

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

О.А. Цирюк, М.О. Яровой

ЗАГАЛЬНЕ ПРОЕКТУВАННЯ
КРИЛАТИХ РАКЕТ

Навчальний посібник

Харків «ХАІ» 2009

УДК 629.7.001.66

Цирюк О.А. Загальне проектування крилатих ракет: навч. посібник / О.А. Цирюк, М.О. Яровой. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2009. - 40 с.

Наведено методику виконання курсового проекту з вибору основних параметрів крилатих ракет. Розглянуто склад і зміст курсового проекту і його частин – розрахунково-пояснювальної записки і креслень. Проведено аналіз і описано особливості вибору обліку крилатих ракет, розрахунку їхніх основних масових і геометричних параметрів, а також компоновання і центрування.

Для студентів, що виконують курсовий проект з курсу «Загальне проектування літальних апаратів».

Іл. 8. Табл. 5. Бібліогр.: 3 назви

Рецензенти: д-р техн. наук, проф. В.В. Буланов,
канд. фіз.-мат. наук, доц. М.І. Несвіт

© Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут», 2009 р.

1 ЗАВДАННЯ З КУРСОВОГО ПРОЕКТУВАННЯ

Кожному студенту викладач здає такі основні вихідні дані:

- а) клас ЛА;
- б) характеристики цілі;
- в) горизонтальну дальність і висоту перехвату;
- г) тактику перехвату;
- д) середню швидкість ЛА або час польоту.

Крім основних вихідних даних викладач може ставити додаткові вимоги.

2 ЗМІСТ КУРСОВОГО ПРОЕКТУ

Курсовий проект являє собою технічне запропонування ЛА.

При виконанні проекту студент розробляє такі види конструкторської документації:

- а) розрахунково-пояснювальну записку (25 - 30 аркушів формату А4);
- б) креслення (2,5 - 4 аркуші формату А1):
 - габаритне креслення ЛА (0,5 - 1 аркуш);
 - креслення загального вигляду ЛА (2-3 аркуші).

Зміст розрахунково-пояснювальної записки з приблизною оцінкою трудомісткості наведений в табл. 2.1.

Таблиця 2.1 – Зміст розрахунково-пояснювальної записки

Розділ	Зміст	Трудомісткість, %
	Завдання на проект	
1	Розроблення технічного завдання (ТЗ)	7
1.1	Збирання і оброблення статистики.	
1.2	Розроблення тактико-технічних вимог (ТТВ)	
2	Вибір та обґрунтування обліку ЛА	8
3	Визначення масових та енергетичних характеристик ЛА	25
3.1	Визначення відносного запасу палива	
3.2	Визначення секундної витрати палива та тяги двигуна	
3.3	Визначення маси БЧ та зривника	
3.4	Визначення маси системи управління	
3.5	Визначення маси автопілоту	

Продовження таблиці 2.1

Розділ	Зміст	Трудомісткість, %
3.6	Визначення маси системи внутрішньої енергетики	
3.7	Визначення відносної маси двигунної установки	
3.8	Визначення відносної маси кермових приводів	
3.9	Визначення відносної маси корпусу	
3.10	Визначення відносної маси крила, оперення та вузлів розстикування	
3.11	Визначення стартової маси ЛА	
4	Визначення геометричних характеристик ЛА	10
4.1	Визначення діаметра та довжини корпусу	
4.2	Визначення площі крила	
5	Обґрунтування компоновання, розрахунок центровий ЛА	12
6	Визначення площі оперення	3
	Висновок	
	Список використаної літератури	

3 РОЗРОБЛЕННЯ ТЗ

Перед виконанням курсового проекту необхідно докладно ознайомитися з усіма особливостями ЛА класу, що розглядається, з використанням спеціальної літератури.

Розроблення починається зі збирання і оброблення статистики. Вивчаються прототипи з характеристиками, близькими до характеристик ЛА, що проектується. Треба розглянути не менше трьох прототипів. При обробленні статистики особливу увагу приділяють стартовій масі ЛА, його аеродинамічній схемі, кількості ступенів, кількості й тязі двигунів, типу системи управління, тягоозброєності, питомій навантаженості на крило, типу БЧ, відносним геометричним характеристикам, тактичним характеристикам. У розрахунково-пояснювальній записці необхідно навести ескізи усіх прототипів, які вивчалися.

ТЗ являє собою сукупність тактичних, техніко-економічних та експлуатаційних характеристик (ТТВ), яким має відповідати ЛА, що проектується.

Важливішими тактичними характеристиками ЛА є: максимальна, кінцева та середня швидкість (або час перехвату); мінімальна та максимальна висота польоту; максимальна та мінімальна дальність перехвату; наявне поперечне переважання; імовірність ураження цілі; контрастність цілі; ефективна площа відбитку цілі; коли ЛА стартує з носія, то задають характеристики носія в момент відчеплення ЛА (швидкість і висота); тактика перехвату.

Більшість техніко-економічних та експлуатаційних вимог мають якісний характер.

4 ВИБІР ОБЛІКУ ЛА

Облік ЛА формується на основі результатів статистичного аналізу та сформульованих ТТВ.

Облік ЛА визначається аеродинамічною схемою, типом двигунів, кількістю ступенів, типом системи управління, типом БЧ, формою корпусу, крила і оперення, відносними геометричними параметрами і т.д.

4.1 Особливості аеродинамічних схем

Схеми, у яких нормальні керуючі сили створюються в основному несучими поверхнями, називаються аеродинамічними.

За кількістю й поперечною орієнтацією крил розрізняють схеми з плоским та просторовим розміщенням крил (рис. 4.1).

За розміщенням органів поздовжнього керування відносно центру мас і крил аеродинамічні схеми поділяють на чотири типи: «нормальна», «безхвостка», «качка», схема з поворотними крилами.

Аеродинамічна схема з плоским розміщенням крил (літакова) має два крила, площини яких паралельні площині ХОZ або утворюють із нею невеликий кут ψ , який називається кутом поперечної V-подібності ($|\psi| \leq 5^\circ$). Додатний кут підвищує поперечну стійкість ЛА, а від'ємний – зменшує. ЛА із стрілоподібними крилами, установлені під кутом $\psi=0$, мають дуже високу поперечну стійкість, що утруднює керування. Тому при стрілоподібних крилах для ЛА, які мають характерний режим горизонтального польоту, як правило, крило установлюють під від'ємним кутом ψ .

Літакову схему використовує для ЛА великої дальності й висоти польоту.

До **аеродинамічних схем із просторовим розміщенням крил** відносять: хрестоподібну схему, Н-подібну схему, схему з кільцевим крилом та схему з решічастим крилом.

Для маневрових ЛА частіше за все використовують схеми з хрестоподібними крилами, розміщеними у взаємно перпендикулярних площинах. Залежно від поперечного орієнтування розрізняють Х- та +-подібні схеми. При нерухомих крилах сумарна піднімальна сила, утворена крилами, для Х- та +-подібних схем буде тією ж самою. Але навантаження на консоль у Х-подібної схеми буде у 1,4 раза менше, ніж у +-подібної схеми. При рухомих крилах сумарна піднімальна сила, утворена крилами, у Х-подібної схеми буде у 1,4 раза більше, ніж у +-подібної (за інших рівних умов).

У випадку великої дальності польоту ЛА (200 км і більше) або при дуже великій висоті ($H > 30$ км) хрестоподібна схема стає явно недоцільною.

Схему з кільцевим крилом застосовують практично в одному випадку, коли використовують прямоточний двигун.

Н-подібна схема характеризується підвищеною боковою стійкістю і, звичайно, використовується для апаратів із невеликою висотою польоту.

Решітчасте крило являє собою набір поздовжніх і поперечних пластин, які утворюють дві або чотири решітки. Відстань між сусідніми пластинами доцільно вибирати такою, щоб виключити (або звести до мінімуму) взаємний вплив пластин.

Основними перевагами решітчастих крил є такі:

а) піднімальна сила решітчастого крила в декілька разів більше піднімальної сили монопланного крила при однакових об'ємах;

б) при одній і тій же піднімальній силі решітчасте крило у два-три рази легше монопланного крила;

в) положення центра тиску як по кутах атаки, так і по числах M має велику стабільність;

г) плани решітчастих крил дозволяють одержувати плавне обтікання до кутів атаки $40...50^\circ$.

До основних недоліків решітчастих крил можна віднести такі:

а) низьку аеродинамічну якість на дозвукових швидкостях;

б) більш складну технологію виготовлення;

в) малу надійність порівняно з монопланним крилом завдяки великій кількості елементів.

Всебічні дослідження решітчастих крил можна знайти у роботі [1].

Проаналізуємо схеми з різним положенням органів поздовжнього керування відносно центра мас.

«Нормальна» схема характеризується розташуванням рульових площин за крилом. Оскільки рулі установлені позаду центра мас,

то при додатному куті атаки вони відхиляються в режимі балансування на від'ємний кут, піднімальна сила на рулях буде спрямована у сторону, протилежну напрямку піднімальної сили крила, тобто ця схема має втрату піднімальної сили на балансування ЛА.

«Нормальну» схему використовує для всіх типів ЛА, що літають на середніх висотах.

«Безхвостка» є різновидом «нормальної» схеми. Як і остання, вона має втрати на балансування. Рулі у «безхвостки» одночасно виконують функції елеронів. Їх називають елевонами.

Значно розвинена бортова хорда приводить до збільшення піднімальної сили комбінації корпус-крило. Тому ця схема має найбільшу несучу здатність і тому використовується для висотних ЛА.

У схемі «качка» рулі висоти розміщені попереду крил, а рулі напрямку при хрестоподібному розміщенні крил – попереду центра мас, при плоскому розміщенні – позаду.

Відміна схеми «качка» від схем, які розглянуті вище, полягає у тому, що для балансування на додатному куті атаки потрібно відхилити рулі на додатний кут. Унаслідок цього втрати піднімальної сили на балансування у схемі «качка» відсутні.

У схемі «качка» керувальні моменти крену створюють за допомогою елеронів. Використання диференціального керування рулями, розміщеними у носовій частині корпусу, у цьому випадку може бути даремним. При відхиленні таких рулів у різні сторони (з метою створення моменту крену) на крилах виникає індукований момент протилежного знака, причому через велику площу крил цей момент майже повністю гасить корисний момент крену, який створюється рулями, а іноді може майже перевищувати його (хоча є приклади ЛА, які мають схему «качка», але – без елеронів).

Оскільки кут атаки на рулях висоти у «качки» завжди більше кута атаки крил, то схема ЛА «качка» практично не може увійти до штопора (зрив потоку, відбувається у першу чергу на рулях, що уводить ЛА від критичних кутів атаки). Ця особливість зумовлює часте використання схеми «качка» для висотних ЛА.

Схема з поворотними крилами є різновидом попередньої схеми. Керуюча сила створюється поворотом крил відносно корпусу.

Для цієї схеми дуже важливим є положення центра мас відносно фокуса за δ (точки прикладання приросування піднімальної сили, викликаного поворотом крил).

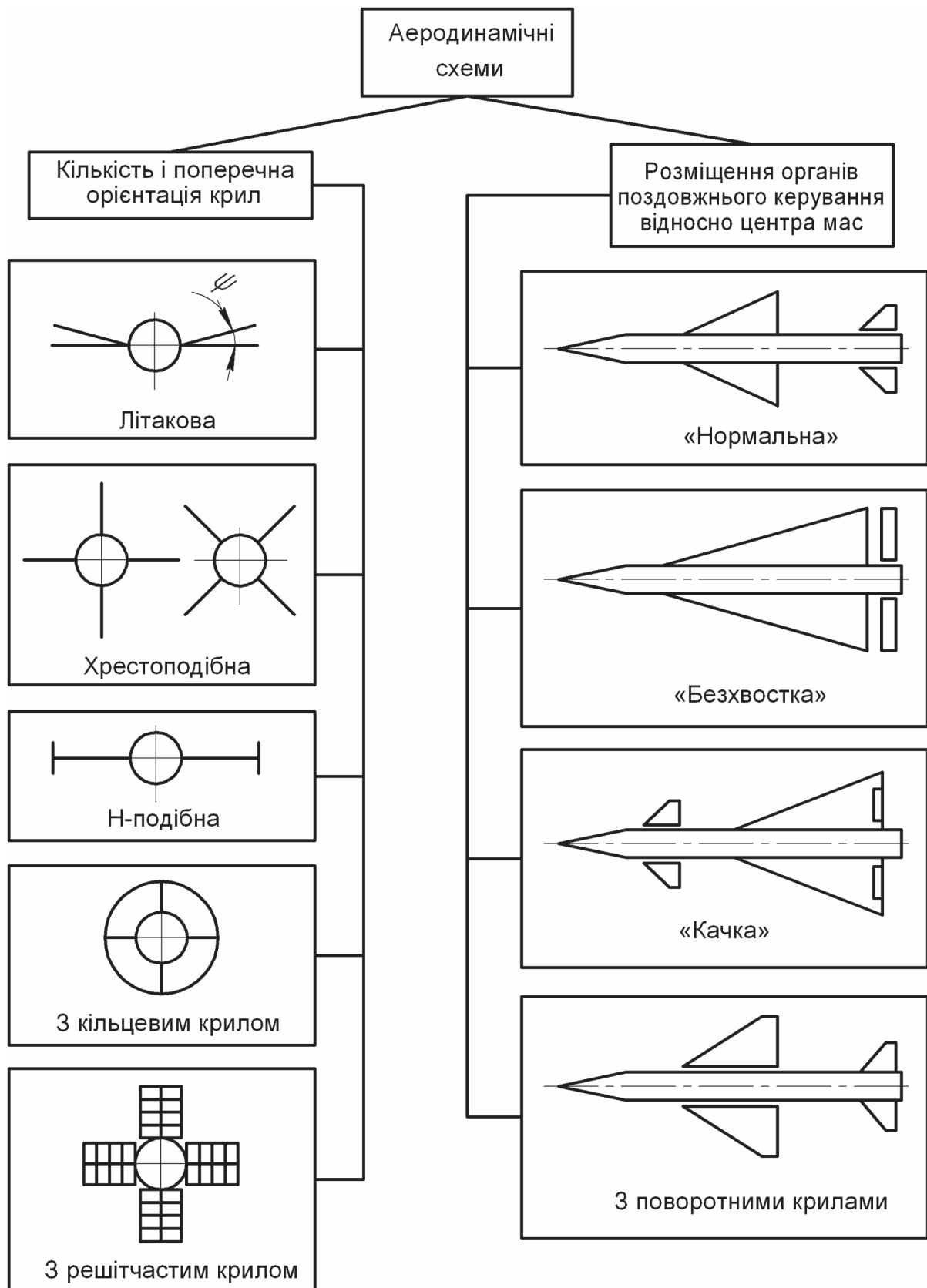


Рисунок 4.1 - Аеродинамічні схеми крилатих ЛА

Коли центр мас розміщений за фокусом за δ , то при відхиленні крила на додатний кут δ кут атаки корпусу також змінюється у додатному напрямку ($\alpha/\delta = 0 \dots 0,5$).

При збігу центра мас з фокусом за δ $\alpha/\delta = 0$.

У випадку, коли центр мас розміщений перед фокусом за δ система стабілізації, як показує досвід, не стабілізує, а дестабілізує ЛА. Тому конструювання ЛА схеми, яку розглядають, необхідно здійснювати так, щоб ні в одній точці траєкторії центр мас не виявився попереду фокуса за δ . На несучі характеристики ЛА з поворотними крилами негативно впливає щілина між корпусом і крилом. Через цю щілину відбувається перетікання повітря з області підвищеного в область зниженого тиску на крилі, що призводить до зниження піднімальної сили.

У порівнянні з попередніми ця схема має велику швидкодію і тому використовується для високоманеврених ЛА малих і середніх висот невеликої дальності.

З умов мінімальних витрат на балансування та забезпечення достатньої маневреності й керованості для розглянутих аеродинамічних схем запасами поздовжньої статичної стійкості, які пропонуються, є такі:

а) для «нормальної» схеми та «безхвостки»

$$x_{цм} - x_F = -(0,02 \dots 0,05)L_\phi;$$

б) для схеми «качка»

$$x_{цм} - x_F = -(0,03 \dots 0,08)L_\phi;$$

- для схеми з поворотними крилами

$$x_{цм} - x_F = -(0,12 \dots 0,2)L_\phi,$$

де $x_{цм}$, x_F , L_ϕ – відповідно положення центра мас і фокуса, довжина корпусу ЛА.

4.2 Двигунні установки ЛА

Частіше за все на ЛА установлюють ракетні двигуни на твердому (РДТП) і рідкому (РРД) паливі, прямоточні повітряно-реактивні двигуни (ППРД) і турбореактивні двигуни (ТРД).

Ракетні двигуни не мають обмежень за висотою й швидкістю польоту, що є їх основною перевагою. Тяга цих двигунів практично не залежить від висоти й швидкості польоту.

Ракетні двигуни установлюють на маневрених ЛА невеликої та середньої дальності. Крім того, їх часто використовують як прискорювачі першого ступеня ЛА.

ППРД використовують на ЛА великої дальності, у яких основним режимом польоту є майже горизонтальний політ із постійною швидкістю ($M_{розр}$). Прямоточний двигун може працювати, починаючи з чисел $M > 0$ ($M \sim 0,5...0,8$). Максимальна тяга та мінімальна витрата палива при цьому досягаються при визначеному числі $M_{розр}$, під яке проектується двигунна установка. ППРД має обмеження за швидкістю ($M \leq 6$) і висотою польоту ($H \leq 25$ км).

На дозвукових низьколітаючих ЛА великої дальності часто використовують ТРД. Ці двигуни також мають обмеження за швидкістю ($M \leq 3$) та висотою польоту ($H \leq 25$ км).

Якщо порівняти двигуни за витратними характеристиками, то найбільш економічним (із розглянутих) є ТРД. Питома витрата палива ППРД у три - чотири рази більше, ніж у ТРД, РРД поступається за економічністю ТРД – у п'ять разів, а РДТП – у шість разів.

4.3 Системи управління ЛА

Система управління – це сукупність пристроїв, які забезпечують політ ЛА відповідно до заданого закону певним регулюванням керуючих сил і моментів. Закон керування визначається методом наведення.

Можна виділити такі типи систем управління (СУ): автономні, теленаведення, самонаведення та комбіновані.

Автономні СУ використовують у тих випадках, коли ціль нерухома або рухається по визначеній траєкторії. Ці СУ забезпечують наведення за програмою. Усі пристрої управління у даному випадку знаходяться на борту ЛА. До автономних СУ відносять: гіроскопічні, інерціальні, астронавігаційні, магнітометричні.

Системи телеуправління (СТУ) застосовують для наведення ЛА в границях прямої видимості, в основному на рухомі цілі. Основна частина апаратури розміщена на командному пункті, інша частина – на борту ЛА. До систем телеуправління відносять такі: командні, за променем, радіонавігаційні.

Системи самонаведення є найбільш точними системами управління. Вони характеризуються тим, що у них використовується координатор цілі – головка самонаведення (ГСН), яка розміщена на борту ЛА. За видом джерела енергії ГСН підрозділяють на радіолокаційні (РГС), інфрачервоні (ТГС), лазерні й акустичні.

За способом прийняття відбитого сигналу від цілі системи самонаведення можуть бути активними, напівактивними та пасивними.

5 ВИЗНАЧЕННЯ МАСИ ЛА

Масу ЛА визначають за формулою

$$m_0 = \frac{\sum_{i=1}^n m_i}{1 - (\mu_T + \mu_k + \mu_{\partial y})}, \quad (5.1)$$

де m_i – абсолютна маса i -го агрегату; n – кількість таких агрегатів; μ_T - відносний запас палива; μ_k – відносна маса конструкції ЛА (крила, оперення, корпусу, кермових приводів, вузлів розстикування, якщо вони є); $\mu_{\partial y}$ – відносна маса двигунної установки.

Більш універсальною є формула

$$m_0 = \frac{\sum_{i=1}^n m_i}{1 - \sum_{j=1}^k \mu_j}, \quad (5.2)$$

де μ_j – відносна маса j -го агрегату; k – кількість таких агрегатів.

Кожна із складових формул (5.1) і (5.2) залежить від багатьох параметрів, у тому числі і від самої величини m_0 . Тому початкову (стартову) масу m_0 визначають методом послідовних наближень, вибравши для початкового наближення середньостатичну величину m_0 .

Відносний запас палива μ_T визначають за методикою, викладеною в [3]. Решта величин, які входять у формули (5.1) і (5.2), визначаються за емпіричними залежностями, наведеними у спеціальній лі-

температурі. При роботі з емпіричними формулами особливу увагу треба приділити розмірності величин, які входять до них.

Точність визначення стартової маси багато в чому залежить від точності емпіричних формул. У загальному випадку для кожного класу ЛА вони свої. Нижче будуть наведені наближені залежності, якими можна користуватися лише у разі приблизних розрахунків. Тому при статистичному аналізі (за інформаційними джерелами) необхідно прагнути відшукати значення абсолютних мас частин ЛА (особливо – масу БЧ, системи управління, автопілота, систем внутрішньої енергетики і т.д.), які відповідатимуть сучасному рівню розвитку техніки.

Після визначення усіх m_i і μ_j за формулою (5.1) або (5.2) знаходять початкову масу ЛА у нульовому наближенні $m_0^{(0)}$.

Далі визначають відносну похибку $\Delta^{(0)}$ у нульовому наближенні

$$\Delta^{(0)} = \frac{m_0^{(0)} - m_0}{m_0}. \quad (5.3)$$

Якщо ця похибка не перевищує 3%, то розрахунок закінчують. У противному разі розрахунок повторюють, прийнявши за вихідну масу $m_0^{(0)}$. Коли визначена маса ЛА першого наближення $m_0^{(1)}$ дає у порівнянні з масою $m_0^{(0)}$ відносну похибку менше 3%, то розрахунок закінчують. Коли ж ітераційний процес не збігся, то розрахунок продовжують.

Звичайно, достатньо зробити дві - три ітерації.

Коли ЛА має прискорювач (двоступінчастий ЛА), то його початкову масу визначають за формулою

$$m_{00} = \frac{m_0}{1 - (\mu_{Tn} + \mu_{kn} + \mu_{dyn})}, \quad (5.4)$$

де m_0 – знайдена маса маршового ступеня; μ_{Tn} , μ_{kn} , μ_{dyn} – відносні маси палива, конструкції та двигунної установки прискорювача.

При визначенні μ_{Tn} звичайно приймають такі припущення:

- а) рух ЛА є рівноприскореним;
- б) траєкторія – похила, прямолінійна;
- в) на розгінній ділянці ЛА не керується.

При цих припущеннях відносний запас палива прискорювача можна підрахувати за такою приблизною формулою:

$$\mu_{Tn} = 1,1 / (I / V_0 + 0,5), \quad (5.5)$$

де I – питомий імпульс палива; V_0 – швидкість, до якої розганяється ЛА.

Решту величин, які входять у формулу (5.4), визначають так, як і для маршового ступеня.

При цьому до маси конструкції прискорювача включають лише масу стабілізатора та перехідного конуса.

Після закінчення розрахунків треба навести довідку про масу всіх складових частин ЛА.

5.1 Наближене визначення маси складових частин ЛА

Масу БЧ (корисного навантаження) задають у ТЗ або розраховують за формулами, які враховують призначення цього навантаження.

Маса зривника в кілограмах залежить від його типу.

Маса *дистанційного* разом з антеною та оптичного зривника визначають за формулою

$$m_3 = 0,4R_{\max}, \quad (5.6)$$

де R_{\max} – максимальний промах у метрах.

Для *комбінованого* радіооптичного зривника масу можна визначити як

$$m_3 = 0,6R_{\max}. \quad (5.7)$$

Масу *електроконтактного* зривника знаходять за формулою

$$m_3 = 0,02m_{\bar{b}ч} + 0,5, \quad (5.8)$$

де $m_{\bar{b}ч}$ – маса БЧ, кг.

Маса системи управління (m_{cy} , кг) залежить від її типу.

Для *командної* системи управління

$$m_{cy} = \frac{70D}{120 + D} + 2, \quad (5.9)$$

де D – дальність дії, км.

Для наведення за променем

$$m_{cy} = \frac{45D}{120 + D} + 1. \quad (5.10)$$

Системи самонаведення:

а) для активної РГС

$$m_{cy} = 230d_a^{3/2} + 0,5P_{nep} + 30, \quad (5.11)$$

де d_a – потрібний діаметр антени, м; P_{nep} – імпульсна потужність передавача, кВт (приблизно 100 кВт).

$$d_a = D \left(\frac{\lambda^2}{50P_{nep}S_{eu}} \right)^{1/4}, \quad (5.12)$$

де S_{eu} – ефективна поверхня цілі, що відбиває проміння, м²;

λ – довжина хвилі, м.

Наближені значення S_{eu} наведені в табл. 5.1 (довжина хвилі у цій таблиці наведена в сантиметрах);

б) для напівактивної РГС

$$m_{cy} = 230d_a^{3/2} + 6, \quad (5.13)$$

де d_a – потрібний діаметр антени в метрах,

$$d_a = D^2 \frac{\lambda}{\sqrt{100P_{nep}S_{eu}S_{e.nep}}}, \quad (5.14)$$

де $S_{e.nep}$ – ефективна площа антени радіолокатора підсвічування,

$S_{e.nep} \approx 0,1 \text{ м}^2$;

в) для пасивної РГС

$$m_{cy} = 0,25D + 10; \quad (5.15)$$

г) для пасивної ТГС

$$m_{cy} = 0,7D + 2. \quad (5.16)$$

Таблиця 5.1 – Значення S_{eu}

Тип цілі	$S_{eu}, \text{м}^2$		
	$\lambda = 1...6$	$\lambda = 10...16$	$\lambda = 16...40$
Ракети з $m_0 = 400...600$ кг	0,5...1,5	0,4...1,2	0,3...1,0
Винищувачі - перехоплювачі з $m_0 = 6...8$ т	5...15	4...12	3...10
Тактичні бомбардувальники з $m_0 = 40...60$ т	40...70	30...50	25...45
Стратегічні бомбардувальники з m_0 до 200 т	100...150	70...100	60...90
Надводні кораблі водотоннажністю 1000...3000 т	2000...8000	1800...7000	1500...6000
Надводні кораблі водотоннажністю 10000...20000 т	20000... ...40000	18000... ...30000	15000...25000
Підводні човни у надводному стані	30...150	20...110	18...100

Масу автопілота визначають за формулою

$$m_{an} = 0,15n\sqrt{m_0}, \quad (5.17)$$

де n – кількість каналів автопілота (як правило, $n = 3$); m_0 – стартова маса ЛА, кг.

Масу системи внутрішньої енергетики (бортових джерел живлення і електромережі) розраховують за формулою

$$m_{\text{одж}} = P \left(k_1 \tau + k_2 / \sqrt{P} + k_3 m_0^{1/3} \right), \quad (5.18)$$

де P – сумарна споживана потужність, кВт,

$$P = \sum_{i=1}^{n_1} P_i, \quad (5.19)$$

P_i – потужність i -го споживача,

$$P_i = (0,017...0,02)m_i; \quad (5.20)$$

m_i – маса i -го споживача, кг; n_1 – кількість споживачів; τ – час керуваного польоту, с; k_i – коефіцієнти, наведені в табл. 5.2.

Відносну масу двигунної установки визначають за формулою

$$\mu_{\partial y} = \alpha_{\partial y} \mu_T, \quad (5.21)$$

де $\alpha_{\partial y}$ – коефіцієнт конструктивної досконалості двигуна.

Таблиця 5.2 – Значення коефіцієнтів k_i

Тип бортового джерела живлення	k_1	k_2	k_3
Ампульна батарея з електромагнітним перетворювачем	$0,8/\sqrt{\tau}$	8	0,6
Повітряний акумулятор тиску з турбогенератором	0,08	5	0,6
Акумулятор на твердому паливі з турбогенератором	0,06	5	0,6
Акумулятор на рідкому паливі з турбогенератором	0,06	5	0,6

Для РДТП (металевої конструкції)

$$\alpha_{\partial y} = 3,3 \frac{P_k}{\rho_n \Delta} 10^{-5} (48,3 f_c \lambda^{-4,27} + 1,7), \quad (5.22)$$

де P_k – тиск у камері згоряння двигуна, Па, для змішаного палива $P_k \approx 5 \cdot 10^6$, для балістичного палива $P_k \approx 7 \cdot 10^6$; ρ_n – густина палива, кг/м³ (1600...1800 кг/м³); Δ – коефіцієнт заповнення поперечного перерізу камери згоряння (для зіркоподібного заряду – 0,80; для багатощашкового – 0,75); f_c – відносна площа зрізу сопла (брати зі статистичних даних); λ – подовження двигуна (брати зі статистичних даних).

Для РРД:

а) при насосній системі подачі палива

$$\alpha_{\partial y} = a + 3/\tau, \quad (5.23)$$

де $a = 0,18$ – для сталевих баків, $a = 0,12$ – для баків з алюмінієвих сплавів; τ – час активного польоту, с;

б) при подачі шляхом витискання палива газом

$$\alpha_{\partial y} = \psi (0,2 + 10^{-6} P_k) (0,76 + 12/\tau), \quad (5.24)$$

де P_k – тиск у камері згоряння двигуна, Па ($P_k > 5 \dots 25$ МПа); ψ – коефіцієнт, який характеризує тип системи подачі палива (1 – при по-

вітряному акумуляторі тиску; 0,62 – при акумуляторі на твердому паливі; 0,65 – при акумуляторі на рідкому паливі).

Відносна маса крила визначається формулою

$$\mu_{кр} = i_k (0,012 + 4/p) \bar{S}_k, \quad (5.25)$$

де $p = m_0/S$ – питома навантаження на крило, кг/м² (брати зі статистичних даних); S – площа крила з підкорпусною частиною;

$\bar{S}_k = \frac{S_k}{S}$ – відносна площа консолей крила (брати зі статистичних

даних); S_k – площа консолей крила; i_k – кількість консолей крила.

Для поворотних крил

$$\mu_{кр.пов} \approx 1,2 \mu_{кр}. \quad (5.26)$$

Для крил з елеронами

$$\mu_{кр.ел} \approx (1,1 \dots 1,15) \mu_{кр}. \quad (5.27)$$

Відносну масу оперення можна прийняти такою, що дорівнює: для поворотного оперення – 0,01; для стабілізатора прискорювача – 0,02; для стабілізатора разом з рулями – 0,022.

Відносна маса кермових приводів (рульові машини з джерелом живлення) визначається формулою

$$\mu_{прив} = k_1 \sqrt{f\phi \frac{k_n n_y^e}{m_0}} + k_2 f\phi k_n n_y^e \tau, \quad (5.28)$$

де $f = 1,2 \dots 1,5$ – коефіцієнт безпеки; ϕ – коефіцієнт, який враховує тип аеродинамічної схеми (1 – для «нормальної» схеми та «безхвостки»; 1,2 – для схеми «качка»; 2 – для схеми з поворотними крилами);

k_1 і k_2 – коефіцієнти, які залежать від типу приводу (для повітряного

приводу $k_1 = 0,045$, $k_2 = 0,18 \cdot 10^{-4}$; для приводу на гарячому газі

$k_1 = 0,085$, $k_2 = 0,08 \cdot 10^{-4}$; для електричного приводу $k_1 = 0,3$,

$k_2 = 0,2 \cdot 10^{-4}$; k_n – коефіцієнт, який залежить від класу ЛА (0,9...1 – для ЛА класу «повітря - повітря»; 0,6...0,8 – для інших класів ЛА); τ –

час керованого польоту у секундах; n_y^e – поперечне експлуатаційне перевантаження.

У формулі (5.28) перший доданок визначає масу рульових машин, а другий – масу джерела живлення.

Відносну масу корпусу ЛА можна розрахувати за формулою

$$\mu_{\text{корп}} = \beta \frac{m_{\text{вант}}}{m_0}, \quad (5.29)$$

де $m_{\text{вант}}$ – маса вантажів, які знаходяться усередині корпусу (вставна БЧ, система управління, автопілот, система внутрішньої енергетики, маса кермових приводів);

$$\beta = 0,7 m_0^{-1/6}. \quad (5.30)$$

Відносну масу вузлів розстикування можна прийняти як

$$\mu_{\text{розст}} = 0,02.$$

6 ВИЗНАЧЕННЯ ОСНОВНИХ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ЛА

Основні геометричні параметри ЛА знаходять після визначення масових характеристик ЛА, виходячи з функціонального призначення агрегату.

6.1 Вибір геометричних параметрів крил

Вагомішими геометричними характеристиками крила є його площа S , а також подовження λ , звуження η , стрілоподібність χ та відносна товщина профілю \bar{c} .

Подовження, звуження, стрілоподібність і відносну товщину профілю крила можна взяти зі статичних даних. При цьому треба врахувати таке:

а) при числах $M > 3$ і $\eta = \infty$ подовження слабо впливає на величини C_y та C_x . У цьому випадку величина λ визначається площею крила та різними обмеженнями (наприклад, обмеженнями на габаритні розміри ЛА при старті з носія, зменшенням хорди поворотних крил для зменшення шарнірних моментів і т.д.). Зменшення подовження крил приводить до зменшення розмаху (отже, і згинального моменту у бортовому перерізі крила) і до зростання бортової хорди. Все це дозволяє одночасно зі зменшенням λ зменшувати відносну

товщину профілю \bar{c} без зменшення міцності й жорсткості крил. Зменшення λ (що супроводжується відповідним зменшенням \bar{c}) викликає різке падіння хвильового опору. Це основна причина, через яку надзвукові ЛА мають крила малих подовжень. Зменшення λ вигідно також і з точки зору маси крил.

При малих числах M ($M \leq 1 \dots 1,5$) подовження помітно впливає на індуктивний опір. Чим менше подовження, тим більше індуктивний опір, але при цьому зменшується маса крила;

б) для дозвукових ЛА доцільні нестрілоподібні крила;

в) для близько- і надзвукових ЛА позитивний ефект дає збільшення кутів стрілоподібності за передньою кромкою χ_0 і за лінією найбільших товщин профілю χ_c : при невеликих числах M ($M \leq 2$) це приводить до помітного зменшення хвильового опору, а при $M > 3$ – до зменшення аеродинамічного нагрівання в області передньої кромки. Збільшення стрілоподібності сприятливо впливає і на "розбіг" фокуса ЛА. З точки зору ефективності елеронів бажано, щоб кут стрілоподібності за задньою кромкою був наближений до нуля;

г) при числах $M > 3$ звуження крила треба брати великим ($\eta \rightarrow \infty$).

Функціональне призначення крила – створювати піднімальну силу, за допомогою якої забезпечується потрібне поперечне перевантаження n_y .

Піднімальна сила ЛА визначається формулою

$$Y = C_y^\alpha \cdot \alpha \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot S \cdot K_s, \quad (6.1)$$

де C_y^α – похідна коефіцієнта піднімальної сили за кутом атаки α ; ρ – щільність повітря; v – швидкість польоту; K_s – коефіцієнт, який дорівнює 1,4 для Х - подібної схеми з поворотними крилами, та дорівнює одиниці для всіх інших схем; S – площа крила (двох консолей з підкорпусною частиною).

Величину C_y^α визначають за формулою

$$C_y^\alpha = C_{y\phi}^\alpha \cdot \bar{S}_\phi + C_{y_{із.кр}}^\alpha \cdot K_{\alpha\alpha} \cdot \bar{S}_{із.кр}, \quad (6.2)$$

де $C_{y\phi}^{\alpha}$ – C_y^{α} для корпусу ЛА; $C_{y_{із.кр}}^{\alpha}$ – C_y^{α} для ізолюваного крила.

$$K_{\alpha\alpha} = 1 + 3\bar{D} - \frac{\bar{D}(1 - \bar{D})}{\eta_k}; \quad (6.3)$$

η_k – звуження консолей крила; $\bar{S}_{\phi} = S_{\phi}/S$; S_{ϕ} – площа міделева перерізу корпусу; $\bar{S}_{із.кр} = S_k/S$; S_k – площа двох консолей крила; $\bar{D} = \frac{D}{L}$; L – розмах крила, D – діаметр корпусу.

Величини $C_{y\phi}^{\alpha}$ і $C_{y_{із.кр}}^{\alpha}$ можна визначити за графіками, які показані на рис. 6.1, або розрахунковим шляхом. На рис. 6.1 значення C_y^{α} показані для кута атаки в градусах ($\lambda_{нч}$, λ_k – подовження носової частини корпусу та двох консолей крила).

Площа крил ЛА має бути достатньою для того, щоб у будь-якій точці траєкторії наявне перевантаження за абсолютною величиною було більше потрібного або дорівнювало йому

$$n_{yn} \geq n_{ynopr}. \quad (6.4)$$

Наявною прийнято називати постійне нормальне перевантаження, яке може створити ЛА при максимальному відхиленні органів управління.

Наявне перевантаження може бути підраховане за формулою

$$n_{yn} = \frac{C_y^{\alpha} \cdot \alpha_{\max} \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot S \cdot K_S + P \cdot \sin \alpha_{\max}}{m_0 \cdot g \cdot (1 - \mu_{TT})}, \quad (6.5)$$

де P – тяга двигуна; m_0 – стартова маса ЛА; μ_{TT} – поточна відносна витрата палива.

Потрібне перевантаження визначається формою криволінійних частин траєкторії та швидкістю польоту:

$$n_{ynopr} = \frac{v^2}{R \cdot g} + \cos \Theta \pm \Delta n_y, \quad (6.6)$$

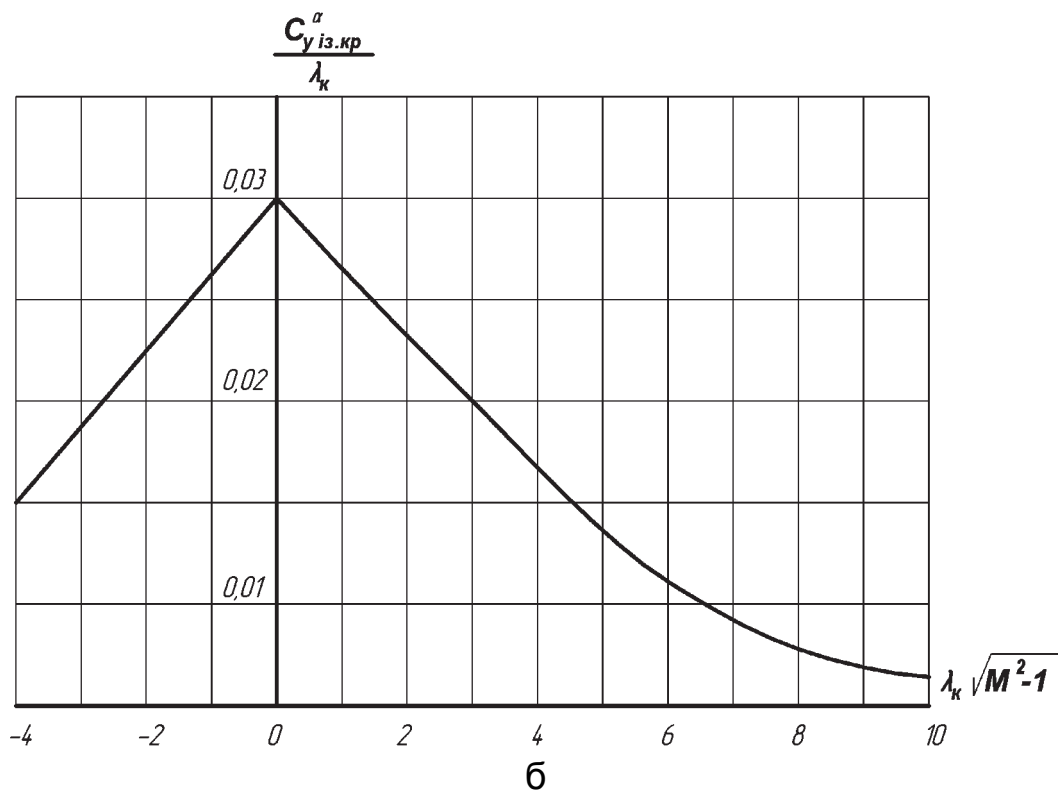
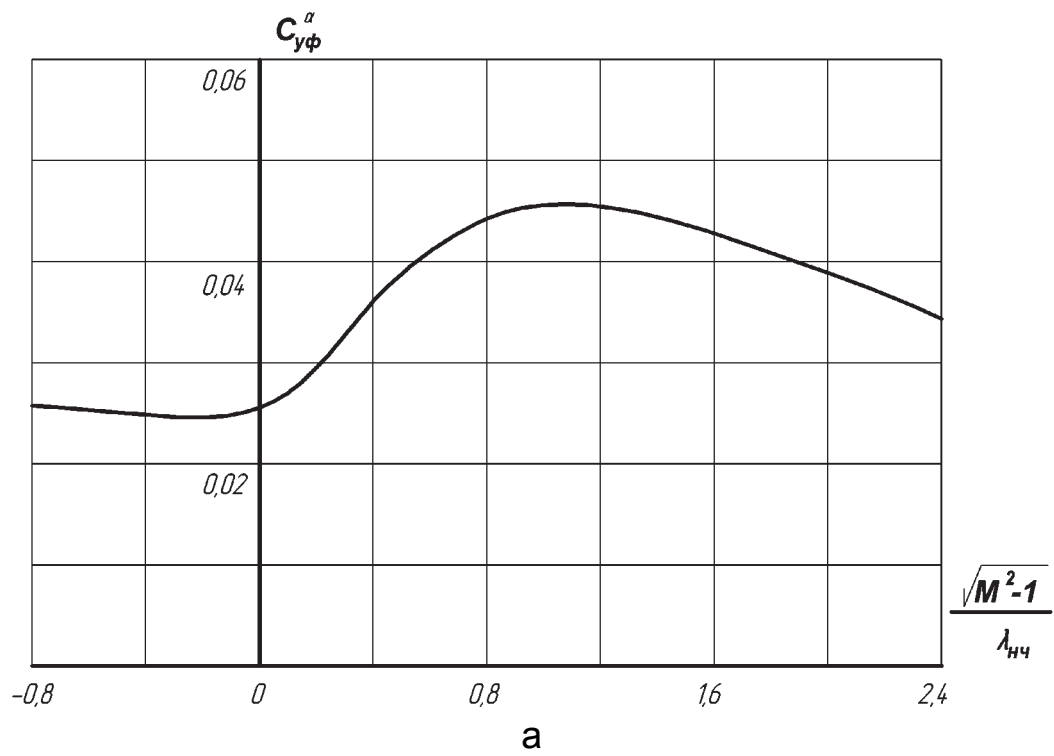


Рисунок 6.1 – Значення C_y^α : а – для ізолюваного корпусу;
б – для ізолюваного крила

$\Delta n_y = 0,5...2$ – додаткове перевантаження для компенсації випадкових збурень; R – радіус розвороту ЛА.

Крім того, потрібне перевантаження визначається наявним перевантаженням цілі плюс Δn_y .

При використанні формули (6.6) необхідно пам'ятати, що R є додатним у тому випадку, коли траєкторія має опуклість вниз, і від'ємним, коли опуклість спрямована вверху. Знак перед Δn_y беруть таким, при якому абсолютна величина n_{ynomp} буде найбільшою.

Із формул (6.4) і (6.5) одержимо

$$S \geq \frac{m_0 \cdot g \cdot |n_{ynomp}| \cdot (1 - \mu_{TT}) - P \cdot \sin \alpha_{\max}}{C_y^\alpha \cdot \alpha_{\max} \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot K_S}. \quad (6.7)$$

Для наближених розрахунків величину α_{\max} можна прийняти такою, що дорівнює $15...20^\circ$.

Для ЛА, які стартують із носія, одним із розрахункових випадків є момент відчеплення від носія. У цьому випадку площа крила має забезпечувати автономний політ ЛА зразу ж після старту, тобто необхідно забезпечити таке рівняння:

$$m_0 \cdot g = C_y^\alpha \cdot \alpha_{\max} \cdot \frac{\rho_H \cdot v_H^2}{2} \cdot S \cdot K_S, \quad (6.8)$$

де ρ_H – щільність повітря на висоті пуску ЛА; v_H – швидкість носія.

З (6.7) одержимо

$$S \geq \frac{m_0 \cdot g}{C_y^\alpha \cdot \alpha_{\max} \cdot \frac{\rho_H \cdot v_H^2}{2} \cdot K_S}. \quad (6.9)$$

При визначенні площі крила маломаневреного ЛА (як правило, ЛА великої дальності) спочатку за формулою (6.9) знаходять площу крила з умов старту S_0 (коли ЛА стартує з носія). Далі для всіх

криволінійних частин траєкторії за формулою (6.7) визначають площу крила з умов маневреності й із них вибирають максимальну S_m .

Для ЛА великої дальності площу крила вибирають також з умов забезпечення мінімального відносного запасу палива μ_T .

Запас палива для ЛА великої дальності визначають за формулою

$$\mu_T = 1 - e^{-\frac{C_{num} \cdot L}{v \cdot K}}, \quad (6.10)$$

де C_{num} – питома витрата палива; L – горизонтальна дальність ЛА; v – швидкість маршового польоту ЛА; K – аеродинамічна якість ЛА.

При горизонтальному польоті з постійною швидкістю якість по довж траєкторії увесь час змінюється, тому що внаслідок вигорання палива кут атаки ЛА увесь час падає. Із формули (6.10) виходить, що мінімальний відносний запас палива буде у тому випадку, коли добуток $(v \cdot K)$ буде максимальним.

Параметри крила ЛА великої дальності вибирають такими, щоб у середній точці траєкторії величина $(v \cdot K)$ була максимальною. З умов маршового польоту площу крила визначають з умови

$$m_0 \cdot g \cdot (1 - 0,5\mu_T) = C_y^\alpha \cdot \alpha_c \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot S_{марш} \cdot K_S, \quad (6.11)$$

де α_c – середній кут атаки на траєкторії.

З (6.11) маємо

$$S_{марш} = \frac{2 \cdot m_0 \cdot g \cdot (1 - 0,5\mu_T)}{C_y^\alpha \cdot \alpha_c \cdot \rho \cdot v^2 \cdot K_S}. \quad (6.12)$$

Площу крила маломаневреного ЛА приймають такою:

$$S = \max(S_0, S_m, S_{марш}). \quad (6.13)$$

Для маломаневрених ЛА великої дальності, основним режимом польоту яких є політ на постійній висоті зі сталою швидкістю, використовують крила середнього та великого подовження з несиметричним профілем. При одній і тій же товщині профілю якість несиметричних профілів вища, ніж у симетричних.

Крім того, як показують розрахунки та практика проектування, максимальне значення добутку $(v \cdot K)$ можна одержати, коли хорду

крила встановити під деяким кутом до осі корпусу (кутом установки або заклинення). Цей кут вигідно вибирати таким, що дорівнює α_c . У цьому випадку піднімальна сила корпусу буде відсутньою, але у той же час знизиться опір корпусу, що приводить до підвищення аеродинамічної якості.

Площу крила маневреного ЛА визначають за формулою (6.7). При цьому розглядають активну та пасивну ділянки польоту. Для пасивної ділянки формула (6.7) набуває вигляду

$$S = \frac{2 \cdot m_0 \cdot g \cdot |n_{y \text{ номп}}| \cdot (1 - \mu_T)}{C_y^\alpha \cdot \alpha_{\max} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot K_S}. \quad (6.14)$$

За формулою (6.7) будують залежність потрібної площі крила від часу і вибирають максимальне значення площі S_a . Аналогічно за допомогою формули (6.14) визначають максимальну потрібну площу крила на пасивній ділянці траєкторії S_n .

Якщо ЛА стартує з носія, то за формулою (6.9) обчислюють площу крила з умов старту S_0 .

Площу крила маневреного ЛА приймають такою:

$$S = \max(S_0, S_a, S_n). \quad (6.15)$$

6.2 Вибір геометричних параметрів корпусу ЛА

Корпус ЛА призначений для розміщення у ньому вантажів (обладнання, палива і т.д.), крім того, він є силовим елементом для кріплення крила, оперення та двигуна.

Геометричні розміри корпусу визначають з умов розміщення в ньому всіх вантажів.

Теоретично необхідний об'єм корпусу можна визначити за такою формулою:

$$V_{TH} = \sum V_i = \sum_{i=1}^n \frac{m_i}{\rho_i}, \quad (6.16)$$

де V_{TH} – теоретично необхідний об'єм корпусу; m_i – маса i -го вантажу; n – кількість вантажів; ρ_i – конструктивна питома густина i -го вантажу; V_i – об'єм i -го відсіку.

Конструктивна питома густина – це відношення маси вантажу до об'єму, необхідного для його розміщення (приблизні значення ρ_i наведені в табл. 6.1).

Таблиця 6.1 – Значення ρ_i для різних відсіків ЛА

№ п.п.	Найменування відсіку	ρ , кг/м ³
1	Фугасна БЧ	2000
2	Осколкова БЧ з несучою оболонкою	4000
3	Осколкова БЧ вставна	2000
4	Обладнання	500
5	РРД із системою подачі	200
6	ТРД разом із повітрязабірником	300
7	Паливний відсік РРД	1000
8	Паливний відсік ТРД	750
9	Відсік кермових приводів з джерелом живлення	500

Об'єм, який займає РДТП ($V_{\text{РДТП}}$), можна розрахувати за формулою

$$V_{\text{РДТП}} = m_n / \rho_n + m_D / \rho_M, \quad (6.17)$$

де m_n – маса палива; ρ_n – густина палива, кг/м³ (1600...1800 кг/м³); m_D – маса конструкції двигуна; ρ_M – густина матеріалу конструкції двигуна (~ 7800 кг/м³).

Розглянемо приклад визначення розмірів корпусу з конічною носовою частиною (рис. 6.2).

У цьому випадку теоретично необхідний об'єм корпусу можна визначити за такою формулою:

$$V_{\text{ТН}} = \frac{1}{3} \cdot \frac{\pi \cdot d^2}{4} l_n + \frac{\pi \cdot d^2}{4} (l_\phi - l_{\text{нч}}) = \frac{\pi \cdot d^3}{4} \left(\lambda_\phi - \frac{2}{3} \lambda_{\text{нч}} \right), \quad (6.18)$$

де λ_ϕ – подовження корпусу; $\lambda_{\text{нч}}$ – подовження носової частини корпусу.

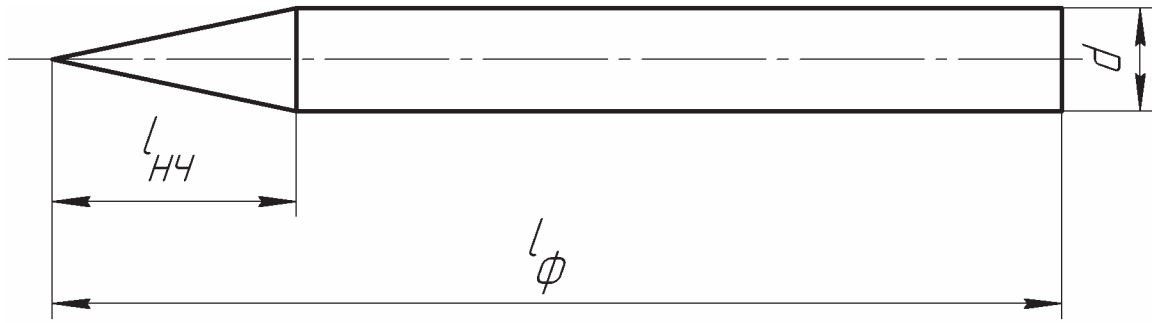


Рисунок 6.2 - Геометричні розміри корпусу

З (6.18) маємо

$$d = \sqrt[3]{\frac{V_{TH}}{\pi \cdot \left(\lambda_{\phi} - \frac{2}{3} \lambda_{нч} \right)}} \quad (6.19)$$

Для оживальної носової частини

$$d = \sqrt[3]{\frac{V_{TH}}{\pi \cdot \left(\lambda_{\phi} - \frac{1}{3} \lambda_{нч} \right)}} \quad (6.20)$$

Подовження корпусу λ_{ϕ} вибирають із статистичних даних $\lambda_{\phi} = 8 \dots 15$. При зменшенні λ_{ϕ} зменшується момент вигину, збільшується діаметр, а отже, зменшується маса корпусу. Але при надзвукових швидкостях при зменшенні λ_{ϕ} різко збільшується хвильовий та донний опір.

При збільшенні λ_{ϕ} погіршується керованість ЛА та збільшується його маса.

Для носової частини можна прийняти такі величини подовження:

$$\lambda_{нч} = 1,5 \dots 5.$$

Серйозні вимоги ставлять до форми носової частини за наявності головки самонаведення (РГС або ТГС). У цьому випадку доводиться погіршувати аеродинамічні характеристики для того, щоб добитися найменшого ослаблення сигналу та найменших помилок у визначенні кутових координат цілі. Обтічники РГС ЛА малого діаметра ($d = 0,2 \dots 0,3$ м) звичайно роблять у вигляді конуса з кутом при вер-

шині не менше $32...34^\circ$, плавно з'єднаного з циліндричною частиною корпусу; у ЛА великого діаметра обтічник може мати параболічну або степеневу твірну. Обтічники ТГС роблять сферичними або у вигляді піраміди з плоскими гранями (рис. 6.3).

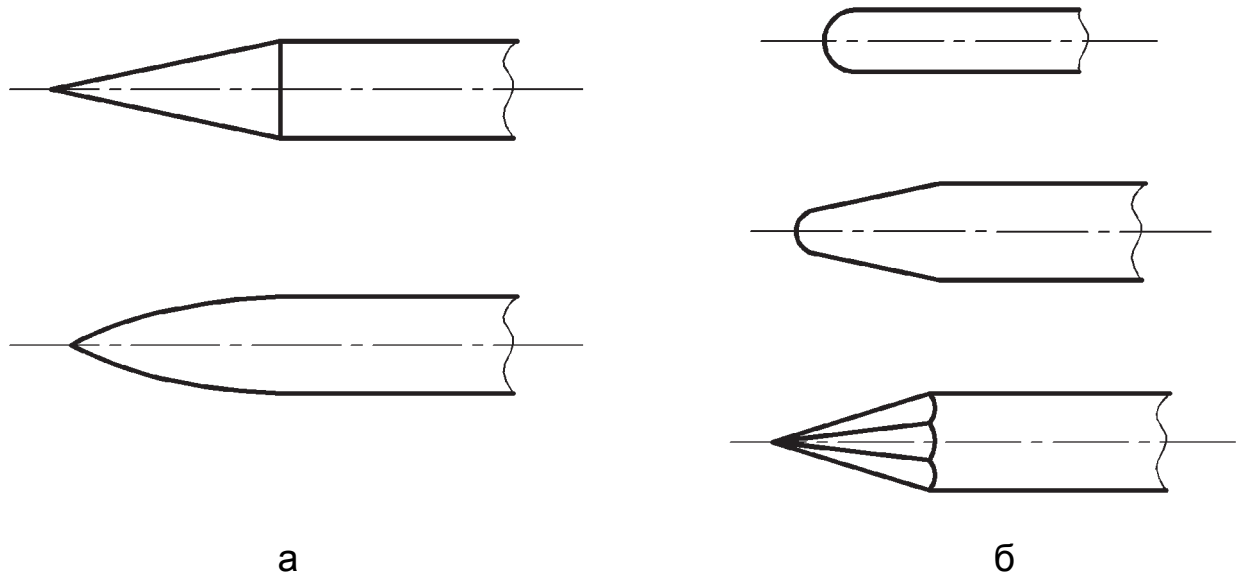


Рисунок 6.3 - Форми обтічників самонавідних ЛА: а – обтічники РГС; б – обтічники ТГС

6.3 Вибір геометричних параметрів оперення

Площу оперення необхідно вибрати після визначення положення центра мас ЛА.

Розглянемо функціональне призначення оперення для різних аеродинамічних схем.

Для "нормальної" схеми та схеми "качка" оперення є органом стабілізації (стійкості), управління та балансування.

Для "безхвостки" це орган управління та балансування.

У схеми з поворотними крилами оперення є органом стабілізації і балансування.

Площу оперення визначають виходячи з його функціонального призначення.

Практика проектування показала, що визначальним чинником при виборі площі оперення є стійкість. Площа оперення, знайдена з умов стійкості, практично завжди задовольняє вимоги керованості.

Тому площу оперення знаходять з умов стійкості та балансування, після чого вибирають найбільше її значення.

Хай положення центра мас відомо – $X_{цм}$. Тоді, задавшись запасом поздовжньої статичної стійкості $\Delta X = X_F - X_{цм}$ (X_F – положення фокуса ЛА), потрібне положення фокуса ЛА можна знайти за формулою

$$X_F = X_{цм} + \Delta X. \quad (6.21)$$

З іншого боку, положення фокуса (при зафіксованих рулях) визначають за такою формулою:

$$X_F = \frac{\sum_{i=1}^n C_{yi}^{\alpha} \cdot \bar{S}_i \cdot X_i}{\sum_{i=1}^n C_{yi}^{\alpha} \cdot \bar{S}_i}, \quad (6.22)$$

де $\bar{S}_i = S_i/S$; S – площа крила з підкорпусною частиною; S_i – площа i -го елемента, який створює піднімальну силу (площа двох консолей крила, оперення, дестабілізаторів, площа міделева перерізу корпусу і т. д.); X_i – положення точки прикладення піднімальної сили, яка створюється i -м елементом.

Підставивши у ліву частину виразу (6.22) значення, підраховане за формулою (6.21), і вирішивши рівняння (6.22), знаходимо потрібну площу оперення S_{on} ($S_{on} = \bar{S}_{on} \cdot S$).

При визначенні площі оперення "нормальної" схеми треба врахувати, що оперення знаходиться у скошеному загальмованому потоці. Це враховують таким чином:

$$C_{yon}^{\alpha} = C_{yizon}^{\alpha} (1 - \varepsilon^{\alpha}) K_q, \quad (6.23)$$

де $C_{yon}^{\alpha} - C_y^{\alpha}$ оперення, яке підставляють у формулу (6.22);

$C_{yizon}^{\alpha} - C_y^{\alpha}$ ізолюваного оперення; ε^{α} - похідна кута скошеного потоку по куту атаки оперення; K_q – коефіцієнт, що враховує гальмування потоку, $K_q = 0,85...0,90$.

Приблизне значення ε^α можна розрахувати за формулою

$$\varepsilon^\alpha = \frac{C_{y1}^\alpha}{\pi \lambda_{k1}}, \quad (6.24)$$

де C_{y1}^α , $\lambda_{k1} - C_y^\alpha$ та подовження двох консолей, які знаходяться попереду ($\varepsilon^\alpha < 1$).

У схемі "качка" на частині площі крила (ΔS) відбувається скіс потоку від рулів (рис. 6.4). Тому

$$C_{y_{кр}}^\alpha = C_{y_{із.кр}}^\alpha \left(1 - \varepsilon^\alpha \cdot \frac{\Delta S}{S} \right), \quad (6.25)$$

де $C_{y_{кр}}^\alpha - C_y^\alpha$ крила, яке підставляють у формулу (6.22); $C_{y_{із.кр}}^\alpha - C_y^\alpha$ ізолюваного крила; S - площа крила.

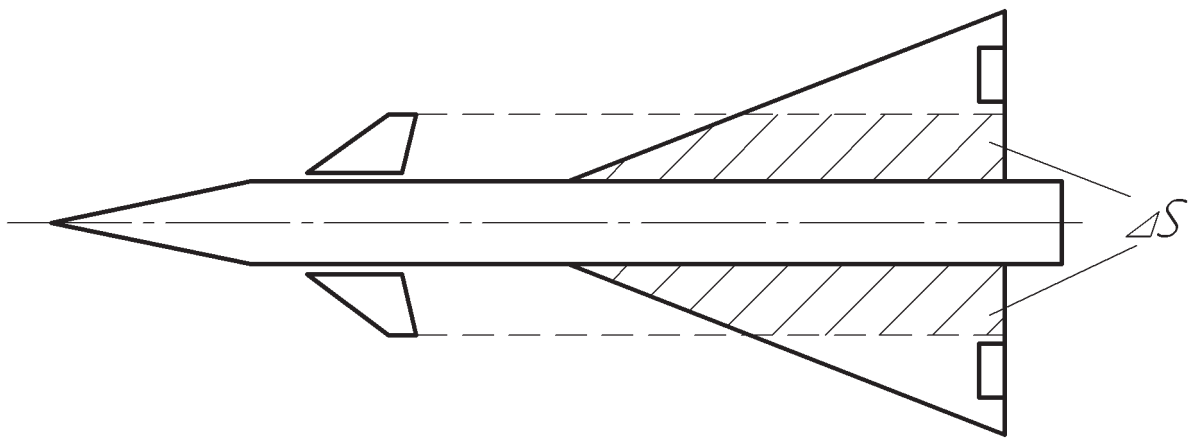


Рисунок 6.4 - Скіс потоку від рулів у схемі "качка"

При розрахунку площі стабілізатора прискорювача враховують лише скіс потоку від крила на прискорювач

$$C_{y_c}^\alpha = C_{y_{із.с}}^\alpha \left(1 - \varepsilon^\alpha \cdot \frac{\Delta S_c}{S_c} \right), \quad (6.26)$$

де $C_{y_c}^\alpha - C_y^\alpha$ стабілізатора, яке підставляють у формулу (6.22); $C_{y_{із.с}}^\alpha - C_y^\alpha$ ізольованого стабілізатора; ΔS_c – частина площі стабілізатора, затінена крилом; S_c – площа стабілізатора.

Умову балансування ЛА можна записати у такому вигляді:

$$C_y^\alpha \cdot \alpha \cdot S \cdot q \cdot X_{кр} \approx C_y^\delta \cdot \delta \cdot S_{on} \cdot q_{on} \cdot X_{on}, \quad (6.27)$$

де $X_{кр}$ і X_{on} – положення піднімальної сили на крилі і оперенні відносно центра мас; q – швидкісний напір на крилі; $q_{on} \approx q$ для схеми "качка" і $q_{on} \approx K_q \cdot q$ для "нормальної" схеми ($K_q = 0,85 \dots 0,90$).

Величини C_y^α і C_y^δ беруть з урахуванням скосу потоку.

З (6.27) маємо

$$S_{on} = \frac{C_y^\alpha}{C_y^\delta} \cdot \frac{\alpha}{\delta} \cdot \frac{1}{K_q} \cdot \frac{X_{кр}}{X_{on}} S. \quad (6.28)$$

Для нормальної схеми та «безхвостки» $\frac{\alpha}{\delta} \leq 1,5 \dots 2$; для схеми «качка»

$\frac{\alpha}{\delta} \leq 2$; для схеми з поворотними крилами $\frac{\alpha}{\delta} \leq 0,5 \dots 0,7$.

Остаточно площу оперення приймають такою:

$$S_0 = \max(S_c, S_{\bar{o}}), \quad (6.29)$$

де S_c і $S_{\bar{o}}$ - площі оперення, знайдені з умов стійкості й балансування.

Другий шлях складається з визначення площі оперення із статистики з наступною перевіркою виконання умов стійкості та балансування.

Якщо $S_c < S_{\bar{o}}$, то треба перерахувати положення фокуса.

При визначенні площі оперення для ЛА літакової схеми площа горизонтального S_{z0} та вертикального $S_{\beta 0}$ оперення можна визначити за такими формулами:

$$S_{20} = A_{20} \cdot \frac{b_a}{L_{20}} \cdot S,$$

$$S_{60} = A_{60} \cdot \frac{L}{L_{60}} \cdot S, \quad (6.30)$$

де $L_{60} \approx L_{20} \approx (1 \dots 2) \cdot b_a$ – положення точки прикладення піднімальної сили, яка створюється горизонтальним і вертикальним оперенням відносно центра мас; L – розмах крила; b_a – середня аеродинамічна хорда крила; A_{20} і A_{60} – коефіцієнти статичних моментів горизонтального та вертикального оперення.

Для дозвукових ЛА з прямим крилом $A_{20} \approx 0,45 \dots 0,55$; $A_{60} \approx 0,04 \dots 0,055$. Для надзвукових ЛА з стрілоподібними та трикутними крилами $A_{20} \approx 0,4 \dots 0,5$; $A_{60} \approx 0,06 \dots 0,08$.

При виборі форми рулів необхідно прагнути до зменшення шарнірних моментів. Величина шарнірного моменту залежить від відстані між віссю обертання руля і його центром тиску, який переміщується при зміні числа M і кутів атаки і відхилення руля на деяку величину ΔX_d , яку визначають таким чином:

$$\Delta X_d = \Delta \bar{X}_d \cdot b_{ap}, \quad (6.31)$$

де $\Delta \bar{X}_d$ – відносне зміщення центра тиску залежно від числа M ; b_{ap} – середня аеродинамічна хорда руля.

Вибираючи форму рулів, треба прагнути звести ΔX_d до мінімуму. Для цього є два шляхи:

а) зменшення b_{ap} , для чого необхідно підвищувати подовження рулів;

б) зменшення $\Delta \bar{X}_d$ шляхом вибору раціональної форми рулів у плані.

Для цього треба збільшувати звуження та стрілоподібність руля. При зміні числа M від 0 до 2 величина $\Delta \bar{X}_d$ приблизно дорівнює: для прямокутного крила – 0,2; для трикутного – 0,15; для стрілоподібного – 0,1.

Як правило, рулі ЛА мають декілька більші подовження, ніж крила. Форма рулів звичайно близька до трикутної, а для ЛА, які літають у навколосвуковому діапазоні чисел M , де зміщення центра тиску особливо різко виражено, застосовують рулі з великою стрілоподібністю та великим подовженням. В останньому випадку вісь обертання руля слід робити стрілоподібною, щоб забезпечити кріплення її у місці найбільшої товщини руля, і у той же час щоб вісь проходила поблизу центра тиску руля.

7 КОМПОНУВАННЯ І ЦЕНТРУВАННЯ ЛА

Компонування ЛА – це взаємне розміщення і ув'язка основних агрегатів, а також вантажів усередині корпусу ЛА із забезпеченням їх найкращого функціонування.

Взаємне розміщення крила і оперення називають аеродинамічним компонуванням. Взаємну силову ув'язку основних агрегатів між собою називають силовим компонуванням. Об'ємне компонування – це взаємне розміщення вантажів усередині корпусу.

Для кількісного оцінювання досконалості об'ємного компонування застосовують частинний критерій: коефіцієнт конструктивної густини, який визначається відношенням стартової маси до об'єму корпусу ЛА. Чим більше цей коефіцієнт, тим досконаліше компонування.

Компонування оформляють у вигляді креслення загального вигляду, що являє собою поздовжній розріз ЛА, на якому зображено розміщення усіх вантажів. Для зображення силової ув'язки, а також для кращого зображення об'ємного компонування на кресленні наводять ряд поперечних перерізів.

Основні вимоги, які ставлять до компонування:

а) одержання достатньої стійкості й маневреності на всіх режимах польоту;

б) створення умов для надійної та ефективної роботи бортового обладнання, БЧ, двигунної установки;

в) зручність технічного обслуговування ЛА при його експлуатації, зберіганні й транспортуванні, збиранні та технічній позиції, перевірці та підготовці до пуску;

г) високе значення коефіцієнта конструктивної густини;

д) розміщення апаратури певного призначення в одному відсіку.

При компонуванні РДТП треба враховувати таке:

а) при розміщенні двигуна у кормовій частині ЛА сопловий блок виходить найбільш легким і компактним. Але при цьому неминучі переміщення центра мас ЛА в міру вигорання палива. Тому таке компо-

нування практично можливе при невеликих відносних запасах палива (0,15...0,25, а при схемі з поворотними крилами – до 0,3);

б) для зменшення розбігу центрування двигун розміщують у центральній частині корпусу. При цьому використовують або газохід, або бокові сопла. У першому випадку для захисту агрегатів, розташованих у кормовому відсіці, від нагрівання необхідна зовнішня теплоізоляція газоходу. У газоході втрачається 2...3% тяги. У другому варіанті збільшується лобовий опір, втрати тяги становлять близько 5% (через нахил сопел), обшивка кормового відсіку обдувається гарячим струмом, знижується ефективність рулів (для нормальної схеми). Але при цьому весь кормовий відсік може бути використаний для розміщення у ньому вантажів. Кут нахилу бокових сопел φ_0 має бути таким, щоб їхні осі проходили крізь центр мас ЛА ($\varphi_0 \approx 12...18^\circ$).

На ЛА з РРД паливні баки розміщують у центральній частині корпусу ЛА. Основні вимоги до розташування баків – сприятливий характер зміни центрівки ЛА в міру вигорання палива.

При тандемному розташуванні баків треба пам'ятати, що густина окислювача значно більше густини палива. Тому перестановка баків при незмінному положенні всього бокового відсіку викличе зміщення центра мас вперед або назад приблизно на 10% довжини відсіку. Таким чином можна регулювати центрівку ЛА.

Передавальні та приймальні антени радіозривників доплерівського й імпульсного типів роблять роздільними і розміщують у передній частині корпусу поза зон розташування крил і рулів. Щоб виключити пряме проходження радіохвиль від передавальних антен до приймальних, їх необхідно розносити по довжині корпусу (спереду - чотири передавальних, а трохи позаду – чотири приймальних антени). В окремих випадках радіозривник може мати загальні приймально-передавальні антени.

Антени радіоуправління та радіовізування (зв'язку з КП) установлюють у кормовій частині корпусу, на задніх кромках або на кінцях крил.

Антени радіовисотоміра установлюють на нижній поверхні корпусу або крил.

При компонованні БЧ треба пам'ятати, що коли підрив має бути після проникнення БЧ у перешкоду на деяку глибину, то БЧ установлюють у носовому відсіці. В інших випадках фугасні БЧ можна розташувати у будь-якому місці. Осколкові БЧ не мають затінятися крилами та рулями.

Однією з основних вимог до конструювання ЛА, як уже вказувалося вище, є забезпечення потрібної стійкості й керованості ЛА на усіх режимах польоту. Задоволення цієї вимоги полягає в забезпеченні необхідного запасу поздовжньої статичної стійкості, яка визначається взаємним розташуванням центра мас і фокуса ЛА.

Центрування ЛА характеризується розташуванням центра мас, вираженим у частці довжини корпусу ЛА або середньої аеродинамічної хорди крила.

Координати центра мас визначають за формулами

$$\begin{aligned} X_{цм} &= \frac{1}{m_0} \sum_{i=1}^n X_i \cdot m_i, \\ Y_{цм} &= \frac{1}{m_0} \sum_{i=1}^n Y_i \cdot m_i, \\ Z_{цм} &= \frac{1}{m_0} \sum_{i=1}^n Z_i \cdot m_i, \end{aligned} \quad (7.1)$$

де m_0 – стартова маса ЛА; m_i – маса i -го вантажу (агрегату, відсіку);

X_i, Y_i, Z_i – координати центра мас вантажу відносно носка корпусу.

Для крилатих ракет достатньо визначити $X_{цм}$ (рис. 7.1).

Центр мас конструкції корпусу розташований у середній його частині.

Центр мас конструкції крил (оперення) знаходиться на лінії, яка проходить через центри мас консолей (рис. 7.2).

Керованість ракети у вертикальній площині (час відпрацювання ракетою команди на зміну кута атаки) залежить від масового моменту інерції відносно осі OZ I_z , який залежить від розташування вантажів.

Чим менше I_z , тим краще керованість ракети. Знання величини I_z є дуже важливим для розроблення системи управління. Масовий момент інерції розраховують за формулою

$$I_z = \sum_{i=1}^n I_{\epsilon i} + \sum_{i=1}^n I_{ni}, \quad (7.2)$$

де $I_{ei} = \frac{m_i l_i^2}{12}$ – власний момент інерції і-го відсіку; l_i – довжина і-го відсіку (рис. 7.1), для конструкції корпусу.

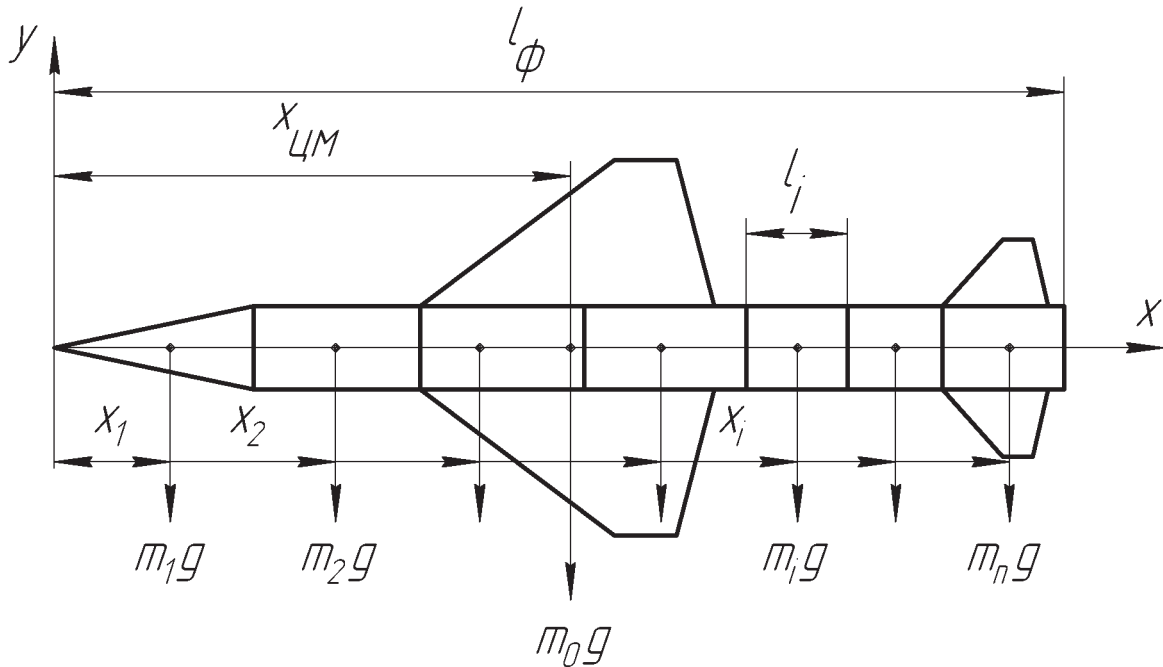


Рисунок 7.1 – Визначення центра мас

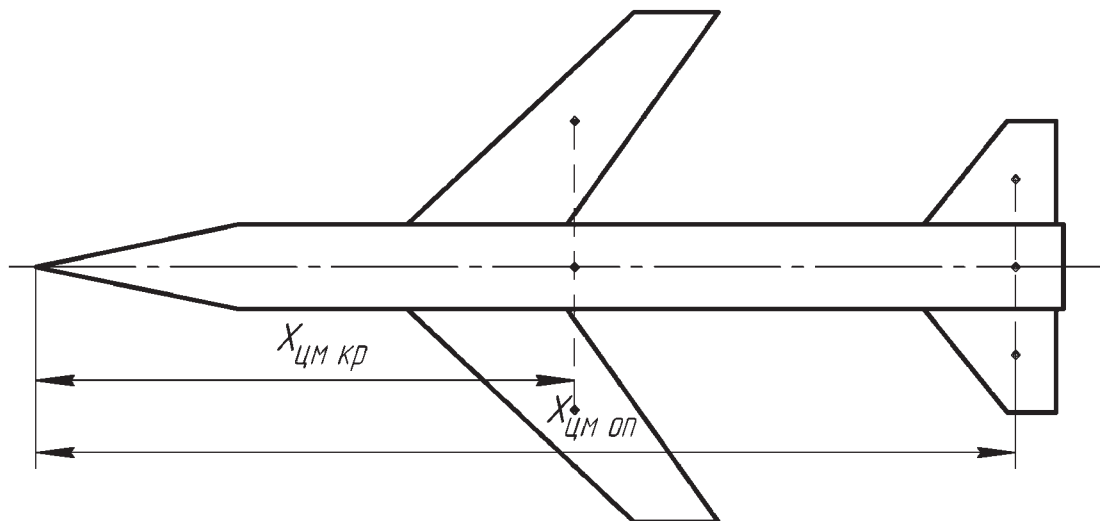


Рисунок 7.2 – Положення центра мас крил $x_{цм.кр}$ і оперення

$x_{цм.оп}$

$l = l_{\phi}$; $I_{ni} = m_i (X_{\text{цм}} - X_i)^2$ – переносний момент інерції і-го відсіку. Для конструкції крил та оперення можна враховувати лише переносний момент інерції.

Розташування центра мас і значення масового моменту інерції розраховують для трьох основних випадків: $t = 0$, $t = 0,5 t_a$, $t = t_a$, де t_a – час роботи двигуна.

Для кожного варіанта складають центрувальну відомість (табл. 7.1), де вказують найменування і-го вантажу, його масу m_i , координату X_i , добуток $m_i \cdot X_i$. У кінці відомості за формулами (7.1) і (7.2) визначають $X_{\text{цм}}$ і I_z .

Таблиця 7.1 – Центрувальна відомість

№ п.п.	Найменування вантажу	Маса вантажу m_i	Координата X_i	$m_i \cdot X_i$
...
		$m_0 = \sum m_i$	$\sum m_i \cdot X_i$	
		$X_{\text{цм}} = (\sum m_i \cdot X_i) / m_0$	$I_z = \sum I_{\text{vi}} + \sum I_{ni}$	

В умовах реального проектування розрахунки центрування виконують звичайно неодноразово. Малоімовірно, що при першому же об'ємному компонуванні необхідним буде запас поздовжньої статичної стійкості.

При компонуванні необхідні запаси поздовжньої статичної стійкості $\Delta X = X_{\text{цм}} - X_F$ можна забезпечити переміщенням центра мас, зміною розташування фокуса ЛА або одночасною зміною $X_{\text{цм}}$ і X_F .

Розглянемо основні **методи коректування величини ΔX** .

На початкових етапах проектування коректування ΔX виконують *шляхом перекомпонування вантажів*. При цьому змінюється ли-

ше розташування $X_{цм}$. Нове положення центра мас $X'_{цм}$ визначають за формулою

$$X'_{цм} = X_{цм} + \frac{\sum_{k=1}^s m_k (X'_k - X_k)}{m_0}, \quad (7.3)$$

де m_k – маса к-го вантажу, який переміщується; X_k , X'_k – старе та нове положення центра мас к-го вантажу; S – кількість вантажів, які переміщуються.

На етапах технічної пропозиції та ескізного проектування коректування ΔX можна виконувати *шляхом зміщення крил подовж корпусу* (рис. 7.3).

Хай $X_{кр}$ і $X'_{кр}$ – старе та нове положення крила.

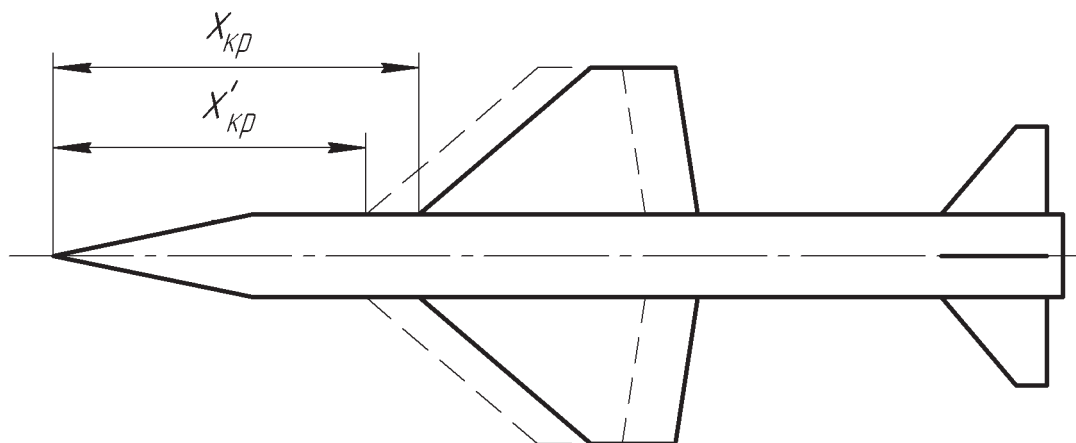


Рисунок 7.3 – Зміщення крил

Тоді з (7.3) виходить, що при переміщенні крила центр мас ЛА переміститься на величину $\mu_{кр} (X'_{кр} - X_{кр})$, де $\mu_{кр}$ – відносна маса крила. Оскільки величина $\mu_{кр}$ невелика ($\mu_{кр} = 0,08...0,12$), то зміщення центра мас всього ЛА буде незначним. Фокус же переміститься значно, приблизно на $(0,8...0,9) (X'_{кр} - X_{кр})$.

Коли вже зроблено технічний проект або виготовлено дослідні зразки ЛА, то змінити положення крила без суттєвих переробок неможливо. У цьому випадку положення фокуса можна змінити *шляхом зміни стрілоподібності крила* (рис 7.4).

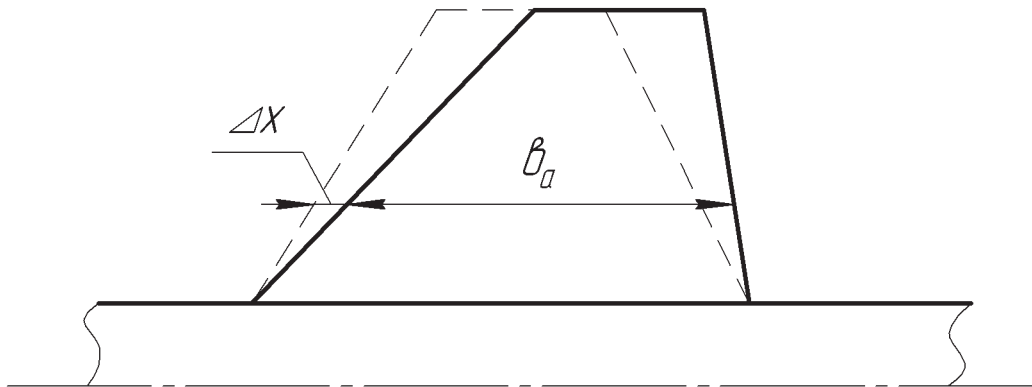


Рисунок 7.4 – Зміна стрілоподібності крила

У цьому випадку положення фокуса зміниться на величину $(0,8...0,9)\Delta X$. Коректування запасу поздовжньої статичної стійкості на дослідних і серійних виробках виконують *шляхом установлення дестабілізаторів*, які змінюють положення фокуса ЛА, переміщаючи його вперед. Потрібну площу дестабілізаторів можна знайти з формули (6.22).

Бібліографічний список

1. Решетчатые крылья /С.М. Белоцерковский, Л.А. Одновол, Ю.З. Сафин и др. / под ред. С.М. Белоцерковского. – М.: Машиностроение, 1985. - 320 с.
2. Новиков В.Н. Основы устройства и конструкции летательных аппаратов /В.Н. Новиков, Б.М. Авхимович, В.Е. Вейтин. – М.: Машиностроение, 1991. - 368 с.
3. Цирюк А.А. Определение относительного запаса топлива и программы работы двигателя летательного аппарата: учеб. пособие / А.А. Цирюк. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1993. - 34 с.

ЗМІСТ

1. Завдання з курсового проектування.....	3
2. Зміст курсового проекту.....	3
3. Розроблення ТЗ.....	4
4. Вибір обліку ЛА.....	5
4.1. Особливості аеродинамічних схем	5
4.2. Двигунні установки ЛА.....	9
4.3. Системи управління ЛА.....	10
5. Визначення маси ЛА.....	11
6. Визначення основних геометричних параметрів ЛА.....	18
6.1. Вибір геометричних параметрів крил.....	18
6.2. Вибір геометричних параметрів корпусу ЛА.....	24
6.3. Вибір геометричних параметрів оперення.....	27
7. Компонування і центрування ЛА.....	32
Бібліографічний список.....	38

Цирюк Олександр Анатолійович
Яровой Марк Олександрович

ЗАГАЛЬНЕ ПРОЕКТУВАННЯ КРИЛАТИХ РАКЕТ

Редактор Т.Г. Кардаш

Зв. план, 2009

Підписано до друку 24.03.2009

Формат 60×84 1/16. Папір. офс. №2. Офс. друк

Ум. друк. арк. 2,2. Обл.-вид. арк. 2,5. Наклад 100 прим. Замовлення 116.

Ціна вільна

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського

«Харківський авіаційний інститут»

61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17

<http://www.khai.edu>

Видавничий центр «ХАІ»

61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17

izdat@khai.edu