

ВСТУП

Під проектуванням безпілотного апарату розуміють процес розробки технічних матеріалів (документації), що визначають його льотно-технічні характеристики, схему і конструкцію окремих агрегатів.

Призначення, умови експлуатації та льотно-технічні характеристики проєктованого ЛА визначаються замовником і оформляються у вигляді спеціальних вимог.

Процес проектування літака включає в себе розробку ескізного і робочого проєктів. Робота по уточненню вимог до літака і можливості їх виконання, що проводиться до початку розробки ескізного проєкту, називається попередніми (передескізним) проектуванням.)

Ескізне проектування полягає в розробці основних характеристик літака, його аеродинамічних і конструктивних схем, які дозволяють судити про доцільність подальшого проектування.

У ескізне проектування літака входить:

- розробка загального виду;
- скорочена розробка конструкції найважливіших частин (агрегатів);
- розробка принципів схем, систем обладнання та управління, а також силової установки;
- розрахунок сили тяжіння (ваги) і центрування;
- аеродинамічний розрахунок, розрахунок стійкості і керованості;
- навантаження і силова робота окремих елементів і конструкції в цілому. Порівняльна оцінка різних конструктивних рішень дається з урахуванням виконання необхідних умов аеродинаміки, міцності і жорсткості, мінімальної маси, задоволення вимог експлуатації і виробництва.

Основна увага в посібнику звертається на конструкцію безпілотного літального апарату рятувального авіаційного комплексу.

В дипломній роботі є наявність проєктувальних розрахунків на міцність агрегатів різних конструктивно-силових схем і їх основних елементів.

До конструктивних особливостей даного безпілотного літака можна віднести: хвостове оперення виконано в виді рознесеної двобалочної схеми. Кілі мають дволонжероний силовий набір. Прямокутний стабілізатор, з регулюванням в польоті кута установки, кріпився між колами, в верху поза зоною впливу двигуна.

Аналіз стану та перспективи розвитку авіаційних рятувальних систем

При детальному аналізі ситуації на ринку рятувальних систем, фактично, не було виявлено аналогів системи, яка проектується. Безпілотні літальні апарати подібного класу, як правило, використовуються в воєнних цілях. Тобто, при використанні нашого безпілотного комплексу для рятувальних операцій при лісових пожежах, ми не зустрічаємо конкуренції. З цього робимо висновок, що розробка рятувального комплексу є перспективною.

Перелік умовних скорочень

БПЛА – безпілотний літальний апарат.

ЛА – літальний апарат.

ЦМ – центр мас.

СГХ – середня геометрична хорда.

ГО – горизонтальне оперення.

ТЗ – технічне завдання.

1. ПРОТОТИПИ

People's Drone PD-1



Так, одним з прототипів є український безпілотний авіаційний комплекс, призначений для здійснення повітряної розвідки та контролю над переміщенням супротивника. Зараз БПЛА PD-1 проходить фазу тестової

експлуатації. Після її закінчення він буде відправлений в зону, де відбуваються бойові зіткнення.

У 2018 році безпілотник був представлений на [військовому параді до Дня незалежності](#).

БПЛА включає в себе літак з [ДВЗ](#), [гіростабілізовану платформу](#) з якісною камерою та [тепловізором](#), автомобіль для пересування по місцевості та переносну станцію керування літаком.

Автомобіль повністю підготовлений для безпечного перевезення літака та особового складу. Операторам для комфортного управління у машині встановлено складний стіл для наземної станції керування та для аналізу польотів.

Характеристики:

Розмах крила, м	3
Маса порожнього, кг	16
з повним навантаженням, кг	33
Маса корисного навантаження, кг	8
Тип двигуна	ДВЗ
Максимальна швидкість, км/год	140
Крейсерська швидкість, км/год	90
Тривалість польоту, годин	5
Практична стеля, м	2000
Дальність зв'язку телеметрії, км	85
Дальність передачі Full HD відео в режимі реального часу, км	50

RQ-7 Shadow



Американський [безпілотний літальний апарат](#) (БПЛА) , який використовується в [армії Сполучених Штатів](#) , [австралійської](#)

[армії](#) і [шведської армії](#) для [розвідки](#), [спостереження](#), [цілевказівки](#) і [оцінки бойової пошкодження](#) . Спущений із пневматичної катапульти, встановленої на причепі, її відновлюють за допомогою [зупинки снастей](#), подібних до реактивних літаків на [авіаносці](#).

Конструкція «Shadow» виконана з композиційного матеріалу з двигуном внутрішнього згоряння AR741-1100, що приводив у рух [повітряний гвинт](#) штовхальної дії. Апарат може стартувати з горизонтальної злітної смуги або іншої горизонтальної (без перешкод) пласкої поверхні. У випадку, коли старт з горизонтальної площини є неможливим, «Shadow» може злетіти з використанням пневматичної катапульти. Приземляється апарат горизонтально і зупиняється системою канатів, які він захоплює гаком, розміщеним під фюзеляжем.

Комплекс тактичних БПЛА складається з:

- наземної станції керування на шасі армійського автомобіля-фургона [«Hummer»](#);
- чотирьох БПЛА «Shadow»;
- пневматичної пускової установки на причепі;
- термінал приймання/передавання даних.

Весь комплекс RQ-7A Shadow 200 розміщується на шести автомобілях, і для його повітряного транспортування використовують три літаки C-130.

Характеристики модифікації RQ-7A:

Розмах крила, м	3,89
Довжина, м	3,4
Висота, м	0,91
Маса при старті, кг	149
Власна маса, кг	75
Максимальна швидкість, км/год	204
Крейсерська швидкість, км/год	130
Радіус дії, км	125
Тривалість польоту, годин	4-5,5
Практична стеля, м	4270
Дальність, км	109,5
Витривалість, годин	6-9

IAI Heron



IAI Heron - безпілотний розвідувальний літальний апарат, розроблений ізраїльською компанією IAI. Станом на середину 2012 року був самим продаваним БПЛА виробництва Ізраїлю.

Роботи над БПЛА були розпочаті на початку 1990-х років разом з американською фірмою TRW Inc. по одній з програм міністерства оборони США.

Перший політ предсерійний зразок БПЛА "Heron" виконав 18 жовтня 1994 року в висоті 7700 м, політ тривав 30 хвилин.

Heron - це [високий літак](#) довжиною 8,5 м, з крилами дуже високого [розширення](#) та відсутністю [ширини](#) на передньому краю крила. Розмах крил - 16,6 м. Завдяки високій плавучості та малому спонуканню потоку, ця конструкція забезпечує тривалий термін експлуатації та висоту за рахунок високої максимальної швидкості. Він працює від чотирициліндрового [бензинового](#) двигуна [Rotax 914](#) потужністю 115 к.с. від виробника [BRP-Powertrain](#). Це приводить в дію дволопатевий [гвинтовий гвинту](#). Це означає, що він може літати на швидкості 111 до 213 км / год.

БПЛА пристосований до тривалих польотів на середніх і великих висотах. БПЛА обладнаний комплексом MOSP TV / FLIR з системою передачі для GCS в режимі реального часу або розвідувальним контейнером EL / M-2055 SAR / MTI, також може комплектуватися морський патрульний радар. На БПЛА встановлена цифрова система управління з двостороннім системою передачі даних. Для управління використовується командний пункт, застосовується з БПЛА RQ-5 Hunter. Один безпілотник може стежити за шістьма цілями одночасно. Чапля може позначати цілі для винищувачів, вертольотів і ракет.

Модифікація: Heron

Розмах крила, м	16,60
Довжина, м	8,50
Висота, м	2,30
Площа крила, м ²	13
Маса порожнього, кг	450
Корисного навантаження, кг	250
Маса палива, кг	450
Максимальна злітна, кг	1150
Тип двигуна	ПД Rotax 914 F
Максимальна швидкість, км / год	240
Крейсерська швидкість, км / год	130
Радіус дії при передачі даних в реальному часі, км	300
При автономному польоті, км	1000
Тривалість польоту, годин	46
Максимальна скоропідйомність, м / хв	200
Практична стеля, м	9150

X-55



Радянська стратегічна авіаційна крилата ракета, розроблена в Дубненському МКБ «Веселка» під керівництвом І. С. Селєзньова в кінці 1970-х - початку 1980-х років для озброєння стратегічних бомбардувальників.

Здійснює політ на дозвукових швидкостях на гранично малих висотах з огинаючи рельєф місцевості. Призначена для застосування проти стратегічно

важливих стаціонарних наземних цілей з задалегідь відомими координатами.

Ракета побудована за нормальною аеродинамічною схемою, має тонкостінний зварений корпус з алюмінієво-магнієвого сплаву АМГ-6, велика частина внутрішнього обсягу якого є паливний бак. Крило, оперення і носовий обтічник виконані з композиційних матеріалів. Стабілізатор і крило до пуску ракети знаходяться в складеному стані і розкриваються за допомогою піропатронів вже після спрацьовування катапультивного пускового пристрою.

Довжина, м	5,88
Діаметр корпусу, м	0,514
Розмах крил, м	3,1
Стартова вага, кг	1195
Маса бойової частини, кг	410
Дальність польоту, км	2500
Двигун	ТРДД-50
Швидкість польоту, км / год	720-830
Висота пуску, м	200-12000

2. АНАЛІЗ ТА ВИБІР АЕРОДИНАМІЧНОЇ СХЕМИ

Проаналізувавши безпілотні літальні апарати даного типу, я вирішив спроектувати ЛА за наступною схемою.

Моноплан вільно несучій з високим розташуванням крила, двоххвостий, з нормальною аеродинамічною схемою.

За час існування авіації відомо чимало способів застосувати схеми «безхвістка» та «чайка» для дозвукових літаків. Але ці спроби закінчувалися малими серіями літаків.

Нормальна схема витримала випробування часом і практикою і тепер є класичною.

Переваги класичної схеми:

- Дозволяє отримати більше допустимих варіантів центрування ЛА.
- Схема більш стійка і керована, безпечніша ніж качка, відсутня небезпека клювка.

- На відміну від безхвістки, можлива добре оснащена система механізації крила, яка дозволяє суттєво поліпшити злітно-посадочні характеристики.
- Має меншу вагу і лобовий опір, через зменшення площі крила.

Недоліки:

- Існує наявність витрат на балансування. Для статично стійких БПЛА, балансувальне зусилля на горизонтальне оперення віднімається від підйомної сили крила.
- Присутня просадка при виконанні маневру. Причина має схожий характер, керуюче зусилля направлено в сторону протилежну від маневру.

Але існує шлях для вирішення недоліків нормальної схеми, центр ваги розташовують позаду аеродинамічного фокуса, що змінює напрямок балансувального зусилля на горизонтальному оперенні з негативного значення на позитивне.

До переваг схеми з високим розташуванням крила відносяться:

- Зменшення аеродинамічного опору від інтерференції.
- Зменшення відстані від фюзеляжу до землі, що створює ряд експлуатаційних зручностей.

Недоліки:

- Збільшується вага силових елементів (шпангоутів) фюзеляжу, що сприймають навантаження від крила і шасі, якщо основні стійки шасі приєднуються до фюзеляжу.
- Збільшується площа вертикального оперення в зв'язку з погіршенням бічної стійкості високоплану на великих кутах атаки.
- Вага конструкції літака з високим розташуванням крила збільшується на 2,5-3% від максимальної злітної ваги, якщо всі стійки шасі кріпляться до фюзеляжу, і на 0,7-1% якщо основні стійки кріпляться до крила.

Із за того що двигун буде розташований максимально близько до центру мас БЛА в фюзеляжі, тому потрібно робити двоххвосту схему хвостового оперення - це допоможе збільшити аеродинаміку ЛА.

2.1 Вибір двигуна для силової установки

Найбільш простим і старим типом двигунів для дозвукових літаків є, я відомо, поршневий двигун. Потрібен малопотужний, з невеликими габаритами двигун. Вибір очевидний, потрібен - ROTAX 914 UL /F. Він буде розташований в задній частині фюзеляжу, з 2-во лопатевим гвинтом.

Поршневий двигун ROTAX 914 (115 л. с.) - бензиновий, чотиритактний, чотирициліндровий, з турбонаддувом, з автоматичним управлінням перепускним клапаном турбіни.

Розташування циліндрів – опозитне, розташування розподільного вала системи газорозподілу - нижнє. Оснащений гідрокомпенсаторами зазорів в клапанах.



Двигун має повітряну систему охолодження циліндрів і рідинну систему охолодження головок циліндрів. Обладнаний електронною дубльованою системою запалювання.

Паливо - автомобільний бензин з октановим числом не менше 95 за дослідним методом (85 за моторним).

Система мастила - з «сухим картером». Паливний насос - механічний діафрагмовий, водяний насос - інтегрований. Двигун оснащений електричним стартером. Передавальне відношення редуктора $i = 2,4286$.

Інтегрований 12-ти полюсний генератор забезпечує роботу системи запалювання двигуна і електричної системи літального апарату.

Для кріплення до моторами двигун має вісім різьбових отворів в картері.

Ресурс двигуна до першого капітального ремонту, а також міжремонтний ресурс - 2000 мотогодин або 15 років експлуатації.

Технічні і масові характеристики:

Діаметр циліндра, мм	79,5
Хід поршня, мм	61
Робочий об'єм, см ³	1211,2
Ступінь стиснення	9:1
Потужність злітна	84,5 кВт (115 к.с.) при 5800 об / хв
Потужність при максимально тривалому режимі	73,5 кВт (100 к.с.) при 5500 об / хв
Обертаючий момент:	
максимальний 144 Нм при 5800 об / хв	144 Нм при 5800 об / хв
при максимальному тривалому режимі 128 Нм при 5500 об / хв	128 Нм при 5500 об / хв
Витрати палива:	33
При зльоті, л / год	
При максимальному тривалому режимі, л / год	27,2
При 3/4 навантаження, л / год	20,4
Питома при максимальному моменті, що крутить, г / кВт год	285
Максимально допустима частота обертання коленвала, об / хв	5800
Мінімальна частота обертання коленвала, об / хв	1400
Напрямок обертання валу повітряного гвинта.	В ліву сторону (проти годинникової стрілки), якщо дивитися з боку відбору потужності
Діапазон експлуатаційних температур, ° С	-25 ... + 50
Двигун в стандартній комплектації, кг	76

2.2 Паливна система

Паливна система сучасного літака включає в себе наступні основні елементи: паливні баки, трубопроводи, насоси, клапани, крани, фільтри і систему різних автоматів, датчиків, вимірювальних приладів і т. д.

Призначення паливної системи - забезпечити подачу палива до двигунів на всіх можливих для даного літака режимах польоту (по висоті, швидкості, перевантаженням і т. д.) в потрібній кількості і з необхідним тиском.

Розміщення палива в значній мірі визначає загальну компоновку літака, так як запас палива на сучасних літаках може досягати 50% і більше від злітної ваги. Розміщується паливо в спеціальних паливних баках, які діляться на основні, витратні і балансувальні. За конструкційними ознаками паливні баки діляться на три типи: жорсткі, м'які і баки-відсіки конструкції літака.

Герметичні баки-відсіки дозволяють найраціональніше використовувати внутрішні обсяги літака, паливо заливається в відсік фюзеляжу, покритий зсередини герметиком. Застосування баків-відсіків дозволяє збільшити запас палива на борту БПЛА.

Баки, розташовані на як можливо більшій відстані попереду і ззаду від центру ваги літака перекачуванням палива із передніх балансувальних баків в задні можна наблизити центр ваги до фокусу літака (запас стійкості можна зменшити також примусовим зсувом фокуса вперед).

Допустимий діапазон центрування отримується в польоті завдяки симетричному розташуванню паливних баків відносно центру ваги літака і певної послідовності вироблення палива з них.

3. КОМПОНОВКА ТА ЦЕНТРУВАННЯ

В процесі компонування літака проводиться просторова ув'язка силових елементів конструкції з розміщенням цільової навантаження, палива, силової установки та обладнання – з умови заданого (оптимального) положення і допустимого діапазону центрування.

Таким чином, центрування є одним з обмежень компонування, а сам процес визначення центру мас літака ведеться паралельно з компонуванням. Компонування ЛА умовно розділяється на аеродинамічну, об'ємну, силову і вагову. Мета такого поділу полягає в тому, щоб спочатку окремо оптимізувати компоновку по аеродинамічним, ваговим і об'ємним

характеристикам, а потім синтезувати ці «приватні» компоновання з урахуванням міркувань зручності та безпеки експлуатації, економіки, шуму на місцевості і т. п.

Вихідними (відомими) матеріалами при компованні є:

- технічні вимоги до ЛА;
- злітна і посадкова маси (номінальні і максимальні значення);
- маса порожнього БПЛА;
- параметри крила;
- склад і маса цільової навантаження, умови її розміщення;
- склад, габарити і маси елементів обладнання;
- тип, маса і габарити основного двигуна;
- номінальна і максимальна маса палива;
- бажане положення центру мас ЛА при зльоті, бажаний діапазон центрування;
- експлуатаційні та інші вимоги до розміщення обладнання, палива, двигуна і цільової навантаження

Для визначення довжини фюзеляжу в процесі компоновання БПЛА можна скористатися наступною формулою:

$$l_{\text{ф}} = l_{\text{н.ч.}} + l_{\text{хв.ч.}} + l_{\text{ср.ч.}}$$

Де $l_{\text{н.ч.}} + l_{\text{хв.ч.}}$ - носової і хвостової частини фюзеляжу; $l_{\text{ср.ч.}}$ - довжина відсіку для розміщення цільової навантаження (циліндрична середня ділянка фюзеляжу).

Практика конструювання БПЛА виробила кілька основних правил їх компоновання:

- Центр мас палива, пасажирів і вантажів слід розташовувати якомога ближче до центру мас порожнього ЛА.
- Для поліпшення характеристик стійкості і керованості необхідно прагнути до зменшення розносу мас за розмахом крила і довжині фюзеляжу.
- Лінія тяги двигунів на бічній проекції ЛА повинна проходити якомога ближче до центру мас, щоб виключити вплив режиму роботи двигунів на положення керма висоти.
- Повітрозбірники двигунів слід захищати від попадання бруду і каменів з землі.

Конструктивно-силова схема, що розробляється в процесі компонування, повинна забезпечувати просту технологію загальної та агрегатного складання, зручне розташування люків і роз'ємів для доступу до силової установки, обладнання та управління в процесі обслуговування та ремонту.

3.1 Аеродинамічна компоновка

Мета цього виду компонування в тому, щоб забезпечити льотні дані не гірше необхідних ТЗ при безумовному дотриманні всіх інших обмежень по стійкості, керованості і зручності виготовлення, експлуатації. Аеродинамічна компоновка практично зводиться до того щоб:

- Забезпечити найбільші значення аеродинамічного якості і $C_{y_{max}}$ найменші значення C_{xa} при оптимальних параметрах крила і інших агрегатів і найбільш раціональної схемою літака;
- Домогтися найменшого шкідливого і найбільшого аеродинамічного взаємовпливу частин літака;
- Отримати плавний розвиток зриву потоку при $\alpha \geq \alpha_{крит.}$. Бажано, щоб зрив починався в кореневій частині крила і поширювався до його кінця;
- Забезпечити стійку роботу повітрозбірників двигуна і самого двигуна у всьому допустимому діапазоні корисного кутів атаки і ковзання;
- Посилити позитивний вплив поверхні землі як екрану;
- Забезпечити ефективність керуючих поверхонь всьому діапазоні кутів атаки, включаючи більше ніж критичні (при звалюванні, штопор);
- Ліквідувати місцеві застійні зони і небажані вихрові течії.

Для досягнення перерахованих цілей я можу користуватися такими засобами:

- зменшити до раціонального мінімуму змочують поверхню літака (оптимізувати площу крила і інших агрегатів);
- звести до можливого мінімуму модель несучих частин літака (фюзеляжу, обтікателей, гондол двигунів);

- оптимізувати площу і плече горизонтального оперення, а також ступінь поздовжньої статичної стійкості літака з метою зниження балансування опору,
- вибрати оптимальну ступінь механізації крила, виходячи з рішення протиріччя між приростом маси і C_{ya} різних видів механізації,
- застосувати спеціальні закінцівки крила для зменшення вихроутворення і індуктивного опору,
- прагнути застосовувати більш просту крутку профілів (аеродинамічну, а не геометричну крутку) за розмахом крила, хороші зривні характеристики (початок зриву в корені крила) дає просте зменшення відносної товщини крила за розмахом,
- застосувати ламінарний профіль (для помірних чисел M)
- встановити перегородки (гребені) для усунення небажаних течій і вихроутворення,
- створювати позитивні градієнти тиску, збільшувати енергію приграничного шару в потенційних застійних зонах

3.2 Вагова компоновка і центрування

Вагова компоновка і центрування є складовою частиною вагового проектування літака і розглядають такі питання:

- розрахунок маси літака і центру мас (ЦМ), Побудова діаграми ЦМ за часом польоту;
- приведення ЦМ в необхідне положення щодо середньої аеродинамічної хорди C_{xa} , а практично щодо середньої геометричної хорди (СГХ) в процесі центрування;
- дослідження зв'язків між розташуванням навантаження і масою конструкції, між схемою літака і масою порожнього літака, взагалі - між розмірами, навантаженням і масою;
- вивчення впливу різних обмежень на компоновку і масу агрегатів літака наприклад, вимог по ресурсу,
- розробка рекомендації по компонованню, що забезпечує мінімум маси агрегатів при заданих обмеженнях.

3.3 Основні правила центрування

Практика проектування і експлуатації літаків виробила наступні основні правила центрування:

- необхідно, щоб і процесі витрачання палива центр мас літака не переміщався або переміщався незначно (не більше 3% СГХ);

- після скидання цільової навантаження (вантажу). Центр мас літака не повинен переміщатися більш, ніж на 2 - 3% СГХ.

3.4 Проектне положення центру мас.

діапазон центрування

Проектне (бажане) положення центру мас літака при валет і допустимий діапазон центрування залежить від розташування фокуса літака, що визначається схемою і параметрами його, а також від гранично передньої допустимої центрування, яка визначається ефективністю горизонтального оперення. Для сучасних БПЛА класичної схеми (ГО позаду крила) проектне положення центру мас зазвичай знаходиться в межах:

$$\dot{x}_m = \frac{0,24}{\sqrt{\cos\chi}} = 0,24$$

Де $\dot{x}_m = x_m / b_{\text{сгх}}$; \dot{x}_m - координата ЦМ; $b_{\text{сгх}}$ - довжина СГХ (див. нижче); χ - кут стрілоподібності крила по 1/4 хорд.

Для зручності експлуатації бажано, щоб діапазон центрування був максимальною (> 20% СГХ). Тому слід прагнути до того, щоб гранично передня допустима центрування дорівнювала 10 ... 18% СГХ. а гранично задня центрування 36 ... 38% СГХ при запасі поздовжньої статичної стійкості не менше 5 ... 7% СГХ.

3.5 Розрахунок середньої аеродинамічної хорди

Середня геометрична хорда знаходиться в центрі площі крила, і в разі трапецієподібного крила величина $b_{\text{сгх}}$ обчислюється за формулою:

$$b_{\text{сгх}} = \frac{4}{3} \left[\frac{\eta(\eta+1)+1}{(\eta+1)^2} \right] \sqrt{\frac{S}{\lambda}} = \dot{c}$$

де η - звуження крила в плані; S - площа крила; λ - подовження крила.

Координата $x_{\text{сгх}}$.

$$x_{\text{сгх}} = \frac{1}{3} \frac{\eta+2}{\eta+1} x_{\text{к}}$$

3.6 Розрахунок центра мас

Розрахунок ведеться за допомогою формул теоретичної механіки:

$$x_m = \sum m_i x_i / \sum m_i$$

$$y_m = \sum m_i y_i / \sum m_i$$

Де m_i – маса будь-якого елемента; x_i, y_i – координати центру мас елемента.

Відносна координата ЦМ по осі X в % :

$$\dot{x}_m = \frac{x_m - x_{сгх}}{b_{сгх}} \cdot 100$$

4. РОЗРАХУНОК ПЛЯРИ

Наведемо розрахунок коефіцієнта лобового опору C_{xa} і коефіцієнта підйомної сили C_{ya} при дозвукових швидкостях.

Коефіцієнт лобового опору БПЛА визначається як сума коефіцієнтів опору ізольованих частин: крила, фюзеляжу, оперення. З урахуванням аеродинамічного взаємодії між ними. Коефіцієнт підйомної сили літака прийнятий рівним коефіцієнту підйомної сили ізольованого крила. Крім того, всі частини ЛА діляться на несучі, що характеризуються профільним і індуктивним опором, і на несучі, які характеризуються тільки профільним опором. Ці допущення добре підтверджуються досвідом аеродинамічних розрахунків дозвукових БПЛА.

Вихідними даними для розрахунку полярності літака складуть загальні види літака, а також розрахункова швидкість і висота польоту, що задаються в ТЗ.

Загальний вигляд БПЛА нормальної схеми з прийнятими в розрахунку позначеннями і схемою членування на частини наведено на рис. ?.

4.1 Лобовий опір

Повний лобовий опір літака дорівнює сумі профільного і індуктивного опору.

$$X_a = X_{a^e} + X_{ai}$$

Звідки отримуємо безрозмірний коефіцієнт лобового опору або рівняння полярії літака:

$$C_{xa} = C_{xa^e} + C_{xai} = C_{xa^e} + A C_{ya}^2$$

Де C_{xa^e} – коефіцієнт лобового опору при нульовій підйомній силі ($C_{ya} = 0$); $C_{xai} = A C_a^2$ – коефіцієнт індуктивного опору, залежить від підйомної сили; A – коефіцієнт відвалу полярії.

Коефіцієнт лобового опору літака при $C_{y\alpha} = 0$ відноситься до повної площі крила S і дорівнює:

$$C_{x\alpha} = C_{x\alpha_{кр.}} S_{кр.} S + C_{x\alpha_{г.о.}} S_{г.о.} S + C_{x\alpha_{в.о.}} \frac{S_{в.о.}}{S} + C_{x\alpha_{ф.}} S_{ф.} S + C_{x\alpha_{м.г.д.}} S_{м.г.д.} S + C_{x\alpha_{ш.}} S_{ш.} S$$

$C_{x\alpha_{кр.}}$, $C_{x\alpha_{г.о.}}$, $C_{x\alpha_{в.о.}}$, $C_{x\alpha_{ф.}}$, $C_{x\alpha_{м.г.д.}}$, $C_{x\alpha_{ш.}}$ - коефіцієнти мінімального лобового опору (при $C_{y\alpha} = 0$) ізольованих крила, фюзеляжу, оперення, гондол двигуна і шасі; $S_{кр.}$, $S_{г.о.}$, $S_{в.о.}$, $S_{ф.}$, $S_{м.г.д.}$, $S_{ш.}$ - відповідно площа омиваємої частини крила, площі горизонтального і вертикального оперення, миделю фюзеляжу, гондол двигунів і шасі.

4.2 Коефіцієнт опору крила

Мінімальний коефіцієнт аеродинамічного опору крила при дозвукових швидкостях дорівнює

$$C_{x\alpha_{кр.}} = C_{x\alpha_{пр.}} + \sum \Delta C_{x\alpha}$$

Де $C_{x\alpha_{пр.}}$ - коефіцієнт профільного опору, $\sum \Delta C_{x\alpha}$ - сума коефіцієнтів додаткових опорів для обліку конструктивних особливостей крила, надбудов, щілин.

Коефіцієнт профільного опору крила визначається за формулою:

$$C_{x\alpha_{пр.}} = 0,925 k_1 C_f \eta_c$$

Де k_1 - коефіцієнт, враховує наявність гондол двигунів; $k_1 = 2$ - якщо крило без гондол двигунів; C_f - коефіцієнт тертя плоскої пластинки; η_c - коефіцієнт, що враховує перехід від плоскої пластинки до профілю крила.

Коефіцієнт тертя плоскої пластинки залежить від чисел Рейнольдса крила і від положення точки переходу x_T (в частках хорди крила) ламінарного прикордонного шару в турбулентний; $x_T = 1$ - ламінарний прикордонний шар.

Значення ν і a беруться для розрахункової висоти польоту по таблиці стандартної атмосфери.

Коефіцієнт η_c при турбулентному прикордонному шарі ($x_T = 0$) визначається в залежності від середньої відносної товщини профілю:

$$\eta_c = 1 + 3,5 \dot{c}_{cp.}$$

Де $\dot{c}_{cp.} = \frac{(\dot{c}_0 + \dot{c}_k)}{2}$ - середня відносна товщина профілю крила; \dot{c}_0 - відносна товщина кореневого профілю; \dot{c}_k - відносна товщина кінцевого профілю.

Будемо визначати коефіцієнт тертя за формулами для крила з ламінаризованим профілю.

Для розрахунку профільного опору крила з ламінаризованим профілем треба знати положення точки переходу ламінарного прикордонного шару в турбулентний x_T .

Метод визначення x_T для звичайних профілів, що мають найбільшу відносну товщину на 25. .. 30% хорди.

Для крила з ламінаризованим профілю при числах Рейнольдса $10^6 \dots 10^7$ в першому наближенні можна приймати, що точка переходу близька до точки мінімуму тиску на профілі або до місця максимальної товщини профілю.

$$x_r \approx x_c$$

Методика розрахунку зводиться до наступного:

Коефіцієнт тертя C_f визначається в залежності від числа Re і x_T при допомозі аналітичних розрахунків, за формулою

$$C_f = C_{f,l} x_r + C_{f,t} (1 - x_r)$$

Коефіцієнт тертя в умовах ламінарного прикордонного шару

$$C_{f,l} = 1,328 \sqrt{\Re_{l.}}$$

де $\Re_{l.}$ – число Рейнольдса ламінарного прикордонного шару, визначається за формулою

$$\Re_{l.} = V b_{cp} x_T v$$

Коефіцієнт тертя в умовах турбулентного прикордонного шару $C_{f,t}$ визначається за формулою (5.7), де число Рейнольдса дорівнює

$$\Re_{t.} = V b_{cp} (1 - x_r) v$$

Коефіцієнт η_c визначається в залежності від відносної координати точки переходу x_T відносної товщини профілю.

4.3 Коефіцієнт опору крила з урахуванням аеродинамічного взаємодії крила і фюзеляжу

Опір крила з урахуванням інтерференції при дозвукових швидкостях визначається за формулою

$$C_{x_{кр}} = C_{x_{кр}} (1 - k_{a.н} S_{нф} S)$$

де C_{xap} – профільний опір ізолюваного крила. $k_{a.n}$ – коефіцієнт, що враховує аеродинамічну взаємодію крила і фюзеляжу; $S_{n\phi}$ – площа підфюзеляжної частини крила.

Коефіцієнт аеродинамічного взаємодії $k_{a.n}$ - тому що ЛА має схему високоплану буде дорівнювати 0,95.

4.4 Коефіцієнт опору оперення

Схема розрахунку профільного опору горизонтального оперення аналогічна розрахунку профільного опору крила:

$$C_{x_{зд.о.}} = 0,925 \cdot 2 C_f \eta_c + \Delta C_{x_{зд.о.}} + \sum \Delta C_{x_{д}}$$

де коефіцієнти $2C_f$ і η_c для оперення, обдуваного повітряним гвинтом, при $\dot{x}_T = 0$.

Коефіцієнт тертя $2C_f$ визначається числу Рейнольдса

де $\text{бсрг. } 0 = \wedge \text{ Sr. Jlr.o}$ - середня геометрична хорда ГО.

Коефіцієнт профільного опору вертикального оперення визначається аналогічним способом.

4.5 Коефіцієнт опору ламінізованого фюзеляжу

Тут маються на увазі фюзеляжі легких літаків з малою шерохватістю поверхні, без надбудов і необдувані гвинтами.

Коефіцієнт профільного опору таких фюзеляжів можна наближено розраховувати за формулою, де коефіцієнт тертя плоскої пластинки представляється у вигляді.

$$C_f = C_{f.l} x'_{m.\phi} + C_{f.m} (1 - x'_{m.\phi})$$

де $C_{f.l}$ – коефіцієнт тертя при ламінарному прикордонному шарі; $C_{f.m}$ – коефіцієнт тертя при турбулентному прикордонному шарі.

Крапку переходу ламінарного прикордонного шару в турбулентний на фюзеляжі приймаємо, як і в випадку з крилом, за умовою

$$x'_{m.\phi} = x'_{m.\phi}$$

де $x'_{m.\phi} = \frac{x_m}{l_\phi}$ - відносна координата положення міделю фюзеляжу по

його довжині.

На ламінарній ділянці коефіцієнт тертя визначається за формулою, де число Re фюзеляжу

$$\Re_{\phi.l} = V l_\phi x'_{m.\phi} \nu$$

На турбулентному ділянці коефіцієнт тертя розраховується залежно від \Re_{ϕ} за формулою де число Рейнольдса фюзеляжу на турбулентному ділянці

$$\Re_{\phi.m.} = V l_{\phi} (1 - x'_{m.\phi}) \nu$$

Коефіцієнт, що враховує вплив товщини фюзеляжу, визначається як для звичайних фюзеляжів при $x'_{m.} = 0$.

4.6 Коефіцієнт аеродинамічної підйомної сили

Для легких дозвукових літаків нормальної схемою можна прийняти, що підйомна сила створиться тільки крилом:

$$C_{y_a} = C_{y_{акр.}}$$

Коефіцієнт підйомної сили крила при кутах атаки $\alpha < 10 \dots 12^\circ$.

$$C_{y_a} = C_{y_a}^{\alpha} (\alpha - \alpha_0)$$

де $C_{y_a}^{\alpha}$ – похідна коефіцієнта підйомної сили по куту атаки крила α ; α_0 – кут атаки крила, а також кут атаки при нульовій підйомній силі крила (залежить від кривизни і крутки крила);

$$\alpha_0 = \alpha_{0f} + \alpha_{0\tau}$$

Тут α_{0f} – залежить від кривизни і визначається по характеристикам профілю крила; $\alpha_{0\tau}$ – залежить від крутки крила і обчислюється за формулою

$$\alpha_{0\tau} = \frac{-\partial \alpha_0}{\partial \tau} \tau$$

де τ – кут крутки крила ($\tau = 0 \dots 5^\circ$).

У разі лінійної крутки крила похідна $\frac{\partial \alpha_0}{\partial \tau}$ обчислюється за формулою

$$\frac{\partial \alpha_0}{\partial \tau} = 0,093 - 0,00057 \operatorname{arctg} \left[\frac{\operatorname{tg} \chi}{3} \right] + \frac{0,566}{\eta} - \frac{0,2645}{\sqrt{\eta}}$$

Кут атаки літака

$$\alpha = \alpha_{\phi} + \varphi_{\text{інст.}}$$

де α_{ϕ} – кут атаки щодо поздовжньої осі фюзеляжу; $\varphi_{\text{інст.}}$ інсталяційний кут крила відносно фюзеляжу.

Для кутів установки крила в першому наближенні можна рекомендували наступні статистичні значення $\varphi_{\text{інст.}} = 2 \dots 3^\circ$

Для розрахунку похідної коефіцієнта підйомної сили по куту атаки при дозвукових швидкостях рекомендується формула

$$C_{y_{акр.}}^{\alpha} = \frac{2 \pi \lambda}{\dot{P} \lambda + 2}$$

Тут \dot{P} – відношення напівпериметру крила до його розмаху,

$$\dot{p} = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{\cos \chi_{п.к.}} + \frac{1}{\cos \chi_{з.к.}} \right) + \frac{2}{\lambda(\eta+1)}$$

Де $\chi_{п.к.}; \chi_{з.к.}$ – буде стреловідність крила відповідно по передній і задній кромці крила, в градусах.

4.7 Побудова поляри

Для побудови поляри необхідно визначити коефіцієнт максимальної підйомної сили крила. Метод розрахунку крила, коли відомі характеристики профілю.

При наближених розрахунках максимальний коефіцієнт підйомної сили можна визначити за формулою.

$$C_{y_{max}} = C_{y_{max}}^{np} k_{\eta} \frac{(1 + \cos \chi)}{2}$$

де $C_{y_{max}}^{np}$ – максимальний коефіцієнт підйомної сили профілю крила, береться для перетину по середньої геометричної хорді крила; коефіцієнт, що залежить від звуження крила в плані.

η	1	2	3	4
k_{η}	0,90	0,94	0,93	0,92

Поляра літака розраховується за формулою

$$C_{xa} = C_{xa0} + \frac{(1+\delta)}{\pi \lambda_{эф.}} C_{ya}^2 + \Delta C_{xa p.}$$

де C_{xa0} – коефіцієнт мінімального лобового опору літака при нульовій підйомної силі; $\Delta C_{xa p.}$ – поправка, яка враховує зміну профільного опору літака зі зміною коефіцієнта підйомної сили крила. Визначається в залежності від параметра $C'_{ya} = \frac{C_{ya}}{C_{y_{max}}}$

Поляру будемо будувати в наступній послідовності:

1. Користуючись даними загального вигляду літака, знайти коефіцієнт δ і ефективне подовження крила.

2. Переймаючись поруч значень коефіцієнта підйомної сили від нуля до $C_{ya} = C_{y_{max}}$. обчислити значення індуктивного опору.

3. Визначити значення $\Delta C_{xa p.}$ в залежності від параметра C'_{ya} .

• 1. За формулою обчислити значення коефіцієнта опору ЛА.

Обчислення зручно вести за формою (табл. 5.4)

Значення кутів атаки на поляру ЛА наносяться за даними залежності $C_{ya} = f(a)$.

4.8 Розрахунок поляри

C_{ya}	$\delta - const, \lambda_{\epsilon\phi} - const$							
	00	0,1	0,3	0,4	0,5	0,6	...	$C_{ya\max}$
C_{ya}^2								
C_{xai} $C'_{ya} = \dot{\epsilon} \frac{C_{ya}}{C_{ya\max}}$ ΔC_{xap} C_{xa}								

5. ПРОЕКТУВАННЯ ЧАСТИН ЛІТАКА

При проектуванні частин або агрегатів літака повинні бути зроблені наступні операції:

- 1) визначення та вибір основних параметрів і геометричних розмірів;
- 2) визначення н ув'язка форми;
- 3) визначення ваги конструкції;
- 4) розробка конструктивно-силової схеми.

5.1 Основні параметри частин літака

Під основними параметрами будь-якої частини БПЛА розуміють такі геометричні або вагові співвідношення, зміна яких істотно відбивається на аеродинамічних властивостях, вазі конструкції літака. Для крила, наприклад, основними параметрами є подовження λ , звуження η , площа крила S , відносна товщина ϵ , стріловидність χ , питома навантаження на крило P_0 , що є одночасно основним параметром всього БПЛА, що впливає на його льотні характеристики.

Для фюзеляжу основними параметрами є подовження λ_{ϕ} і площа міделивого перетину S_{ϕ} .

5.2 Визначення і ув'язки форми і теоретичні креслення окремих частин

Форма тій чи іншій частині (агрегату) БПЛА визначається рядом вимог, а саме: аеродинамічними, компоувальними, ваговими, експлуатаційними, тактичними і технологічними.

Так, наприклад, стріловидна форма крила або оперення визначаються необхідністю зменшення хвильового опору, аеродинамічними вимогами. Форма фюзеляжу сучасного літака також більшою мірою визначається аеродинамічними міркуваннями в призначенням літака. Форма крила в плані з розширеною кореневої частиною може застосовуватися, зокрема, для полегшення прибирання шасі в крило при його малій відносній товщині, з компоувальних міркувань. Разом з тим таке крило по технологічності гірше простого трапецієподібного.

Прикладом впливу експлуатаційних вимог на форму агрегату може служити фюзеляж вантажного літака з вантажним люком в задньому.

6. ОСНОВНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРИЛА

Льотно-технічні і виробничо-експлуатаційні дані ЛА великою мірою залежать від таких основних характеристик крила,

Аеродинамічні характеристики: величина аеродинамічної підйомної сили і її максимальне значення на всіх допустимих режимах польоту; величина аеродинамічної сили лобового опору з її мінімальними значення; відношення підйомної сили до сили лобового опору - аеродинамічна якість крила і його максимальне значення; становище центру тиску і аеродинамічного фокуса; характер обтікання на великих і закритичних кутах атаки і пов'язані з цим зміни сил і моментів; вплив кута ковзання на аеродинамічні характеристики.

Вагові характеристики: вага конструкції крила; питома вага крила (вага крила на одиницю його площі); відносна вага крила (вага крила, віднесений до злітної ваги); ваги основних елементів, що становлять вагу конструкції крила (вагу поздовжнього набору, стінок, нервюр, механізації, елеронів, кріплення); відносна вага силових і питома вага несилкових елементів крила.

Характеристики міцності: максимальне розрахункове перевантаження, відповідна основному розрахунковому навантаженню на крило; розрахункове навантаження на крило; допустимі розрахункові

напруги по статичній, динамічній і втомній міцності; загальний запас міцності крила.

Аеропружні характеристики або характеристики статичної та динамічної аеропружності, що визначають відповідно статичну і динамічну стійкість конструкції крила в залежності від розділу матеріалу або жорсткостей і мас по крилу.

Ці характеристики показують, наскільки змінюються аеродинамічні сили і моменти або запас поздовжньої статичної стійкості літака. Від деформацій крила при роботі його на вигин і кручення; вони визначають можливі швидкості дивергенції крила або реверсу елеронів, а також частоти і форми пружних коливань конструкції крила в аеропружній системі і критичну швидкість флаттера.

Технологічні характеристики: можливість використання передових технологічних процесів при виготовленні основних деталей та вузлів крила (широке застосування лиття, штамповки, програмного механічного фрезерування, хімічного фрезерування, склеювання металів); раціональна схема технологічних роз'ємів, що допускає широку механізацію та автоматизацію складально-монтажних робіт, яка зменшує трудомісткість складання і підвищує продуктивність праці.

Експлуатаційні характеристики: можливість доступу до вузлів крила й інших агрегатів в крилі для профілактичного огляду або їх заміни; висока здатність до ремонту (зручність демонтажу і монтажу); антикорозійна стійкість; висока живучість, надійність і довговічність, заданий ресурс.

Найбільш важливі характеристики крила будуть розглянуті нижче.

Всі зазначені характеристики крила певним чином залежать від його геометричних параметрів.

6.1 Аеродинамічні характеристики крила

Крила літаків в аеродинамічному відношенні характеризуються силами і моментами, що виникають при русі в повітрі.

Підйомна сила крила $Y_{\text{кп}}$ визначає його несучу здатність і є очної аеродинамічної характеристикою крила.

Іншою настільки ж важливою аеродинамічною характеристикою є сила лобового опору $X_{\text{кп}}$. Поєднання цих двох аеродинамічних характеристик в виді відношення $\frac{Y_{\text{кп}}}{X_{\text{кп}}}$ визначає аеродинамічну якість крила K . Максимальне

значення аеродинамічної якості крила $K = \left(\frac{Y_{кр}}{X_{кр}} \right)_{max}$ є мірою його аеродинамічної досконалості.

Найбільш суттєвою аеродинамічною характеристикою є поздовжній момент крила $M_{z_{кр}}$ положення центру тиску $X_{\partial_{кр}}$ і фокусу крила $X_{F_{кр}}$. Зазначені аеродинамічні характеристики використовуються найчастіше при умовах симетричного і безвідривного обтікання. При несиметричному обтіканні, під час польоту з ковзанням, ці аеродинамічні характеристики дещо змінюються і за крилі виникають інші сили і моменти: бічна сила $Z_{кр}$, момент крену $M_{x_{кр}}$ і момент ристання $M_{y_{кр}}$. Найбільш важливою характеристикою з цих останніх для проектування літака є момент крену.

Отже, при проектуванні ЛА необхідно знати залежності аеродинамічних характеристик крила від його геометричних параметрів. З цієї точки зору доцільно розглядати безрозмірні аеродинамічні коефіцієнти сил і моментів, що використовуються зазвичай в аеродинаміці. Коефіцієнти: підйомної сили - C_y , сили лобового опору - C_x , поздовжнього моменту - m_z моменту крену - m_x .

Аеродинамічні характеристики крила у вигляді безрозмірних аеродинамічних коефіцієнтів є найбільш загальними в них досить повно і добре відбивається вплив геометричних параметрів крила. Це вплив часто буває важко виявити особливо при срывних режимах обтікання. Однак справа дещо спрощується у зв'язку з тим, що основні розрахункові випадки польоту відбуваються при безвідривному обтіканні. У всякому разі, як конструктор проектованого БПЛА повинен забезпечити таке обтікання на всіх режиму польоту усіма наявними засобами (набір профілів, механізація) інакше доведеться вводити ряд обмежень в експлуатацію літака і істотно погіршувати його льотні дані.

Несуча здатність крил помірні подовжень ($\lambda > 3$) на малих дозвукових швидкостях польоту при безвідривному обтіканні характеризуються залежністю коефіцієнта підйомної сили від кута атаки або його похідною по куту атаки.

$$C_y = C_y^a (a - a_0)$$

Де a_0 - кут атаки при $C_y = 0$, що залежить від аеродинамічного компонування крила;

$$C_y^a = \frac{dC_y}{da} = 2\pi \frac{\lambda}{\bar{p} \lambda + 2}$$

Тут \bar{p} - відношення напівпериметра крила до його розмаху.

6.2 Вибір конструктивно-силової схеми крила

Я здійснив вибір конструктивно-силової схеми крила яка визначається рядом умов, а саме:

- компонуванням самого крила - наявністю в обшивці люків для обслуговування розташованих в крилі агрегатів обладнання, наявністю всередині, ніш для прибирання шасі.
- компонуванням фюзеляжу - наявністю достатніх обсягів для вентральної частини крила в фюзеляжі (при однолонжеронному крилі обсяги в фюзеляжі потрібні мінімальні);
- вимогами жорсткості.

Мій вибір пав на кесонну схему. В кесонному крилі нормальні сили сприймаються обшивкою і стрингерами лише по частині контуру, наприклад носком або, як зазвичай, середньою частиною; інша частина контуру з більш тонкої обшивкою і слабкіше підкріплена стрингерами в роботі на вигин бере участь значно менше.

Лонжерони з сильними поясами відсутні, а для сприйняття перерізують сил служать стінки, скріплені з обшивкою слабкими поясами.

При кесонній схемі крізь фюзеляж проходить лише кесон, найбільш сильно працююча частина контуру.

Кесонна схема вельми доцільна для отримання більшої жорсткості крила на кручення. При однаковій вазі крило кесонної схеми буде мати жорсткістю на кручення, приблизно на 10% більшою, ніж крило однолонжеронне. Для безпілотників кесонне крило з великим подовженням може бути застосоване з великою ефективністю, так як для подібних крил з великим навантаженням жорсткість має важливе значення з огляду на можливість виникнення на таких крилах явища реверсу елеронів. При невеликих навантаженнях на крило кесонна схема поступається за ваговими якостями однолонжеронному. Однак слід взяти до уваги ту обставину, що з ростом швидкості, зі збільшенням навантаження на крило кесонна схема робиться все вигідніше за вагою, так як товщина обшивки та стрингерів зі зростанням навантаження збільшується і критичні напруги втрати місцевої стійкості робляться більш високими. Дуже вигідною по технологічності і

досить задовільною за вагою виявляється кесонна схема для тонких крил ($\epsilon_0 < 8\%$) при застосуванні конструкції з пресованими або штампованими панелями.

6.3 Вибір механізації крила

За допомогою механізації закрилками вирішуються завдання на збільшення C_y крила при посадці і зльоті.

Для вирішення завдання я застосую вид механізації по задній кромці крила - звичайні закрилки.

Пристрій у робочому положенні буде викликати збільшення $C_{y_{max}}$ помітне зменшення критичного кута атаки (в порівнянні з крилом без механізації). Були вибрані найбільш прості за конструкцією і вигідні за вагою прості закрилки.

В механізованому крилі приріст $C_{y_{max}}$, залежить від наступних факторів:

- типу і розмаху механізації;
- звуження крила η ;
- подовження крила λ ;
- стрілоподібності крила χ ;
- хорди закрилка b_a ;
- типу профілю крила і його відносної товщини ϵ ;
- кута відхилення поверхні механізації.

Великі η і λ підсилюють ефект механізації. Малі η і λ дають менший приріст $C_{y_{max}}$. Стрілоподібність χ зменшує ефект механізації. Значно впливає на $C_{y_{max}}$ відносна хорда закрилки $\frac{b_a}{b_{кр}}$. Можна приймати при попередніх розрахунках наступні значення $\Delta C_{y_{max}}$ профілю крила: звичайні закрилки $\Delta C_{y_{max}} = 0,8-1,0$; $\alpha = 13^\circ-14^\circ$.

При розташуванні механізації не по всьому розмаху крила можна визначити величину $C'_{y_{max}}$ крила з механізацією за такою формулою:

$$C'_{y_{max}} = \frac{S_{кр.м}}{S} C_{y_{max}}$$

Де $C'_{y_{max}}$ - коефіцієнт підйомної сили крила з механізацією не по всьому розмаху;

$S_{кр.м}$ - площа крила, яку обслуговує механізацією;

$C_{y_{max}}$ - коефіцієнт підйомної сили крила з механізацією по всьому розмаху.

Зазвичай вибирають відносну величину хорди закрилків по наступному співвідношенню - $\frac{b_z}{b_{кр}} \approx 0,30$.

При дуже великих хордах спостерігається істотне зменшення ефективності механізації.

Максимальні кут відхилення для закрилків $b_z = 40 - 50^\circ$ (по потоку)

Ефективність механізації значно підвищується, якщо закрилки йдуть по всій задній кромці крила.

Питома вага конструкції закрилків становить в середньому:

$$q_z = (0,3 - 0,4) q_{кр}$$

Де $q_{кр}$ - питома вага конструкції крила.

7. ПРОЕКТУВАННЯ ФЮЗЕЛЯЖУ

Фюзеляж БПЛА призначений для розміщення корисного навантаження, обладнання, палива, двигунів. Крім того, в силовому відношенні фюзеляж пов'язує між собою інші основні частини літака - крило, оперення, шасі, силову установку.

Вага конструкції фюзеляжу складає близько 40% ваги всієї конструкції ЛА, а його аеродинамічний опір - до 50% повного опору літака. Таким чином, фюзеляж є найважливішою частиною літака,

Якщо виключити завдання, пов'язані з вибором схеми і компонованням літака (розглянуті в попередніх розділах), то при загальному проектуванні фюзеляжу вирішуються такі питання:

- вибір основних параметрів і розмірів фюзеляжу;
- вибір форми обводів носової і хвостової частин, а також форми поперечного перерізу;
- вибір конструктивно-силової схеми фюзеляжу і ув'язка її з іншими агрегатами літака;
- визначення ваги фюзеляжу.

7.1 Вибір основних параметрів, розмірів і обводів фюзеляжу

Основними розмірами фюзеляжу є його довжина L_ϕ , діаметр D_ϕ , площа миделевого перетину S_m , довжина носової частини $l_{н.ч.}$ і довжина хвостової частини $l_{хв.ч.}$.

Великий вплив на характеристики ЛА, особливо на аеродинамічні і вагові, надають параметри фюзеляжу:

$$\lambda_{\phi} = \frac{L_{\phi}}{D_{\phi}} - \text{подовження фюзеляжу};$$

$$\lambda_{\text{н.ч}} = \frac{l_{\text{н.ч}}}{D_{\phi}} - \text{подовження носової частини};$$

$$\lambda_{\text{хв.ч}} = \frac{l_{\text{хв.ч}}}{D_{\phi}} - \text{подовження хвостової частини}.$$

Відомо, що розміри і форму фюзеляжу слід, строго кажучи, вибирати на підставі рішення комплексної задачі по оптимізації всіх частин літака, виходячи з єдиного узагальненого критерію. Справа в тому, що параметри і характеристики всіх агрегатів літака пов'язані рівнянням вагового балансу. Тому вибір параметрів фюзеляжу у відриві від параметрів крила, оперення і шасі на основі будь-якого приватного критерію (по мінімуму аеродинамічного опору або по мінімуму ваги фюзеляжу) є наближеним рішенням завдання. Суворо постановка задачі про параметри фюзеляжу має наступне формулювання - знайти такі параметри фюзеляжу (і інших частин літака), які при виконанні вимог компоновання, терміну служби, давали б екстремальне значення загальному критерію оцінки літака.

Загальним критерієм оцінки літака може бути, як відомо, або його економічна ефективність, або при деяких незмінних величинах (L , V , $G_{\text{п.н}}$, C_c , T_c) злітна вага G_0 .

Рішення загальної задачі оптимізації всіх частин літака практично можливо лише за допомогою використання ряду спрощень і припущень (наприклад, застосовувати методику наближеного графоаналітичного визначення оптимального подовження фюзеляжу).

Подовження фюзеляжу. Величина подовження фюзеляжу і його частин (λ_{ϕ} , $\lambda_{\text{н.ч}}$, $\lambda_{\text{хв.ч}}$) вибирається в першу чергу з аеродинамічних міркувань. Невиконання вимог аеродинаміки може значно (на одну-дві одиниці) зменшити аеродинамічний якість літака на основних режимах польоту.

Однак вибирати значення подовження фюзеляжу і його частин слід, виходячи не тільки з міркувань аеродинаміки, але з огляду на і такі важливі фактори, як вага, компоновка і експлуатація.

Подовження фюзеляжу сучасних ЛА за статистикою мають таке значення - $\lambda_{\phi} = 2$, $\lambda_{\text{н.ч}} = 0,5$, $\lambda_{\text{хв.ч}} = 1$.

Довжина фюзеляжу і площа міделя. Довжина фюзеляжу визначається з умови забезпечення потрібних обсягів для розміщення обладнання, силової установки, вантажів.

Для дозвукових літаків в першому наближенні довжину фюзеляжу можна визначати, скориставшись зв'язком параметрів фюзеляжу і крила, яка виражається наступною наближеною залежністю:

$$L_{\phi} = (0,25 - 0,30) \frac{\lambda_{\phi} l}{\sqrt{\lambda}}$$

Де λ_{ϕ} - подовження фюзеляжу;

l - розмах крила;

λ - подовження крила.

Далі довжину фюзеляжу уточнюють в процесі компоновання ЛА.

Якщо обрана довжина фюзеляжу, то довжина носової і хвостової частини визначиться з співвідношень:

$$l_{н.ч} = L_{\phi} \frac{\lambda_{н.ч}}{\lambda_{\phi}}; l_{хв.ч} = L_{\phi} \frac{\lambda_{хв.ч}}{\lambda_{\phi}}.$$

Вибираємо значення міделевого перетину, виходячи з розмірів силової установки: $S_m = 0,7 \text{ м}^2$.

Форма і обводи фюзеляжу. Форма носової і хвостової частини, форма поперечних перерізів фюзеляжу, а також загальний вигляд фюзеляжу вибираються в період ескізного проектування літака.

Форма фюзеляжу сучасних літаків з тих чи інших причин часто відрізняється від форми, що диктується аеродинамічними міркуваннями (циліндр з обтічної симетричною носовою і хвостовою частиною).

Форма носової і хвостової частини фюзеляжу схильна до сильного впливу умов компоновки і експлуатації літака.

7.2 Особливості конструктивно-силової схеми фюзеляжу

Фюзеляжі сучасних ЛА в переважній більшості мають полумонококову конструкцію, що складається з обшивки, стрингерів і шпангоутів.

Відстань між шпангоутами залежить від товщини обшивки моноблочного фюзеляжу, компоновання і ваги. На практиці крок шпангоутів приймається в межах: 200 мм – для БПЛА;

Відстань між стрингерами в фюзеляжі вибирають на тих же міркувань, що і в крилі, прагнучи якомога повніше використовувати (для зниження ваги)

ефект підкріплення обшивки. Залежно від товщини обшивки відстань між стрингерами приймають: 100 мм – для БПЛА;

У зоні великих вирізів, встановлюються у вигляді окантовок посилені поздовжні силові елементи (посилені стрингери, балки).

При проектуванні конструкції моноблочного фюзеляжу необхідно враховувати наступні вимоги і рекомендації.

1. Зосереджені сили, прикладені до елементів каркаса, необхідно якомога плавно розподілити по обшивці фюзеляжу, де вони врівноважуються потоком дотичних сил і нормальних напружень.
2. Великі зосереджені сили (від двигунів, оперення, крила,) слід передавати на обшивку елементами каркаса, спрямованими паралельно силі. Сили уздовж фюзеляжу повинні передаватися на обшивку через стрингери і поздовжні балки, а сили, що діють поперек фюзеляжу, - через посилені шпангоути.
3. Зосереджені сили, спрямовані під гострим кутом до осі фюзеляжу, слід передавати на обшивку через стрингери і шпангоути.
4. Конструкція фюзеляжу сучасних ЛА повинна задовольняти вимогам довговічності (до 60000 злетів-посадок) і надійності; це особливо істотно для цивільних літаків. Для виконання цієї вимоги необхідно, щоб:
 - величина нормальних напружень в обшивці від внутрішнього тиску $8-10 \text{ кгс/мм}^2$;
 - була відсутня висока концентрація напружень;
 - було вжито заходів до обмеження швидкості поширення тріщин.
5. При конструюванні герметизованих відсіків фюзеляжу слід правильно призначати границі зони герметизації; слід уникати застосування плоских поверхонь для сприйняття надлишкового внутрішнього тиску (до 7000 кгс/м^2).

Поперечні перерізи герметизованих відсіків повинні, як правило, мати форму кола.

6. Для зменшення ваги і підвищення терміну служби фюзеляжу слід ширше застосовувати монолітні конструкції, особливо при проектуванні середніх і важких літаків. Чим менше в конструкції клепки н різних з'єднань, тим менше вага і менше джерел концентрації напружень. Як правило, монолітні конструкції дають

можливість на 10-20% знизити вагу, що цілком виправдовує збільшення вартості конструкції.

8. ПРОЕКТУВАННЯ ОПЕРЕННЯ

8.1 Основні поняття найважливіші характеристики і параметри оперення

Аеродинамічні поверхні, що утворюють оперення літака, є органами забезпечення його стійкості і керованості.

Горизонтальне оперення забезпечує поздовжню стійкість і керованість (щодо поперечної осі літака Oz_1). На дозвукових літаках горизонтальне оперення проектується і складається з двох частин: нерухомого (або переставляється спеціальним механізмом) стабілізатора і рухомого керма висоти.

У ряді випадків, коли ефективність розташованих на крилі органів поперечного управління (елеронів) виявляється недостатньою, для управління становищем літака щодо його поздовжньої осі Oz_1 (створення і парирування моментів крену) може використовуватися диференціальне (т.е. в різні боки) відхилення правої і лівої половин керованого стабілізатора.

Вертикальне оперення забезпечує шляхову (флюгерну) і спільно крилом поперечну стійкість літака. Вертикальне оперення, як правило, проектується складається з двох частин: нерухомого кіля і відхиляється керма напрямку.

$$\left. \begin{aligned} m_{z_{Г.0}}^{\alpha} &= c_{y_{Г.0}}^{\alpha} k_{Г.0} \bar{S}_{Г.0} \bar{L}_{Г.0} = c_{y_{Г.0}}^{\alpha} k_{Г.0} A_{Г.0}; \\ m_{y_{В.0}}^{\beta} &= c_{z_{В.0}}^{\beta} k_{В.0} \bar{S}_{В.0} \bar{L}_{В.0} = c_{z_{В.0}}^{\beta} k_{В.0} A_{В.0}; \\ m_{x_{В.0}}^{\beta} &= c_{z_{В.0}}^{\beta} k_{В.0} \bar{S}_{В.0} \bar{y}_{В.0}; \end{aligned} \right\}$$

Вираз № 1

$$\left. \begin{aligned} m_{z_{Г.0}}^{\delta_B} &= c_{y_{Г.0}}^{\delta_B} k_{Г.0} \bar{S}_{Г.0} \bar{L}_{Г.0} = c_{y_{Г.0}}^{\delta_B} k_{Г.0} A_{Г.0}; \\ m_{y_{В.0}}^{\delta_H} &= c_{z_{В.0}}^{\delta_H} k_{В.0} \bar{S}_{В.0} \bar{L}_{В.0} = c_{z_{В.0}}^{\delta_H} k_{В.0} A_{В.0}; \\ m_{x_{В.0}}^{\delta_H} &= c_{z_{В.0}}^{\delta_H} k_{В.0} \bar{S}_{В.0} \bar{y}_{В.0}. \end{aligned} \right\}$$

Вираз № 2

Вираз №1 використовуються в практиці для оцінки ефективності оперення як органу забезпечення стійкості, а вираження №2 для оцінки ефективності розташованих на оперенні рулів висоти і напрямку.

Як впливає з виразів №1 і №2. ефективність оперення визначається не тільки його відносною площею \bar{S} і плечах \bar{L} , а й аеродинамічними характеристиками $C_{y_{z.o.}}^{\alpha z.o.}$, $C_{y_{z.o.}}^{\delta \varepsilon}$, $C_{z_{\varepsilon.o.}}^{\beta}$, $C_{y_{z.o.}}^{\delta z.o.}$ які в значній мірі залежать від форми оперення, його подовження λ , стрілоподібності χ , звуження η , форми і відносної товщини профілем \bar{c} . площі і відносної хорди розташованих на оперенні рулів ($S_{p.\varepsilon}$, $S_{p.\chi}$, $b'_{p.\varepsilon}$ і $b'_{p.\chi}$). Величина максимальних моментів управління залежить також від величини максимально можливих кутів відхилення рулів.

Таким чином, завданням ескізного проектування оперення літака є вибір оптимальних значень перерахованих вище параметрів горизонтального і вертикального оперень і величин їх плечей $L_{r.o}$ і $L_{\varepsilon.o.}$, що забезпечують необхідну стійкість і керованість літака при найменшому вазі конструкції. Досить складним завданням проектування оперення є вибір місця розміщення горизонтального оперення по висоті $h_{z.o.}$.

Поряд з вибором основних параметрів і розміщенням оперення в задачу ескізного проектування входять також розробка конструктивно силової схеми і схеми кріплення оперення.

Нагадаємо тільки, що для забезпечення поздовжньої статичної стійкості по перевантаженню центр ваги літака повинен знаходитися попереду фокуса, і відстань між цими точками, віднесене до величини СГХ крила, визначає ступінь стійкості.

$$m_{z'}^{\xi} = x_T - x_F < 0. \quad \text{№3}$$

Схема літака визначає, в який бік зсувається фокус комбінації «крило фюзеляж» при установці горизонтальним оперенням. У нормальній схемі (оперення позаду крила) цей зсув відбувається назад.

$$\Delta \bar{x}_{F r.o} = k_{r.o} A_{r.o} \frac{c_{y_{r.o}}^{\alpha r.o}}{c_y^{\alpha}} (1 - \varepsilon^{\alpha}),$$

Вираз №4

Де $\varepsilon^{\alpha} = \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$ - зміна скоса потоку в зоні горизонтального оперення при одиничному зміні кута атаки крила.

Таким чином, необхідна ступінь поздовжньої статичної стійкості ЛА m_{z^*} що є найважливішим параметром, в значній мірі визначає характеристики стійкості і керованості, при обраному крилі в процесі проектування літака може бути забезпечений шляхом відповідного вибору положення центра ваги (центрування) і вибору положення і параметрів горизонтального оперення.

Але поки не обрані параметри оперення, неможливо (навіть наближено) визначити його вагу і плече, отже, врахувати вплив оперення на центрування літака.

З виразу № 3 видно, що при передній центровці ступінь поздовжньої стійкості літака зростає, а при задній центровці зменшується. Занадто велика стійкість робить літак важким в управлінні, вимагає великих витрат рулів при балансуванні і маневруванні. Подальше зростання поздовжньої стійкості може привести до неможливості балансування літака внаслідок конструктивного обмеження відхилення керма висоти н його недостатньої ефективності.

Занадто мала стійкість також ускладнює управління, так як на найменші відхилення керма літак відповідає надмірно великими змінами параметрів польоту, а при зовнішніх збуреннях тривалий час не повертається до початкового режиму. Політ на такому ЛА без спеціальних засобів автоматичного підвищення стійкості надзвичайно стомлює для екіпажу, а при дуже малому ступені стійкості - практично неможливий.

Балансування, необхідна ступінь стійкості та достатня керованість літака при всіх можливих положеннях його центра ваги також забезпечується відповідним вибором параметрів горизонтального оперення. Чим більше «потужне» оперення [чим більше, $A_{z.o.} = \frac{S_{z.o.} \cdot L_{z.o.}}{S b_a}$ і $C_{y_{z.o.}}^{\alpha_{z.o.}}$ в виразах №1 і №4], тим більші межі зміни центрування допустимі. Але збільшення оперення, природно, призводить до збільшення його ваги і опору. Тому при компонуванні літака необхідно прагнути зменшувати можливий «розбіг» центрування з тим, щоб мати можливість використання невеликого горизонтального оперення.

Зміни центрування літака від гранично передньої іт.ав до гранично задньої 5, .п ». Гранично передня центрування обмежується ефективністю органу поздовжнього керування (кермо висоти або керованого стабілізатора),

гранично задня- мінімально допустимої ступенем поздовжньої статичної стійкості.

Вибір параметрів вертикального оперення також залежить від положення центра ваги і компоновання літака.

У зв'язку з вищевикладеним вибір параметрів оперення в процесі проектування літака проводиться методом послідовних наближень.

Після вибору параметрів крила н попередньої компоновки фюзеляжу і силової установки необхідні площали горизонтального і вертикального оперень визначаються наближено за формулами

$$S_{г.о} = \frac{A_{г.о} b_1}{L_{г.о}} S; \quad S_{в.о} = \frac{A_{в.о} l}{L_{в.о}} S.$$

Значення коефіцієнтів статичних моментів горизонтального $A_{г.о}$ і вертикального $A_{в.о}$ оперення приймають зі статистичних даних по літаках аналогічних типів, величини плечей $L_{г.о}$ і $L_{в.о}$ - за попереднім компонованням.

Для орієнтовних розрахунків можна приймати наступні значення коефіцієнтів статичних моментів і плечей оперень.

Для дозвукових літаків з прямими крилами $L_{г.о} \approx L_{в.о} = (2,0 - 3,5) b_c$.

При використанні двохвостового вертикального оперення з двома кілями потрібні значення коефіцієнта $A_{в.о}$, отримані розрахунком по наведеній нижче методиці, збільшують на 25-30%, так як можливі випадки польоту (наприклад, при великих кутах ковзання), коли одна з вертикальних поверхонь затінюється і її ефективність сильно падає. У цих умовах друга вертикальна поверхня повинна забезпечити приблизно до 75% потрібного моменту шляхової стійкості і керованості.

Якщо рознесене вертикальне оперення встановлюється у кінців горизонтального, то потрібна за розрахунком величина $A_{в.о}$, може бути зменшена на 20-25% внаслідок збільшення ефективності горизонтальним оперенням за рахунок установки кінцевих шайб. З цієї ж причини дещо збільшується ефективність вертикального оперення при верхньому розташуванні в ньому горизонтального оперення (так зване Т-образне оперення). В цьому випадку розрахункове значення $A_{в.о}$, о може бути також зменшено на 15- 20%.

Хоча з ростом плеча оперення $L_{оп}$ його ефективність при створенні моментів статичної стійкості, і управління, пропорційно збільшується, цей спосіб забезпечення необхідної ефективності оперення (за рахунок збільшення його плеча) практично не використовується. Це пояснюється тим, що збільшення плеча оперення може бути досягнуто тільки в результаті збільшення довжини фюзеляжу, а це завжди пов'язано з великими ваговими витратами, ніж збільшення площі оперення.

Після вибору орієнтовних розмірів горизонтального і вертикального оперення з використанням статистичних даних для попередньої компоновки і центрування проектованого літака необхідно визначити наближений вага оперень і величину зсуву фокуса комбінації «крило - фюзеляж» при установці горизонтального оперення.

Наближено визначити вагу оперення можна за формулою $G_{оп} = g_{оп} S_{оп}$; де $g_{оп}$ - вага одного m^2 оперення (приймається на підставі обробки статистичних даних по вазі одного оперення сучасних літаків). Для дозвукових літаків з несріловидними крилами і оперенням можна приймати $g_{оп} = (0,5 - 0,6) g_{кр}$.

Крім попередньо обраного значення $A_{z.o.}$ для оцінки зсуву фокуса комбінації «крило - фюзеляж» при установці горизонтального оперення, необхідно знати величини $k_{z.o.}$, $\alpha_{z.o.} = C_{y_{z.o.}}^{\alpha_{z.o.}}$ і ϵ^{α} .

Найважливішою з цих характеристик є похідна $\alpha_{z.o.} = C_{y_{z.o.}}^{\alpha_{z.o.}}$ яка залежить від форми і геометричних параметрів оперення (λ , η , χ , ϵ), вибір яких розглядається нижче.

Вибір форми в плані і профілю оперення певною мірою залежить від обраної форми і товщини профілю крила. В даний час найбільш часто застосовується трапецієвидна (пряма і стріловидна) форма оперення. На нешвидких ЛА, як правило, застосовуються різні різновиди форми. Досить часто (особливо у вертикального оперення) для отримання прямої осі обертання керма, при якій конструкція вузлів його приводу і навішування виходить найбільш простий і створює найменший опір, застосовується трапецієподібна форма з невеликою стріловидністю.

При виборі кута стріловидності оперення χ , подовження λ і відносної його профілів ϵ необхідно прагнути забезпечити достатню ефективність оперення при всіх можливих кутах атаки крила.

Відносна товщина профілів оперення для нешвидких ЛА з нестріловидними крилами і оперенням приймається в межах $\epsilon = 10-12\%$. Для швидкісних літаків із стрілоподібним оперенням ця товщина приймається на 1-2% менше, ніж відносна товщина профілів крила, і становить, як правило, $\epsilon = 5-6\%$.

Однак при збільшенні подовження вага конструкції оперення і вузлів його кріплення зростає за рахунок збільшення згинальних і крутних моментів (при тій же величині навантаження на оперення). Крім того, при збільшенні подовження оперення істотно збільшується несприятливий вплив пружних деформацій оперення на характеристики стійкості і керованості, а також погіршуються флаттерні характеристики (критична швидкість флаттера зменшується).

Очевидно, що існує якийсь оптимальне значення λ , при якому вага конструкції найменша.

При збільшенні звуження оперення його вага зменшується за рахунок зменшення згинальних моментів, але зменшується також і ефективність частини оперення, що знаходиться в загальмованості потоці. Остання обставина змушує збільшувати площу оперення, що, природно, призводить до збільшення його ваги.

Таким чином, на підставі вищевикладеного можна зробити висновок про те, що правильний вибір параметрів оперення, при яких вага конструкції літака виходить найменша, аналогічно вибору параметрів крила може проводитися тільки методом вирішення задачі оптимізації.

Обробка статистичних даних по сучасних літаках дасть наступні значення для подовження і звуження, горизонтального і вертикального оперень. $\lambda=3,5-4,5$ - для не швидкісних ЛА з великим подовженням крила. $\eta=2-3,5$.

8.2 Вибір положення горизонтального оперення по висоті

Як відомо, в польоті за крилом утворюється зона загальмованості і скошеного потоку. А так як у ЛА нормальної схеми горизонтальним оперенням знаходиться позаду крила, то швидкісний напір і кути атаки оперення визначаються параметрами цього загальмованості і скошеного потоку, коефіцієнтом гальмування $k = \frac{q_{містц.}}{q}$ і кутом скоса потоку ϵ . Отже,

від цих параметрів залежався діючі на оперення аеродинамічні сили і характеристики стійкості і керованості.

Коефіцієнт гальмування потоку за крилом (втрата напору) і напрямок потоку (кут скосу ε) в супутні струмені залежить від відстані за крилом і відстані по висоті від площини бортової хорди крила. Крім того, характер цієї зміни параметрів потоку в супутні струмені залежить від форми і параметрів крила, а також від режиму польоту.

При попаданні горизонтального оперення в зону сильного гальмування і несприятливого зміни скосу потоку в супутні струмені характер зміни аеродинамічних сил на горизонтальному оперенні при зміні кута атаки крила може істотно змінитися. Наприклад, в результаті несприятливого скосу потоку при збільшенні кута атаки крила замість звичайної, спрямованої вгору додаткової підйомної сили, на невдало розташованому оперенні може з'явитися сила, спрямована вниз. В результаті замість звичайного моменту поздовжньої статичної стійкості по перевантаженню, чинного на пікірування при збільшенні кута атаки, виникне додатковий момент на кабрирування, який прагне ще більше збільшити кут атаки. Іншими словами, в цих умовах літак з таким розташуванням горизонтального оперення втрачає поздовжню статичну стійкість по перевантаженню. Це ілюструється позитивним нахилом кривих, що виражають залежність коефіцієнта поздовжнього моменту m_z від коефіцієнта підйомної сили крила C_y (кута атаки)..

Для дозвукових літаків з відносно невеликими швидкостями ($V < 800$ км / год) і порівняно довгими хвостовими частинами фюзеляжу ($L_{х.о.} - 2,7 - 3,0$) можна рекомендувати встановлювати горизонтальне оперення з виносом вгору на величину $h_{з.о.} = (0,15 - 0,20) b_{борт.}$, де $b_{борт.}$ - величина хорди крила біля борту фюзеляжу.

Варто окремо зупинитися на ЛА, у яких внаслідок їх компоувальних особливостей (наприклад, при розташуванні двигунів в хвостовій частині фюзеляжу) доводиться передбачати верхнє розташування горизонтального оперення на кілі. Для цих літаків при перевищенні допустимих значень кутів атаки можливе попадання в режим «глибокого зриву», в результаті якого може відбутися звалювання літака, якщо на цьому режимі ефективність горизонтального оперення виявиться недостатньою для створення необхідного поздовжнього моменту на пікірування для перекладу літака на менші кути атаки.

Сутність явища полягає в тому, що при випадковому перевищенні допустимих значень кута атаки (наприклад, при сильному вертикальному пориві) і настання зриву на крилі, супутні струмені зірваного і сильно загальмованого потоку піднімається вгору і охоплює горизонтальне оперення. При цьому скіс потоку на оперенні змінюється таким чином, що з'являється додатковий момент на кабрування, що викликає подальше збільшення кута атаки. Так як оперення знаходиться в сильно загальмованому потоці, то ефективність керма висоти навіть при повному відхиленні його вниз може виявитися недостатньою для подолання виникає момент на кабрування.

Характер протікання залежності $m_z = f(a)$ для літака з Т-образним оперенням показаний на рис. 17.8. На малюнку також показані різні положення (Л, Б, В, Г) спутної струменя зірваного з крила і мотгондол потоку при різних кутах атаки- забезпечення необхідної ефективності органу поздовжнього керування для балансування літака на злітно посадкових режимах на великих кутах атаки і повністю відхиленою механізацією крила при максимально передній центріці.

Значення необхідної ефективності органу поздовжнього керування для балансування літака на злітно-посадочних режимах польоту (великі кути атаки) з повністю відхиленою механізацією крила При передньому центруванні \bar{x} може бути отримано зрівняння поздовжніх моментів на цих режимах. Наприклад, для випадку балансування на зльоті

При складанні нерівності слід врахувати, що $m_{z_{min}}^{\epsilon} < 0$.

Наприклад, для випадку балансування на зльоті

В цьому рівнянні індексом «мех» відзначені зміни аеродинамікою в параметрів при відхиленою механізації крила; індексами «б.г.о» і «б.мех» - без горизонтального оперення і без механізації відповідно; індексом «зем» - зміна параметрів від впливу близькості землі; $S_{cm}' = \frac{S_{cm}}{S_{z.o}}$ - відношення площі стабілізатора, що знаходиться в потоці, до загальної площі горизонтального оперення; $n_{p.\epsilon} \approx \sqrt{S_{p.\epsilon}'} = \sqrt{\frac{S_{p.\epsilon}}{S_{z.o}'}}$ - коефіцієнт ефективності керма висоти (вразі застосування суцільно поворотним керованого стабілізатора член $n_{p.\epsilon} \delta_\epsilon$ випадає, а для кута відхилення стабілізатора зазвичай приймають значення

$\varphi_{\varepsilon} = 0,8 \varphi_{\varepsilon \max}$ якщо на ЛА передбачається використовувати переставний стабілізатор, то для зльоту-посадкових режимів приймають $\varphi_{\varepsilon} = \varphi_{\varepsilon \max}$)

$$\Delta m_{\partial \varepsilon} = \frac{P_{\partial \varepsilon} y_{\partial \varepsilon}}{q_{\text{опр}} S b_a} - \text{коефіцієнт моменту від тяги двигуна.}$$

З нерівності (17.8) отримаємо таку умову для вибору коефіцієнта статичного моменту горизонтального оперення: $\dot{x}_{\text{т.пп}}$

Побудовані за виразами (17.10) і (17.11) в координатах $\dot{x}_{\text{т}} - A_{z.o}$ граничні лінії утворюють так званий «хрест», що обмежує область вибору значень ЛГ10 в залежності від діапазону розбігу центрування $\dot{x}_{\text{т.пз}} - \dot{x}_{\text{т.пп}}$ (рис. 17.12). Як видно з рис. 17.12, зі збільшенням розбігу центровок потрібні значення $A_{z.o}$ збільшуються. Найменше потрібне значення $A_{z.o \min}$, яке визначається точкою перетину двох граничних ліній, забезпечує задоволення обох умов при єдиному положенні центру ваги без розбігу центровок.

Якщо значення $y_{\text{т.пз}}$ і $X_{\text{ТІПІ}}$ вже визначилися при компонованні літака, то за відповідними граничними лініями визначають потрібні значення $A_{z.o}$ для кожної з центровок і приймають найбільше значення.

Якщо значення $\dot{x}_{\text{т.пз}}$ і $\dot{x}_{\text{т.пп}}$ ще не визначені, то, маючи на деяким значенням $A_{z.o} > A_{z.o \min}$, отримують допустимий при цьому діапазон розбігу центровок, а потім відповідної компонованням намагаються його забезпечити.

Збільшення допустимого діапазону розбігу центрування з вибраною величиною $A_{z.o}$ можна досягти також за допомогою збільшення коефіцієнта АГ, О (наприклад, шляхом збільшення подовження оперення, як показано на рис. 17.12 пунктиром). Однак не слід забувати, що кінцевою метою проектування є вибір таких параметрів оперення, при яких вага конструкції вийшов би найменшим (а при збільшенні подовження вага зростає). Тому завжди необхідно визначати, що є більш вигідним для забезпечення мінімальної ваги конструкції - збільшення площі оперення або його подовження.

Маючи орієнтовні значення геометричних параметрів літака, граничні лінії для вибору площі вертикального оперення н кута поперечного V крила зручніше відразу будувати в координатах $S'_{\varepsilon.o} - V$. Приклад побудови таких граничних ліній з умов виконання ряду вимог до характеристик бічної стійкості і керованості.

Однак для забезпечення прийнятних характеристик бічного руху сучасних швидкісних літаків на деяких режимах польоту можуть знадобитися за розрахунком. Такі великі площі і плечі вертикального оперення, що їх конструктивна реалізація виявиться практично неможливою. У цьому випадку застосовуються автоматичні засоби стабілізації, підвищення стійкості та поліпшення характеристик керованості

Вибір параметрів органів управління, розташованих на оперенні (кермо висоти n напрямки) n крилі (елерони або елевони), здійснюється вже в початковій стадії проектування, так як від цього залежать багато інших етапи опрацювання проекту. Зокрема, ефективність керма висоти, що залежить від його параметрів, визначає граничну передню центрування і вибір параметрів горизонтального оперення (див. Рис. 17.12).

Вибір параметрів органів управління на ранній стадії проектування необхідний також для визначення їх шарнірних моментів і потрібних швидкостей відхилення, які є найважливішими вихідними даними для проектування системи управління.

При виборі параметрів органів управління ($\dot{S}_p = \frac{S_p}{S_{он}}$; $b'_p = \frac{b_p}{b_{он}}$; $\dot{S}_{ок} = \frac{S_{ок}}{S_p}$) слід враховувати, що при збільшенні відносних розмірів керма шарнірний момент його зростає швидше, ніж ефективність.

Дійсно, як ми вже відзначали на початку глави, ефективність органів управління в практиці оцінюють похідними, що характеризують приріст коефіцієнтів керуючих моментів при одиничному відхиленні керма [см. (17.4)]. З порівняння цих виразів з формулами для коефіцієнтів моментів, що виникають на горизонтальному і вертикальному оперення при одиничному зміні кутів атаки і ковзання відповідно [см. (17.3)], видно, що вони відрізняються тільки аеродинамічними похідними, В першому випадку (формули (17.4)) похідні $C_{y_{z.о}}^{\delta_{z.о}}$ про та $C_{z_{z.о}}^{\delta_{z.о}}$ відображають приріст коефіцієнтів підйомної і бічний сил при одиничному відхиленні керма висоти n спрямування відповідно. У другому [формули (17.3)] – аеродинамічні

Зі зростанням відносної площі $\dot{S}_p = \frac{S_p}{S_{он}} = \frac{l_p b_{pcp}}{l_{он} b_{онcp}}$ за рахунок підйому на ньому повітряної навантаження і шарнірного моменту швидко ростуть зусилля, передаються з керма на нерухому частину оперення. Для сприйняття цих зусиль, спрямованих необхідно посилювати конструкцію нерухомих

частин оперення (стабілізатора і кіля), а це призводить до швидкого збільшення ваги. Тому при виборі параметрів оперення і відносної площі рулів необхідно порівняти, що вигідніше в ваговому відношенні: деяке збільшення площі оперення або збільшення площі керма, т. Е. Необхідно вибрати оптимальні значення S_P .

Необоротна бустерна система управління забезпечує можливість застосування дуже малок ступеня осьової аеродинамічній компенсації рулів (так званої «конструктивної», рис. 17.15) і можливість усунення вагового балансування рулів, що помітно знижує опір щілини між нерухомою частиною оперення і кермом і ліквідує опір виступає в потік при великих кутах відхилення передньої частини керма з великим ступенем осьової компенсації.

Вибір максимальних кутів відхилення рульових поверхонь проводиться з урахуванням того, що приріст коефіцієнтів підйомної сили горизонтального оперення при відхиленні керма висоти і коефіцієнта бічної сили вертикального оперення при відхиленні керма напряму в міру збільшення кутів відхилення поступово сповільнюється, а потім падає при появі зривів потоку. Одночасно сильно зростають шарнірний момент і опір.

8.3 Проектування конструктивно-силової схеми оперення і схеми стикування оперення

Проектування оперення на стадії розробки зазвичай закінчується вибором конструктивно-силової схеми, органічно пов'язаної як з видом самого оперення і обраним типом органів управління, так і зі схемою стикування оперення з фюзеляжем або горизонтальної та вертикальної поверхонь оперення один з одним.

Проектування конструктивно-силової схеми оперення і схеми його стикування має проводитися вже на початкових стадіях розробки проекту літака в зв'язку з тим, що силові елементи горизонтального і вертикального оперень повинні бути пов'язані один з одним і з силовими елементами фюзеляжу.

Управління стабілізатором здійснюється, як правило, гідропідсилювачем, приєднаним безпосередньо до конструкції стабілізатора. Вузли навішування стабілізатора з підшипниками встановлюються на балку яка йде від крила і гідропідсилювач приводу стабілізатора в поперечному силовому наборі.

9. ПРОЕКТУВАННЯ ШАСІ

Шасі необхідно літаку для виконання зльоту та посадки (розбігу і пробігу), а також для маневрування по аеродрому.

При проектуванні шасі необхідно забезпечити:

- можливо меншу вагу при достатній міцності, жорсткості і довговічності (20-30 тисяч посадок);
- необхідну стійкість і керованість літака при розбігу і пробігу;
- м'яку посадку і якомога більшу поглинання і розсіювання кінетичної енергії літака при посадці;
- необхідну прохідність по аеродрому;
- надійну фіксацію стійок шасі в випущеному і прибраному положеннях;
- прибирання (і випуск) шасі за час трохи більше 10- 12 с;
- можливо менші габарити, особливо в прибраному положенні;
- простоту огляду і заміну елементів шасі.

9.1 Вибір схеми шасі

Під схемою (типом) шасі розуміється кількість опор і їх особливості розташування щодо центру ваги літака. Робимо вибір в сторону трьохопорного шасі з носовим колесом.

Трьохопорне шасі з носовим колесом позбавлене всіх зазначених вище недоліків, оскільки в цій схемі головні опори розташовані позаду центру ваги літака, а допоміжна (носова опора)- далеко попереду. Справді, капотування літака виключено, так як цьому перешкоджає носова опора; «Козленко» також неможливо, так як від удару в момент торкання землі літак опускає ніс, і кут атаки крила, отже, зменшується; літак з носовою опорою при розбігу і пробігу має стійкість шляху (так як сили N_2 знаходяться ззаду центру ваги літака).

9.2 Вибір основних параметрів шасі

Розглянемо вибір параметрів триколісного шасі з носовим колесом. Визначимо геометричні параметри шасі, значення повинні передавати ваговий розрахунок літака і виконання креслення загального вигляду літака в трьох проекціях. Необхідно знати положення САХ крила і центру тяжіння ЛА.

Основними параметрами триколісного шасі є:

- база шасі b . Відстань при погляді збоку між осями головної і носової опори;

- колія шасі B . Відстань при виді спереду між площинами симетрії головних коліс (або візків);

- винос головних коліс e . Відстань при погляді збоку між вертикаллю, що проходить через центр ваги літака, і віссю головного колеса (або середньою лінією візка);

- винос переднього колеса a . Відстань при погляді збоку між вертикаллю, що проходить через центр ваги літака, і віссю переднього колеса;

- висота шасі h . Відстань від вузлів кріплення до поверхні аеродрому при стоянні амортизаторів з пневматикою (вага злітна);

- висота центру ваги літака H .

Похідними від цих параметрів є:

- кут виносу головних коліс u ;

- кут торкання хвостовій п'ятою (хвостовою частиною фюзеляжу) пор .

Параметри шасі вибираються зазвичай при стоянні з обтисненими колесами і амортизаторами, відповідному злітній вазі. Положення центра ваги літака - гранично заднє, можливе при зльоті посадці.

Вибір параметрів шасі зручно проводити в наступному порядку.

Винесення головних коліс e . Суттєво важливим питанням при проектуванні проектування шасі ЛА є вибір положення осей головних коліс щодо центра ваги літака. Якщо величина e обрана занадто велика, то при розгоні буде важкий відрив передньої ноги шасі (для отримання максимального злітного кута атаки). Відрив буде відбуватися на великій швидкості, отже, буде зростати довжина розбігу літака. З умови легкого відриву передньої ноги бажано мати величину e якомога менше (тоді момент від горизонтального оперення забезпечить відрив передньої ноги при невеликих швидкостях). Однак при занадто малій винесенні головних коліс можливо перевалювання літака на хвіст, так як при посадці центр ваги літака може зайти за точку опори. Перевалювання літака на хвіст категорично забороняється. У першому наближенні величину виносу можна приймати в % від $b_{САХ}$. Для прямих і стріловидних крил при нормальних польотних центруваннях зазвичай величину e слід вибрати ще з умови експлуатації літака за час стоянки: гранично заднє положення центра ваги літака не

повинно заходити за вісь головного колеса (або візки), в іншому випадку літак опуститься на хвіст.

Якщо схема літака така, що при експлуатації на землі його центр ваги все ж лежить за лінією опори основних коліс, то щоб уникнути опускання літака на хвіст необхідно передбачити четверту (хвостову) опору. В якості такої опори застосовують або навантажувальний трап, або спеціальну стійку шасі.

Кут винесення головних коліс (необхідний для того, щоб при посадці не відбулося перекидання літака на хвіст), очевидно, повинен бути більше кута торкання хвостовою п'ятою. Тому при виборі параметрів шасі приймають.

Для різних за призначенням літаків > гол $\phi = 10-18^\circ$.

Висота шасі h не посередственно впливає на кут торкання хвостовій п'ятою, а також визначає відстань від поверхні аеродрому до конструкції літака. Мінімальна відстань від землі до конструкції, (до фюзеляжу, лопаті гвинта, до кінця крила бреші посадці з креном $3 - 4^\circ$ і т. Д.) При повному стисненні пневматиків і амортизаторів допускається 200-250 мм. Висота шасі залежить від місця кріплення шасі і від схеми літака (високоплан, среднеплан, низкоплан).

Винесення переднього колеса a вибирається таким чином, щоб при стоянці літака навантаження на передню опору становила 6-12% від ваги літака.

З цих умов впливає, що b -база шасі.

При занадто малому навантаженні на передню ногу погіршується керованість ЛА при посадці на аеродром. При дуже великому навантаженні збільшується вага передньої стійки шасі і носової частини фюзеляжу.

База шасі b повинна вибиратися з умови забезпечення хороших експлуатаційних якостей літака при маневруванні по аеродрому. З цих умов база шасі повинна узгоджуватися з виносом головних коліс

$$b = (0,3 - 0,4) L_{\phi}$$

Де L_{ϕ} – довжина фюзеляжу.

Якщо база буде невеликий то при рулежці літак може відчувати значні коливання у вертикальній площині, викликаючи неприємні відчуття у датчиків і пасажирів.

Тому база шасі залежить ще і від довжини фюзеляжу. При проектуванні сучасних літаків (різних схем і призначень) зазвичай приймають

Колія шасі 5 повинна забезпечувати стійкість руху літака по аеродрому під час розбігу і пробігу, а також під час руління. Колія шасі залежить головним чином від висоти центру ваги літака I , яка, в свою чергу, визначається висотою шасі і схемою літака (низкоплан, високоплан). Якщо величина B не відповідає висоті центра ваги літака, то літак під час пробігу або розбігу може перекинутися на бік. Тому мінімальна колія шасі з носовим колесом вибирається з умови запобігання перекидання щодо лінії 1-2, що з'єднує носову і головну опори (рис. 18.4)

Перекидання (бокове капотування) буде, очевидно, неможливо, якщо Так як $a = 0,9 B$. то величина колії шасі практично не залежить від бази Тому в першому наближенні можна приймати.

Слід мати на увазі, що мала колія погіршує маневреність літака при рулежке. Найбільша колія определяється шириною руліжних доріжок і не повинна перевищувати 12 м.

При проектуванні шасі слід прагнути до можливо меншій висоті H .

9.3 Схема прибирання шасі

На всіх швидкісних літаках шасі в польоті забирається, так як при великих швидкостях ($U > 250$ км / ч) воно створює значний опір, знижуючи льотні характеристики літака.

Існує велика різноманітність конструктивно-силових схем шасі і схем їх прибирання, залежать від багатьох факторів: схеми літака, призначення літака, розташування стійок шасі на літаку, величини навантаження і т. Д. Однак в будь-якому випадку (з огляду на особливості конкретного літака) схема прибирання шасі повинна забезпечувати:

- найменшу вагу шасі (з механізмами прибирання, гондолами під шасі, стулками люків н т. Д., А також з урахуванням посилення вирізів під шасі в конструкції планера);

- найменший обсяг шасі в прибраному положенні;

- простоту кінематичної схеми механізмів випуску та прибирання шасі.

Крім того, колеса і стойки при прибиранні не повинні проходити через простір, відведений для зовнішніх підвісок.

Нижче розглянемо основні схеми прибирання шасі сучасних літаків.

Схеми прибирання носової стійки шасі порівняно прості. На більшості літаків носові стійки забираються в передню частину фюзеляжу рухом вгору - вперед. Однак досить широко поширений і спосіб прибирання вгору - назад. Інші схеми прибирання носової стійки зустрічаються дуже рідко. Таким винятком є, наприклад, англійський пасажирський літак ДН-121 «Трайдент», у якого носова стійка зміщена від площини симетрії фюзеляжу на 610 мм вліво, забирається поворотом вгору - вправо.

У нормальних експлуатаційних умовах випуск шасі здійснюється гідравлічною системою. В аварійних випадках певні переваги має схема прибирання вгору - вперед (рис. 18.8, а). Ця схема забезпечує випуск носової стійки під дією сили тяжіння і швидкісного напору навіть при відмові бортових джерел енергії. У деяких літаків таким же чином випускаються і головні стійки шасі.

Схеми прибирання головних стійок шасі схильні до набагато більшого впливу перерахованих вище факторів (призначення літака, схеми літака н ін.), Тому вони відрізняються значно більшою розмаїтістю. Проте, всі схеми прибирання головних стійок шасі можна розбити на три групи (рис. -8.9)

а) Головні стійки кріпляться до крила, а забираються частково в крило (стійки), частково в фюзеляж (колеса або візки);

б) Головні стійки кріпляться до крила и прибирають в крило (або в гондолі, які розташовані на крилі);

в) Головні стійки кріпляться до фюзеляжу и прибирають в фюзеляж. Всі три схеми Використовують и на легких н на важкий літаках. Схема а) придатна для легких літаків з ніжнім и середнім

10.ПРОЕКТУВАННЯ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ ЛІТАКОМ

Процес зміни в часі діючих на ЛА сил і моментів для отримання необхідної траєкторії польоту називається управлінням, а сукупність пристроїв, що забезпечують цей процес, - системою управління літака. Ця система нерідко називається також головною або основною системою управління, так як крім леї на літаку існують системи допоміжного управління, щоб забезпечити управління різними іншими пристроями: аеродинамічними триммерами, переставним стабілізатором, випуском і прибиранням шасі, гальмами коліс шасі, розворотом передньої стійки шасі при рулюванні, механізацією крила.

Проектування систем допоміжного управління, як правило, не представляє самостійного завдання і здійснюється в процесі проектування електро і гідросистем літака.

10.1 Контур управління і його основні елементи

Управління літаком буде здійснюватися автоматичними системами. Останні отримали в даний час широке поширення і вирішують різноманітні завдання від простого витримування заданого льотчиком режиму польоту (найпростіші автопілот) до перехоплення повітряних цілей, заходу на посадку.

При управлінні льотчиком зміна положення БПЛА в просторі (по висоті, кутах крену, тангажу і куту рискання), а також змінення режиму польоту (за швидкістю, перевантаження, кутах атаки) зазвичай на БПЛА визначається по пілотажно-навігаційним і спеціальним приладам (за вказівниками швидкості, перевантаження, кутів атаки, крену і ковзання, висотоміру, варіометр).

11. АНАЛІЗ ТРАЕКТОРІЇ ПОЛЬОТУ

Із імпіричних даних відомо, що для даної поставленої задачі, оптимальною буде траєкторія на висоті 100 м. це обумовлено тим, що підняття на висоту дає нам вигреш в швидкості, оскільки на більшій висоті густина повітря менша, що знижує лобовий опір ЛА, проте набір цієї висоти є досить затратним по часу, тому траєкторія польоту ЛА повинна вибиратись виходячи з рельєфу місцевості.

В якості силової установки використовується двигун ROTAX 914 UL /F, розхід палива такого двигуна складає 20,4 л на одну годину роботи двигуна, таким чином запасу палива нам вистачить на 4 години 40 хвилин польоту.

$$\frac{dV}{dt} = (P \cos \alpha - X - G \sin \alpha) / m$$

$$\frac{dH}{dt} = V \sin \theta$$

$$\frac{dL}{dt} = V \cos \theta$$

$$\frac{d\theta}{dt} = (P \sin \alpha - Y - mg \cos \alpha) / mV$$

$$X = (C_{x_i} + C_{x_e}) qS$$

$$Y = C_y qS$$

$$g = \frac{S V^2}{2}$$

З вище перерахованих формул та умов було визначено, що на висоті 100 метрів, сприймаючи, що $U_p = mg$, наша ракета розганяється до 150 км/год і летить з цією швидкістю постійно, при даних умовах, наша ракета досягає місця призначення за 2 години 20 хвилин, тобто весь шлях складатиме 4 години 40 хвилин .

ВИСНОВОК

У процесі проектування безпілотного літального апарату рятувального авіаційного комплексу мною було поглиблено та закріплено теоретичні знання про процес розробки технічних матеріалів (документації), що визначають його льотно-технічні характеристики, схему і конструкцію окремих агрегатів.

Було проведено процес проектування літака, який включає в себе розробку ескізного і робочого проектів. А також, робота по уточненню вимог до літака і можливості їх виконання, що проводиться до початку розробки ескізного проекту.

Ескізне проектування полягає в розробці основних характеристик літака, його аеродинамічних і конструктивних схем, які дозволяють судити про доцільність подальшого проектування.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Бадягін А, А., Мухамедом Ф. А. Проектування легких літаків.
2. Проектування літаків. Автори: Егер С. М., В. Ф. Мішин
Підручник для вузів. Рецензент: кафедра конструкції літаків
Харківського ордена Леніна авіаційного інституту ім. М. Є.
Жуковського.
3. Гребеньков О.А. Конструкція літаків: навчальний посібник для
авіаційних вузів.
4. Німецькі винищувачі (1930 – 2017) книга 2, Кривий Ріг 2017
5. <http://aviasich.kiev.ua/engiene-rotax-914-ul-f/>
6. <https://ukroboronprom.com.ua/uk/bez-rubryky/infokarta-bezpilotnyj-aviatsijnyj-kompleks-spectator-m1.html>
7. https://uk.wikipedia.org/wiki/RQ-7_Shadow
8. https://ru.wikipedia.org/wiki/IAI_Heron
9. <https://uk.wikipedia.org/wiki/PD-1>