | | | | | | | | | | | | |
| 7 | Коефіцієнт віддачі | | 0.09 | 0.168 | 0.151 | 0.124 | 0.168 | 1 | 0.09 | 0.89 | 0.080 | 0.74 | 0.066 | 1 | 0.09 |
| 8 | Максимальна швидкість | км/год | 0.09 | 900 | 854 | 920 | 920 | 0.98 | 0.088 | 0.92 | 0.082 | 1 | 0.09 | 1 | 0.09 |
| 9 | Статична стеія | км | 0.07 | 12 | 12.5 | 13.7 | 13.7 | 0.87 | 0.06 | 0.89 | 0.062 | 1 | 0.07 | 1 | 0.07 |
| 10 | Цена виробу | млн.\$ | 0.1 | 6.8 | 9.2 | 7.1 | 6.8 | 1 | 0.1 | 0.73 | 0.073 | 0.95 | 0.095 | 1 | 0.1 |
| Узагальнюючий показник якості | | | | | | | | | | 0.891 | | 0.792 | | 0.888 | 1 |

СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

Використання сонячної енергії для ЛА

Зазвичай під терміном «сонячна батарея» мається на увазі кілька об'єднаних фотоелектричних перетворювачів (фотоелементів) - напівпровідникових пристроїв, які перетворюють сонячну енергію в постійний електричний струм. Сонячні батареї бувають різного розміру: від вбудованих в мікрокалькулятори, до таких, які займають дахи автомобілів і будинків.

Вони знайшли застосування в різних сферах промисловості: для забезпечення електрикою і / або підзарядки акумуляторів різної побутової електроніки - калькуляторів, плеєрів, ліхтариків; для підзарядки електромобілів; для енергозабезпечення будівель; сонячно-вітрова енергоустановка; енергозабезпечення населених пунктів. Наприклад, сонячні батареї великого розміру дуже широко використовуються в тропічних і субтропічних регіонах з великою кількістю сонячних днів. Особливо вони популярні в країнах Середземномор'я, де їх поміщають на дахах будинків. Або для отримання електричної енергії на космічних апаратах: вони працюють довгий час без витрати будь-яких матеріалів, і в той же час є екологічно безпечними, на відміну від ядерних і радіоізотопних джерел енергії. Однак при польотах на великій відстані від Сонця їх використання стає проблематичним.

Потужність потоку сонячного випромінювання на квадратний метр, без урахування втрат в атмосфері, становить близько 1350 ват. У той же час, питома потужність сонячного випромінювання в Європі в дуже хмарну погоду навіть удень може бути менше 100 Вт/м². За допомогою найбільш поширених сонячних батарей можна перетворити цю енергію в електрику з досить високою ефективністю, при цьому ціна батареї буде досить прийнятною.

На ефективність фотоелементів впливають різні фактори:

- особливості будови фотоелементів викликають зниження продуктивності панелей з ростом температури;
- часткове затінення панелі викликає падіння вихідної напруги за рахунок втрат в неосвітленому елементі, який починає виступати в ролі паразитної навантаження;
- для досягнення найбільшої ефективності потрібно правильний підбір опору навантаження. Для цього фотоелектричні панелі не підключають безпосередньо до навантаження, а використовують контролер управління фотоелектричними системами, що забезпечує оптимальний режим роботи панелей.

Думка про використання електродвигуна в якості силової машини для приводу гвинта літака існувала давно. Але реалізувати її тривалий час не вдавалося. Основних причин всього дві: низька питома потужність як електродвигунів, та й бортових джерел струму - акумуляторів і сонячних батарей. Але ідею, як відомо, вбити не можна: не рано і не пізно, а точно в свій час вона все одно матеріалізується. І для її втілення в життя слід дотримуватися третьої умови: наявність ентузіастів.

Необхідно трохи заглибитися в історію перших безпілотних літальних апаратів на сонячній енергії, щоб зрозуміти чого досягла сучасна наука в їх використанні.

Найперший в світі ЛА з сонячної енергоустановкою, розроблений конструктором Р. Баучером з компанії Astro Flight, піднявся в повітря 4 листопада 1974 року на полігоні військової бази Форт-Ірвін в Каліфорнії. Крила Sunrise I були обклеєні 4096 фотоелементами, які давали сумарну потужність 450 Вт. Цього виявилось достатньо, щоб апарат з розмахом крила 9,75 м і масою 12 кг досяг висоти 6100 м. Правда, злітав він не сам, а запускався за допомогою своєї «рогатки».

В 1975году в повітря піднявся Sunrise II, який мав 4480 фотоелементів, що давали вже 580 Вт. А важив він, завдяки використанню новітніх композиційних матеріалів, всього 10,2 кг. Конструктори сподівалися, що апарат підніметься на висоту 23 000 м, однак проблеми з управлінням так і не дозволили цього досягти.

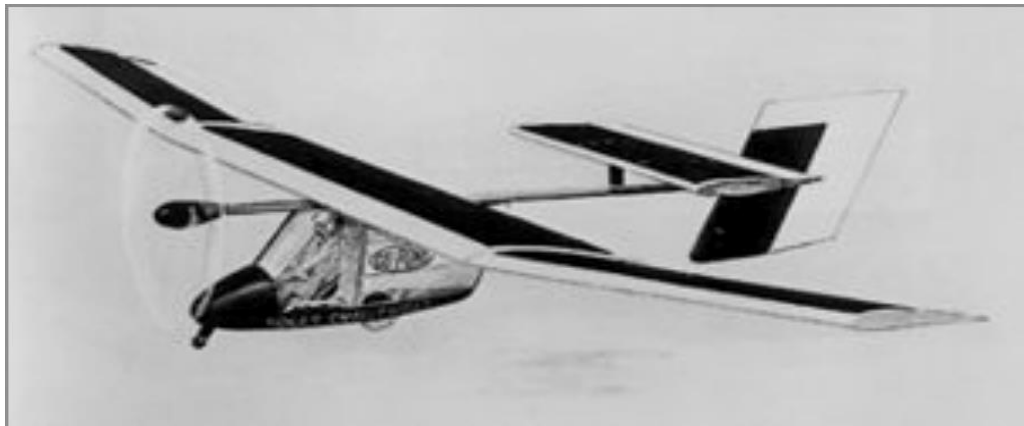
У 1980 році після успішного створення мускулоліта Пол Мак-Кріді вирішив створити пілотований літак з електродвигуном, які отримують живлення від сонячних батарей. Взавши Gossamer Albatros, він встановив над крилом панель сонячних батарей, замість велосипедного

приводу змонтував електродвигун і спробував підняти літак, названий Gossamer Penguin - "Пінгвін", в небо. 3920 фотоелементів давали потужність 541 Вт. При розмаху крила 21,66 м апарат мав власну вагу 30,87 кг. Це був, ймовірно, перший політ пілотованого «сонцеліту». Він повинен був перелетіти Ла-Манш, однак виявився крихким і літав погано. Під час перших випробувань він майже не відривався від землі, а після доопрацювання літав не далі, ніж на 3 км.



Тоді Пол Мак-Кріді знову змінив аеродинамічну компоновку літака. Кабіну і крило він запозичив від Gossamer Albatros, гвинт з електродвигуном встановив попереду, а киль і стабілізатор ззаду. Блоки фотоелементів розмістилися всередині крила і стабілізатора під прозорою обшивкою. Збільшили і число фотоелементів. Їх стало 16 тисяч, а максимальна потужність, що віддається ними, досягла 2,67 кВт. Для розміщення додаткових елементів довелося збільшити розмах крил до 14,3 м. Незважаючи на це, їх маса становила всього 21 кг, а загальна маса літака без пілота - 56 кг при довжині 8,3 м.

Спеціально був розроблений надлегкий двигун, що розвиває потужність в 2,5 к.с. Розрахунки показували, що з нововведеннями літак міг піднятися до висоти 2 км і летіти зі швидкістю 56 км/год. Про всяк випадок, щоб не повторилася історія "Пінгвіна", Мак-Кріді змінив назву літака на Solar Challenger. Після кількох вдалих і не зовсім вдалих польотів в 1981 р він зробив свою справу: став першим в історії літаком, який пролетів 262 км через протоку від Парижа до Менстона в графстві Кент, «живцюючись» виключно Сонцем.



Можливість польоту на сонячній енергії була переконливо доведена, і йому стали шукати практичне застосування. При цьому саме по собі відсутність потреби в паливі було не так уже й важливо; набагато більше значення мала перспектива майже як завгодно довгого перебування в повітрі. Вона ж звертала увагу фахівців до безпілотним апаратів - бо чинником, що обмежує тривалість польоту, не ставала людина. "Безпілотники", на думку фахівців, мають відмінні перспективи. Такі літаки можуть нести радіо ретрансляційну, телекомунікаційну, розвідувальну апаратуру, системи для здійснення моніторингу атмосфери і т.д.

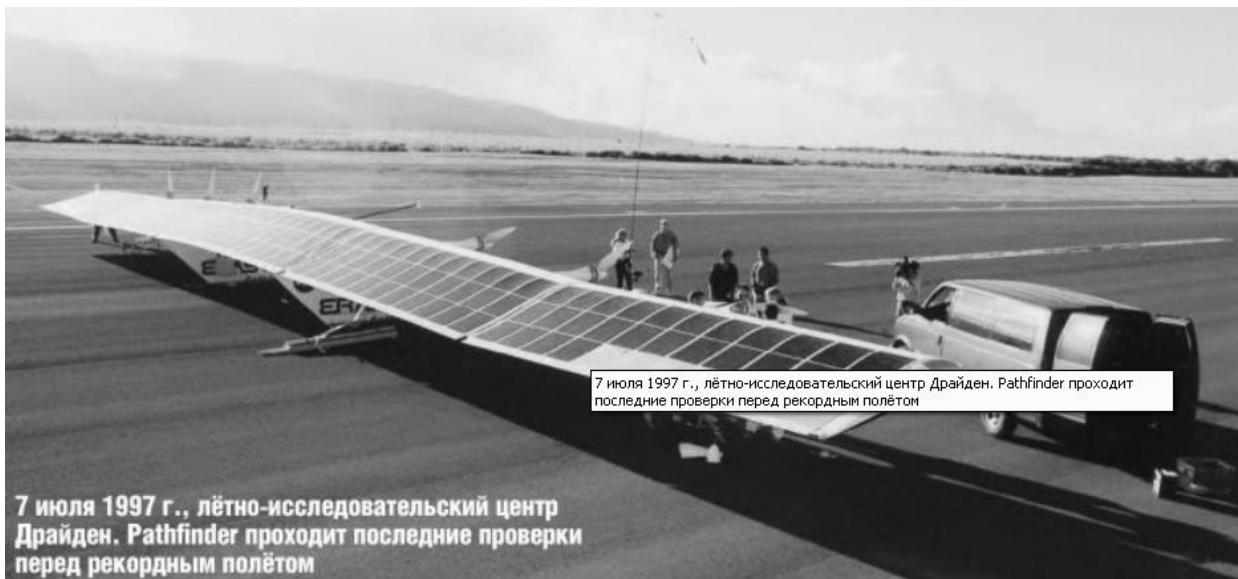
Отримавши фінансування від одного з урядових відомств США, в AeroVironment почали роботу над проектом «висотних сонячного безпілотного літака» (HALSOL - High Altitude Solar). Апарат, який почав польоти в липні 1983 р був «літаюче крило» розмахом 30 м і шириною 2,44 м, зроблене з композитів і пластмас. Під центральною секцією (всього їх було п'ять) змонтували дві гондоли, в яких розміщувалася цільове навантаження, система радіоуправління і телеметрична апаратура, а також шасі. Майже рівномірно по розмаху розміщувалися вісім двигунів з гвинтами змінного кроку. HALSOL важив 185 кг, з чого приблизно 10% становила корисне навантаження.

Складність була в тому, що для апарату не знайшлося підходящих сонячних елементів. Тому польоти, які проходили в районі військової бази Грум-Лейк, штат Невада, здійснювалися при заживленні моторів від акумуляторів. Природно, повноцінних випробувань бути не могло; але проведені дев'ять польотів дали впевненість в тому, що аеродинамічні рішення обрані правильно. Розвиток проекту призупинили, а літак поставили на зберігання.

Проект повернули до життя фахівці НАСА. Разом з новим ім'ям - Pathfinder - апарат отримав космічні фотоелементи, причому тепер вони займали практично всю верхню поверхню крила. Ще на ньому була акумуляторна батарея, яка забезпечувала політ протягом двох-

п'яти годин - на випадок необхідності долетіти куди-небудь після настання темряви. А кількість двигунів незабаром зменшили до шести. Для управління по тангажу літак мав вузькі рулі на задній кромці крила; управління по курсу і крену здійснювалося за рахунок диференціального регулювання обертів зовнішніх двигунів.

Першим завданням літака Pathfinder було довести, що настільки легка конструкція з таким великим подовженням крила може експлуатуватися з звичайного аеродрому і здатна забиратися на дуже великі висоти. 11 вересня 1995 року в 12-годинному польоті з авіабази Драйден він досяг висоти 15 400 м, що стало неофіційним рекордом - поки тільки для літаків, що приводяться в дію енергією Сонця. А в липні 1997 року було зафіксовано нове досягнення: висота польоту 21 800 м. Це був уже рекорд не тільки для сонцельотів, а й взагалі для літальних апаратів, що приводяться в рух повітряними гвинтами.



Недоліком цієї моделі була можливість літати тільки вдень, ввечері він змушений був приземлятися. Для забезпечення цілодобового польоту необхідно частину енергії від сонячних батарей використовувати для роботи електродвигунів, а частина запасати.

Для цих цілей компанія SkyTower передбачає встановити на літаюче крило паливні елементи. І тоді нова модифікація - Pathfinder-Plus - зможе безперервно перебувати в повітрі протягом шести місяців.

Pathfinder-Plus - експериментальний безпілотний літальний апарат. Дослідний зразок БПЛА. Створено компанією AeroVironment. Helios був одним з досвідчених апаратів, будівництво спонсорував NASA.

У 1998 р вийшов вдосконалений Pathfinder Plus. На ньому зробили нову центральну секцію крила - зі спеціальним висотним профілем і вдвічі більшого розмаху; загальний розмах збільшився до 36,9 м. На цю секцію поставили новітні фотоелементи, вони збільшили максимальну потужність системи електроживлення до 12,5 кВт. На літаку знову було вісім двигунів.

6 серпня 1998 р Pathfinder Plus встановив новий рекорд висоти польоту для сонцелётів і гвинтових апаратів: 24, 445 м.



Фахівців цікавило ефективність нового покоління фотоелементів, які передбачалося використовувати при розробці літака Centurion з практичним стелею в 30 000 м. Цей апарат вже не був «зроблений з» літака Pathfinder, хоча в ньому використана та ж концепція - літаюче крило. Це крило мало розмах вже 62,8 м і значно більш міцну конструкцію, число двигунів збільшилася до 14. Машина мала чотири підкрильні гондоли для обладнання і шасі, а її корисне навантаження доходила до 272,5 кг. Це був уже справжній безпілотний літак, придатний до практичної роботи.



Centurion виконав всього три польоти, причому не під сонячною батареєю, а з використанням акумуляторів. Однак правильність обраного шляху була доведена, і в 1999 р апарат стали допрацьовувати вже під новим ім'ям - Helios.

Крило нової машини складалося з шести однакових секцій, мало довжину 75,3 м. І це при максимальному злітному вазі всього 272,4 кг. Хорда крила була 2,44 м; за рахунок біль-

шого розмаху кількість фотоелементів було доведено до 62 120. Зовнішні секції, для підвищення стійкості по крену, встановлювалися з кутом поперечного $V = 10^\circ$. П'ять подкрильєвих гондол розташовувалися в місцях стику секцій крила. Кількість двигунів зменшили до 10.

Helios повинен був відповідати двом основним цілям: сталий політ на висоті близько 30 км і політ тривалістю не менше 24 год, з яких не менше 14 на висоті не менше 15 км. Друге завдання визначила склад енергетичної системи: це була комбінація з сонячних батарей, акумуляторів і повітряно-водневих паливних елементів для польоту вночі.

У 2006 році компанія QinetiQ провела перші випробування своєї безпілотного літального апарату Zephyr. Zephyr - це не окремий зразок, а програма, в ході якої створюються апарати, подібні з аеродинаміки і конструкції, але різняться в розмірах. Схема у них цілком класична - моноплан з рейкою-фюзеляжем і звичайним хвостовим оперенням, двигуни - на крилі, гвинти тягнуть. Зовнішні частини консолей приблизно на 40% розмаху встановлені з позитивним V для підвищення поперечної стійкості, на верхній поверхні крила - сонячні батареї товщиною в аркуш паперу, всередині - літєві акумулятори. Основні силові елементи зроблені з вуглецевих композиційних матеріалів.

Першими двома апаратами були машини з розмахом 12 м, вагою 27 кг. Крайні результати - 6 ч в повітрі, висота 8,2 км. У вересні 2001 року був встановлений рекорд за тривалістю польоту. Апарат вагою 31 кг, з розмахом крила 18 м літав 54 ч. Zephyr злітає під управлінням оператора, а в певний момент часу управління бере на себе автопілот, що направляє шлях апарату за допомогою супутникової навігаційної системи.

Безпілотний літальний апарат Zephyr був запущений в повітря ще 9 липня 2010 року і перебував в польоті 14 днів. Він використовує сонячні батареї для генерації електроенергії, яка служить для живлення двигунів. Для забезпечення двигунів енергією в нічний час використовуються акумуляторні батареї, які заряджаються від сонячних панелей в світлий час доби. Таким чином, по завершенні розробників, такий апарат може знаходитися в повітрі невизначено довгий проміжок часу. Пристрій має спеціально розроблений дизайн крила. При цьому за рахунок застосування в конструкції вуглецевого волокна маса всього літального апарату склала 50 кг.

БПЛА Zephyr володіє наступними технічними характеристиками: загальна маса 50 кг, розмах крил 22,5 м, максимальна висота польоту 18 км, вантажопідйомність 4 кг. Сонячні батареї розміщені на найбільш відкритих для сонця частинах крил, а накопичена енергія запасється в літєвих батареях. У повітрі літак тримається завдяки системі автопілотування. На жаль, дані про швидкість переміщення апарату по повітрю розробник не розкриває.

Сфера застосування подібних апаратів надзвичайно широка - це метеоспостережень, вивчення атмосфери, ретрансляція радіосигналів, здійснення прихованого спостереження за певною територією і об'єктами і багато інших завдань.

Ще однією новітньою розробкою ІАІ є безпілотний літак, що працює на сонячній енергії, створений спільно з фахівцями хайфського «Техніона». Новий літак, що важить 5 кг, може нести вантаж токой ж ваги, і перебувати в повітрі стільки, скільки потрібно, оскільки сонячної енергії, що акумулюється протягом дня, вистачає на політ протягом ночі. Для акумуляції енергії на крилах літака розташовані чотири з половиною метра сонячних батарей.

Останнім проривом в авіації на даний момент вважається сонцеліт Solar Impulse. Пілот Андре Боршберг і його колега Бертран Піккар працювали над створенням апарату сім років. Перший ескіз сонцеліта з'явився в 2003 р. Цікаво, що тоді він був зовсім не схожий на той Solar Impulse, який в липні цього року зробив принципово важливий крок у справі «сонячного літання». Це був апарат, дуже схожий на класичний планер з Т-образним хвостовим оперенням, тільки з двома двигунами з пропелерами, встановленими на кінцях стабілізатора. Але проект був значно перероблений і в 2007 р модель майбутнього літака виглядала вже інакше. Мабуть, головним її відмінністю від злетів конструкції можна назвати розташування крила на пілоні і фюзеляж у вигляді гондолої з довгою і тонкою хвостовій балкою. Можна зробити припущення - чому відмовилися від пілона. Перевага пілона в тому, що в місці стику крила з ним

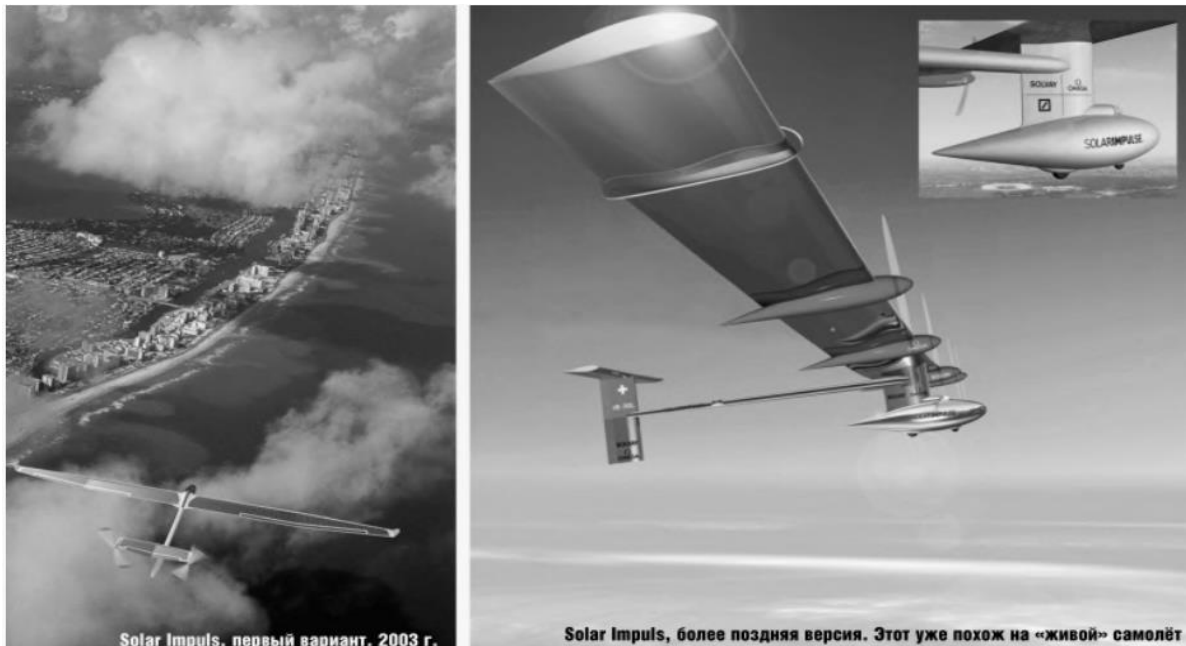
обтікання погіршується значно менше, ніж якби крило було прикріплено до фюзеляжу. Крім того, виключається потреба в складному і «незручному» елементі конструкції - центроплане, необхідному для силового сполучення крила з фюзеляжем. Однак є і мінус. При установці крила на пілоні центр тяжіння всього апарату переміщається вниз щодо точки додаток підйомної сили, а це збільшує момент інерції навколо поздовжньої осі (по крену). Але у солнцельоту дуже довге крило, тобто цей момент і так дуже великий. Напевно, уточнивши розрахунки, прийшли до висновку, що робити його ще більше не потрібно.



Можлива й інша причина відмови від пілона. У побудованого апарату, як легко бачити, є фюзеляж - досить тонкий, але все ж значно більше «об'ємний», ніж стержнеобразная хвостова балка «пілонного» варіанту. А «товста» конструкція дозволяє досягти необхідної міцності ціною меншої ваги, ніж «тонка». У ще більшою мірою це відноситься до жорсткості - здатності конструкції не гнутися, не скручуватися під впливом зовнішніх навантажень. Нарешті, велика площа «товстої» конструкції в місці з'єднання її з іншою частиною апарату дозволяє рознести «відламується» зусилля на великі відстані, що знижує навантаження на вузли кріплення - їх можна проектувати більш легкими.

Так що майже рейкова хвостова балка попереднього «пілонного» варіанту Solar Impuls'a може бути не легше, а як раз важче об'ємного фюзеляжу, такого, здавалося б, громіздкого в порівнянні з нею. Відзначимо, що фюзеляж солнцельота зроблений в основному з плоских панелей - це технологічно простіше, ніж каплеподібна гондола плюс пілон з крилоподібним профілем і тонка кругла хвостова балка. І, до речі, теж може бути більш вигідно з точки зору маси конструкції.

Ще варто звернути увагу на Т-образне хвостове оперення. Навантаження від стабілізатора передається на хвостову ферму через кіль; це означає, що кіль повинен мати міцність більшу, ніж потрібно йому для виконання його власних функцій. На літаючому літаку останньої модифікації стабілізатор лежить безпосередньо на фюзеляжі, і кіль не відчуває додаткового обтяження, його конструкція може бути полегшена.



Зрештою HB-SIA - таке офіційне позначення має перший екземпляр машини - вийшов майже звичайним Чотиримоторний високопланом, єдина «нетрадиційна» деталь - хрестоподібне оперення, в якому кіль є не тільки зверху фюзеляжу, а й знизу. Що цікаво - при своїх розмірах і розмаху крил 63,4 метра (площа 200 м²) і довжині 21,85 м Solar Impulse важить всього лише 1,6 тонни. Літак зроблений з композиційних матеріалів. Показник навантаження на крило - 8 кг / м², як у кращих планерів. В конструкції літака передбачено чотири двигуни потужністю по 7,35 кВт (приблизно 10 к.с.), які працюють від полімерних літєвих батарей. Швидкість, яку здатний розвивати даний апарат, складає 70 км / год.

Технічні дані прототипу HB-SIA:

- висота польоту 8500 м;
- найбільша маса 1600 кг;
- крейсерська швидкість 70 км / год;
- мінімальна швидкість 35 км / год;
- розмах крила 63,40 м;
- площа крила 200 м²;
- довжина 21,85 м;
- висота 6,40 м;
- силова установка чотири двигуни 7,35 кВт;
- чотири гвинти діаметр 3,5 метра;
- Li-Po акумулятори, маса 400 кг.

Апарат отримав комбіновану систему живлення. Фотоелектричні панелі включають в себе сумарно 11 628 монокристалів з ККД перетворення 22,5%. Частина елементів встановлена на нижній поверхні крила, і вони дещо іншого типу, ніж верхні; це зроблено для уловлювання випромінювання, що йде під дуже невеликим кутом і відбитого від земної поверхні. Літій-полімерна акумуляторна батарея «з'їдає» чверть максимальної злітної маси - 400 кг. Але нічний політ можливий не тільки завдяки акумулятору. Solar Impulse має характеристики прекрасного планера, і тому може далеко летіти за рахунок порівняно повільного зниження. У багатодобового польоті їм керують таким чином: вдень піднімати на максимальну висоту, вночі - опускати до безпечної, яка визначається багато в чому турбулентністю, властивої нижнім, приземним, шарам атмосфери.

8 липня 2010 року, о 6 год 51 хв за місцевим часом, Solar Impulse провів у повітрі 26 годин 9 хв. У польоті була досягнута висота 8,7 км, що є рекордом для пілотованих сонцелітотів. Але головне - тепер практично доведено, що людина може літати на апараті важчому за повітря, використовуючи лише енергію Сонця.

Зрештою HB-SIA - таке офіційне позначення має перший екземпляр машини - вийшов майже звичайним чотирьохмоторним високопланом, єдина «нетрадиційна» деталь - хрестоподібне оперення, в якому киль є не тільки зверху фюзеляжу, а й знизу. Що цікаво - при своїх розмірах і розмахом крил 63,4 метра (площа 200 м²) і довжині 21,85 м Solar Impulse важить всього 1,6 тони. Літак зроблений з композиційних матеріалів. Показник навантаження на крило - 8 кг/м², як у кращих планерів. В конструкції літака передусмотрени чотири двигуни потужністю по 7,35 кВт (приблизно 10 к.с.), які працюють від полімерних літєвих батарей. Швидкість, яку здатен розвинути зараз апарат, складає 70 км/год.

Технічні дані прототипу HB-SIA:

- висота польоти 8500 м;
- найбільша маса 1600 кг;
- крейсерська ШВИДКІСТЬ 70 км / год;
- мінімальна ШВИДКІСТЬ 35 км / год;
- розмах крила 63,40 м;
- площа крила 200 м²;
- довжина 21,85 м;
- висота 6,40 м;
- силова установка Чотири двигуни 7,35 кВт;
- чотири гвинти діаметр 3,5 метра;
- Li-Po акумулятори, маса 400 кг.

Апарат отримав комбіновану систему живлення. Фотоелектричні панелі включаються в собі сумарно 11 628 монокристалів з ККД перетворення 22,5%. Частина елементів встановлені на нижньої поверхні крила, дещо іншого типу, ніж елементи верхньої; це зроблено для уловлювання випромінювання, що йде під дуже невеликим кутом і відбитого від земної поверхні. Літій-полімерна акумуляторна батарея «з'їдає» чверть максимальної злітної маси - 400 кг. Але нічний політ можливий не тільки завдяки акумуляторів. Solar Impulse має характеристики як у чудового планера, і тому може далеко летіти за рахунок порівняно повільного зниження. У багатодобового польоті їм керують таким чином: вдень піднімають на максимальну висота, вночі - зниження до безпечної, яка визначається турбулентністю, властивою нижнім, приземним шарам атмосфери.

8 липня 2010 року, о 6-й рік 51 хв за місцевим часом, Solar Impulse провів у повітрі 26 годин 9 хв. У польоті була досягнута висота 8,7 км, що є рекордом для пілотованих сонцелітотів. Але головне - тепер практично доведено, що людина може літати на апараті важчому за повітря, використовуючи лише енергію Сонця.

Умови роботи цього БЛА дуже жорсткі: холод верхніх шарів атмосфери, потужний потік ультрафіолетового випромінювання. Відомо, що апарат повинен нести корисне навантаження 454 кг (1000 фунтів) і забезпечувати її безперебійним живленням потужністю 5 кВт. А потужність двигунів повинна дати йому здатність, не «відступаючи», чинити опір вітрам на робочих висотах протягом 99% всього польотного часу.

Конструкція апарату - це зчїпка з трьох окремих апаратів з розмахом по 50 м, здатних працювати разом. Кожен з них піднімається на робочу висоту самостійно і там зчїплюється з «співробітниками» - крилом до крила. У разі необхідності апарат може також відчепитися і спуститися на землю - для ремонту або оснащення нової цільової апаратурою. Частина зчїпки можуть повертатися одна відносно іншої на осях, що проходять через торці крил. Це дозволяє всій конструкції приймати таку конфігурацію, яка дає найкращу енергоефективність в даний час доби, при даній освітленості. Самим процесом керує комп'ютер.



«Стратосферный спутник» Odysseus – в дневной (вверху) и ночной конфигурации





Список літератури

1. Е.Т. Василевский, В.А. Гребеников, В.Н. Николаенко. Основные положения воздушного кодекса Украины и норм летной годности самолетов транспортной категории Харьков ХАИ 2006, 332с.
2. В.Н. Клименко, А.А.Кобылянский, Л.А. Малашенко Приближенное определение основных параметров самолета. Часть 1-2. – Харьков: Харьковский авиационный институт, 1986 г., 40с.
3. Основи загального проектування літаків з газотурбінними двигунами [Текст]: навч. посіб. / П. В. Балабуєв, С. А. Бичков, О. Г. Гребеніков та ін. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського "Харк. авіац. ін-т", 2015. – 815 с.
4. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории [Текст]: монография / Д.С. Кива, А.Г. Гребеников. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2014. – Ч.2. - 326 с.
5. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории [Текст]: монография / Д.С. Кива, А.Г. Гребеников. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2014. – Ч.1. - 376 с.
6. Проектирование самолётов: Лаб. практикум / А.Г. Гребеников, А.А. Кобылянский, В.Н. Король, В.Н. Желдоченко, В.А. Урбанович, Е.В. Цегельник. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т "ХАИ", 2002. – 176 с.
7. Балабуєв, С.А. Бычков, А.Г. Гребеников, В.Н. Желдоченко, А.А. Кобылянский, А.К. Мяслица, В.И. Рябков, Т.П. Цепляева. Основы общего проектирования самолета с газотурбинными двигателями – Учебное пособие. Часть 1,2 – Харьков: Национальный аэрокосмический университет – «ХАИ», 2003. – 454с.

8. Оборудование самолетов: Учебн. пособие/ А.Г. Гребеников, А.А. Кобылянский, В.В. Буланов, С.А. Бычков. – Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1988. – 102 с.
9. Стандартная спецификация Ан-74ТК-300.
10. Проектирование самолётов: Учебник для вузов/ С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. 3-е издание, переработанное и дополненное. Москва: Машиностроение, 1983. - 616 с.
11. Авдонин А.С, Фигуровский И.В, Расчет на прочность ЛА. – М.: Машиностроение, 1985-439с.
12. Бадягин А.А., Егер С.М., Мишин В.Ф. и др. Проектирование самолетов. - М.: Машиностроение, 1972. – 516 с.
13. Подбор двигателя
14. Бочкарев А.Ф., Андреевский В.В. Аэромеханика самолета: Динамика полета: Учебник для авиационных вузов, 2-е изд. перераб. и доп. – М.: Машиностроение 1985. – 360 с., ил.
15. Евсеев Л.А. Расчет на прочность крыла большого удлинения, Харьков ХАИ 1985-106с.
16. Житомирский Г.И. Конструкция самолетов. – М.: Машиностроение, 1991. -400 с.: ил.
17. Капитанова Л.В., Николаенко В.Н., Редько А.А., Рябков В.И., Трубаев С.В., Цепляева Т.П. Проектирование лонжеронов крыла самолета. - Учебное пособие.-Харьков: Нац.аэрокосм.ун-т, 2006.-72с.
18. Макаревский А.И., Чижов В.М. Основы прочности и аэроупругости ЛА.- М.: Машиностроение, 1982.- 238 с.
19. Стригунов В.М. Расчет самолета на прочность. – М.: Машиностроение, 1984-376с.
20. Строительная механика ЛА. Под редакцией И.Ф.Образцова. М: Машиностроение 1986.
21. Аэромеханика самолета: Динамика полета: Учебник для авиационных вузов/А.Ф.Бочкарев, В.В.Андреевский, 2-е изд. перераб. и доп. – М.: Машиностроение 1985. – 360 с., ил.
22. Черепенников Б.А. К кинематическому расчету систем основного управления самолета [Учеб. пособие] – Х.: Харьк. авиац. ин-т., 1972 – 56 с.
23. Проектирование линейных авиационных элементов / Арсон Л.Д., Румянцев Э.Н. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. 1979. - 30 с.
24. Анурьев В.И. Справочник конструктора-машиностроителя: В 3т. Т1. – 8-е изд., перераб. и доп. Под ред. И.Н. Жестковой. – М.: Машиностроение, 2001 – 920 с. ил.
25. Анурьев В.И. Справочник конструктора-машиностроителя: В 3т. Т2. – 8-е изд., перераб. и доп. Под ред. И.Н. Жестковой. – М.: Машиностроение, 2001 – 920 с. ил.
26. Проектирование конструкций самолетов: Учебник для студентов вузов, обучающихся по специальности «Самолетостроение»/ Е.С. Войт, А.И. Ендогур, З.А. Мелик-Саркисян, И.М. Алявдин. – М.: Машиностроение, 1987. – 416 с.: ил.
27. Проектирование самолетов. Бадягин А.А., Егер С.М., Мишин В.Ф. и др. - М.: Машиностроение, 1972. – 516 с.

