

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

В.М. Кобрін, О.О. Поліщук, Д.В. Тіняков

ТОВАРОЗНАВСТВО АЕРОКОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ І ВИРОБІВ
СКЛАДНОГО МАШИНОБУДУВАННЯ

Навчальний посібник

Харків "ХАІ" 2010

УДК 620.20:629.73:621 (075.8)

Кобрін В. М. Товарознавство аерокосмічної техніки і виробів складного машинобудування: навч. посіб. / В. М. Кобрін, О. О. Поліщук, Д. В. Тіняков. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т "Харк. авіац. ін-т", 2010. – 97 с.

Викладено характеристики й класифікацію ЛА як об'єктів товарознавчого оцінювання. Описано загальну будову ЛА на прикладі літака, основні принципи формування геометрії його агрегатів, а також його головні системи. Подано характеристику системи керування ЛА на прикладі літака і класифікацію силових установок ЛА. Показано основні принципи вибору типу силової установки для ЛА на прикладі літака. Розглянуто загальні принципи роботи силових установок, матеріали, що застосовуються в конструкції ЛА, дано їх загальні характеристики й області використання. Описано типові з'єднання, що застосовуються на ЛА, дано їх загальні характеристики й області використання. Систематизовано критерії оцінювання товарних характеристик ЛА з урахуванням прийнятих проектних і конструкторських рішень. Наведено вагову й економічну оцінки ЛА з урахуванням прийнятих проектних і конструкторських рішень. Висвітлено особливості сучасних ЛА як об'єкта продажів.

Для студентів вищих навчальних закладів за напрямом "Товарознавство".

Іл. 44. Табл. 2. Бібліогр.: 7 назв

Рецензенти: канд. техн. наук, доц. В.О. Афанасьєва,
канд. техн. наук, доц. С.О. Вамболь

© Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
"Харківський авіаційний інститут", 2010
© В.М. Кобрін, О.О. Поліщук, Д.В. Тіняков, 2010

ЗМІСТ

Вступ.....	4
1 ЛА як об'єкт проведення товарознавчого оцінювання	5
2 Класифікація ЛА (літаків, вертольотів, ракет)	6
2.1 Реалізація ракетодинамічного й балістичного принципів польоту..	7
2.2 Реалізація аеростатичного принципу польоту	9
2.3 Реалізація аеродинамічного принципу польоту.....	10
2.4 Літальні апарати, що реалізують кілька принципів польоту.....	12
3 Загальна будова літака	13
3.1 Класифікація літаків за схемою.....	14
3.2 Вимоги до конструкції літака	15
3.3 Загальна будова крила	17
3.4 Зовнішні форми крила	18
3.5 Загальна будова оперення	25
3.6 Загальна будова фюзеляжів	30
3.7 Шасі	33
4 Системи керування літаком	41
4.1 Призначення систем керування й вимоги, що ставляться до них ..	41
5 Силові установки	46
5.1 Призначення силових установок і вимоги, що ставляться до них	46
5.2 Розташування двигунів на літаку	49
5.3 Класифікація реактивних двигунів	53
6 Матеріали, що застосовуються в авіабудуванні.....	56
6.1 Властивості матеріалів	57
6.2 Вимоги до матеріалів	61
6.3 Деякі характеристики металевих авіаційних матеріалів	66
7. Типи з'єднань, що застосовуються у літакобудуванні.....	74
7.1 Заклепувальні з'єднання.....	76
7.2 Болтові й гвинтові з'єднання.....	77
7.3 Зварні з'єднання	77
7.4 Клейові й комбіновані з'єднання	78
8 Принципи оптимальності складних технічних систем.....	79
9 критерії оцінювання товарних характеристик ЛА з урахуванням прийнятих проектних і конструкторських рішень	80
10 Вагове й економічне оцінювання ЛА з обліком прийнятих проектних і конструкторських рішень	85
10.1 Поняття про коефіцієнти зростання й градієнти злітної маси літака	85
10.2 Вагове й економічне оцінювання проектних і конструкторських рішень	88
11 Особливості сучасних ла як об'єкта продажів	92
Бібліографічний список	96

ВСТУП

В умовах сформованих товарних відносин вагому роль відіграють якість і характеристики об'єкта продажів при заданій вартості. Тенденції у розвитку ринка такі: є величезна розмаїтість товарів в одному сегменті ринку зі схожими (якщо не сказати з ідентичними) характеристиками з незначною різницею в ціні. Таке положення змушує докладніше вивчати й аналізувати властивості товару. При цьому багато властивостей товару не завжди можуть виявитися необхідними при першому розгляді. Але при уважному аналізі різних властивостей виявляється, що навіть незначні відмінності, які може побачити потенційний покупець, відіграють важливу роль. Наприклад, розглянемо об'єкт продажів – регіональний літак. У даному сегменті подано велику кількість машин. Порівняємо тільки дві з них – Ан-140 і Іл-114. Обидва літаки створені конструкторськими бюро пострадянського простору, мають загальний ринок збуту і, що найголовніше, – схожі характеристики. Але є в цих літальних апаратах (ЛА) і розходження. Так, Ан-140 виконано за схемою з високорозташованим крилом, а Іл-114 – з низкорозташованим крилом. Як зробити вибір на користь одного з варіантів (за інших рівних умов)? Людині, недосвідченій в конструкції літаків, може здатися, що різниці немає ніякої, і вона буде діяти за принципом суб'єктивних переваг. Однак будь-який авіаційний фахівець може навести їй кілька переваг і недоліків тієї чи іншої схеми. Високоплан забезпечує менший опір (менша витрата палива), більшу відстань двигунів від злітно-посадочної смуги (ЗПС) (кращу їхню збережність). Низькоплан має меншу відстань до двигунів від ЗПС (поліпшується зручність і скорочується час обслуговування), більшу безпеку при аварійній посадці (першим руйнується крило, тим самим гасячи енергію удару на корпус літака). І таких властивостей можна навести ще багато. Знаючи ці характеристики, замовник може зробити більш осмислений вибір авіаційної техніки.

Таким чином, є нагальна потреба у вивченні детальних характеристик ЛА з можливо докладним вивченням особливостей їхнього проектування, створення й експлуатації фахівцями-товарознавцями.

1 ЛА ЯК ОБ'ЄКТ ПРОВЕДЕННЯ ТОВАРОЗНАВЧОГО ОЦІНЮВАННЯ

ЛА належать до класу машин, що використовують різні принципи польоту. Вони витрачають енергію запасеного палива для створення рушійної, піднімальної й керуючої сил за допомогою повітряного середовища. У цей час це один з найпоширеніших типів транспортних засобів з величезним потенціалом подальшого розвитку, оскільки освоєна область швидкостей і висот польоту, у якій можлива реалізація польоту, дуже мала, а потреби суспільства в ЛА постійно зростають.

Як об'єкт проектування сучасний ЛА являє собою складну технічну систему з розвинутою ієрархічною структурою, великою кількістю елементів і внутрішніх зв'язків, що зростають приблизно пропорційно квадрату числа елементів. Так, планер сучасного широкофюзеляжного літака складається більш ніж з мільйона деталей.

У будь-якому ЛА можна виділити ряд функціональних підсистем, що визначають у сукупності його корисні властивості. Це: підсистема створення піднімальної сили, підсистема, що забезпечує стійкість і керованість літака на заданій траєкторії, підсистема забезпечення рушійної сили, підсистеми забезпечення цільової функції, життєзабезпечення, забезпечення керування й навігації в різних умовах польоту та ін. Кожна з таких підсистем може містити в собі комплекс простих і складних систем і окремих елементів.

Розчленовування ЛА на підсистеми, зручне для вивчення й аналізу, аж ніяк не означає, що вони повністю автономні. Системи взаємозалежні й взаємозумовлені. Наприклад, у цей час для надзвукових маневрених літаків широке застосування знаходять так звані інтегральні схеми, основані на об'єднанні крила, фюзеляжу, силової установки, систем керування й стійкості з метою досягнення максимальної ефективності.

З іншого боку, ЛА – це технічний пристрій, засіб, мертвий поза дією, поза виробництвом. І тільки як елемент більш складної системи, що містить парк літаків і льотні екіпажі, технічні засоби й персонал для підготовки до польоту, технічні засоби й персонал для забезпечення польоту, ЛА здатний виконувати певні завдання. Отже, ЛА є підсистемою складної системи більш високого ієрархічного рівня – транспортного комплексу, під яким розуміється органічне сполучення людських і матеріальних ресурсів і діями якого виробляється певний корисний для суспільства ефект.

Функціонально-структурну схему літака як елемента авіаційного комплексу зображено на рис. 1.1. Транспортний комплекс, у свою чергу, є елементом транспортної системи наддержавних організацій.

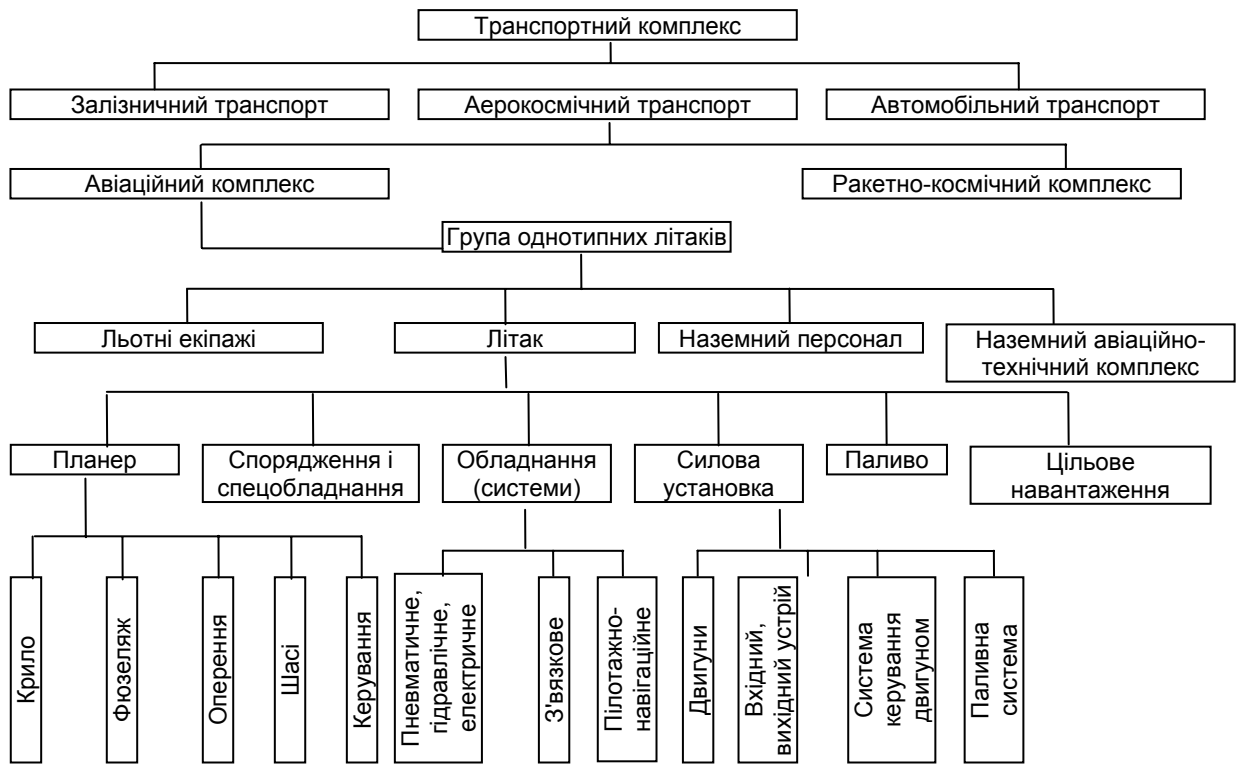


Рисунок 1.1 – Функціонально-структурна схема ЛА в транспортному комплексі

Зазначена специфіка ЛА диктує необхідність застосування системного підходу до аналізу його характеристик.

2 КЛАСИФІКАЦІЯ ЛА (ЛІТАКІВ, ВЕРТОЛЬОТІВ, РАКЕТ)

Класифікація ЛА відіграє головну роль у виборі ЛА для виконання різних завдань. У першу чергу ЛА класифікують за принципом створення піднімальної сили (рис. 2.1).



Рисунок 2.1 – Класифікація принципів польоту ЛА

2.1 Реалізація ракетодинамічного й балістичного принципів польоту

При запуску РРД (рис. 2.2) ракетно-космічної системи, що розміщується на стартовій позиції 11, газів, що випливають із реактивного сопла РРД із великою швидкістю, створюють силу тяги двигуна $P = m_{\text{сек}} W_c + f_c(p_c - p_0)$,

де P – сила тяги, Н; $m_{\text{сек}}$ – витрата маси палива (пального й окислювача) протягом секунди, кг/с; W – швидкість витікання газів із сопла, м/с; f_c – площа вихідного отвору (зрізу) сопла, м²; p_c – тиск витікаючих газів на зрізі сопла, Па; p_0 – тиск навколишнього середовища, Па.

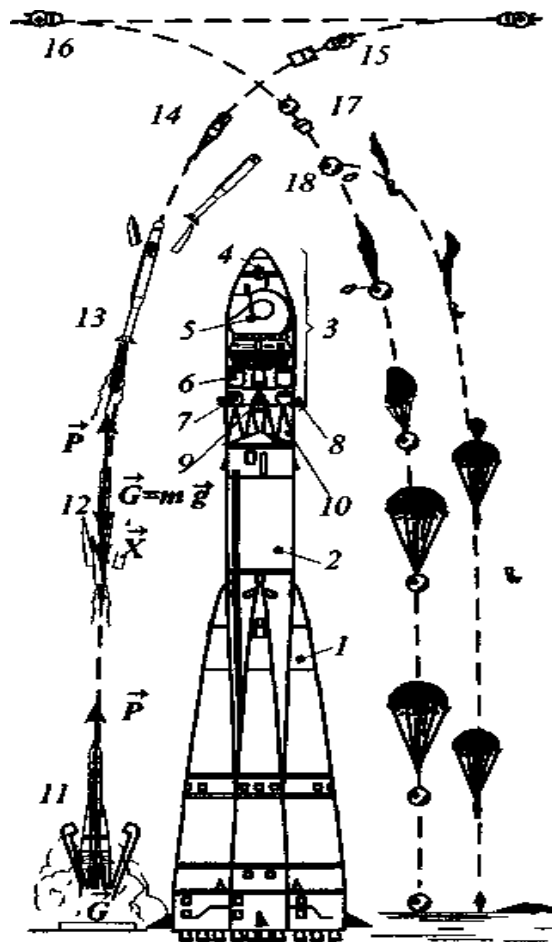


Рисунок 2.2 – Принцип польоту ракети й супутника Землі

При досягненні силою тяги значення, що дорівнює силі ваги, ракета «відривається» від землі; зі збільшенням сили тяги ракета починає підйом із прискоренням. Таким чином, реалізується ракетодинамічний принцип польоту.

Після виробітку палива з баків першого ступеня ракети блоки 12 відділяються, і вона продовжує набирати висоту із прискоренням.

Далі відбуваються скидання 13 головного обтічника, включення двигуна третього ступеня й відділення його 14 від другого ступеня ракети-носія. Після досягнення першої космічної швидкості відділяється відсік двигуна третього щабля, космічний корабель «Восток» виходить на орбіту штучного супутника Землі 15 і рухається за балістичним принципом тільки під дією сил всесвітнього тяжіння у стані невагомості.

Стан невагомості не означає відсутності ваги, оскільки саме ця вага (доцентрова сила) урівноважує відцентрову силу інерції тіла, що рухається по круговій орбіті. Космонавт не відчуває тільки звичної ваги (сили, з якою внаслідок тяжіння до Землі тіло діє на опору, що втримує його від вільного падіння). На Землі відчуття ваги виникає саме за рахунок сили реакції опори (підлоги, землі, коли людина стоїть; стільця, коли вона сидить, тощо).

Повернення космічного корабля «Восток» і космонавта на Землю відбувалося після включення 16 гальмівного двигуна корабля, корабель починав рухатися до Землі по траєкторії балістичного спуску 17 з гальмуванням в атмосфері. На висоті приблизно 7 км відділялася (відстрілювалася) кришка люка повертаного апарата, через 2 с космонавт катапультиувався 18 і далі відбувався роздільний спуск повертаного апарата і космонавта з послідовним уведенням у потік повітря спочатку гальмівних, а потім основних парашутів.

Вагова віддача ракетно-космічних систем (відношення маси корисного навантаження до стартової маси апарата) дуже мала. Стартова маса триступінчастої ракетно-космічної системи «Восток» (див. рис. 2.2) – 287000 кг. Рідинні реактивні двигуни (РРД) бічних блоків першого ступеня 1 разом із РРД другого ступеня 2 створювали стартову тягу 4000 кН. Повна довжина системи на старті – 38360 мм. Це спричинено колосальними витратами палива для створення піднімальної сили. Ракетодинамічний принцип, єдино можливий для виведення ЛА на орбіту, є досить неекономічним для забезпечення польотів в атмосфері Землі, хоча в щільних шарах атмосфери можливий політ апарата, що реалізує і ракетодинамічний, і балістичний принципи польоту.

Тут слід зазначити, що рух апаратів у космічному просторі можливий не тільки за ракетодинамічним і балістичним (під дією сил всесвітнього тяжіння) принципами польоту. Реальне використання «сонячного вітрила» – пристрою (наприклад, у вигляді металізованої плівки-вітрила), що забезпечує переміщення космічного апарата світловим тиском сонячних променів (сонячного вітру).

2.2 Реалізація аеростатичного принципу польоту

При польоті дирижабля (див. рис. 2.3) аеростатична піднімальна сила \overline{Y} врівноважує силу ваги дирижабля \overline{G} , а сила тяги двигунів \overline{P} – силу лобового опору \overline{X} (і силу інерції при польоті дирижабля із прискоренням).

Піднімальна (виштовхувальна архімедова) сила аеростатичних ЛА, які прийнято називати апаратами, легшими за повітря, відповідно до закону Архімеда (на ім'я давньогрецького вченого)

$$Y = W\rho_B g,$$

де W – об'єм газонаповненої оболонки апарата, м^3 ; ρ_B – щільність повітря, що витісняється дирижаблем, $\text{кг}/\text{м}^3$; g – прискорення вільного падіння, $\text{м}/\text{с}^2$.

Запишемо силу ваги дирижабля у вигляді

$$G = m_0 g = (m + W\rho_G)g,$$

де m_0 – злітна маса дирижабля; m – маса апарата, зумовлена як сума мас корисного навантаження, різного устаткування, силової установки, палива, конструкції (у тому числі й наповнюваної газом оболонки об'ємом W); $W\rho_G$ – маса газу, що заповнює оболонку, має щільність ρ_G .

Необхідна для зрівноважування сили ваги дирижабля піднімальна сила $Y = W\rho_B g = (m + W\rho_G)g$. Звідси $(\rho_B - \rho_G) Wg = m_A$.

Тобто для того, щоб дирижабль масою m_A зміг виконати політ, необхідно, щоб щільність газу, що заповнює оболонку, була менше щільності повітря. Необхідний для польоту об'єм газонаповненої оболонки

$$W = \frac{m_A}{(\rho_B - \rho_G)g}.$$

Щільність повітря (на рівні моря за температури 0°C) $\rho_B = 1,29 \text{ кг}/\text{м}^3$. Для заповнення оболонки звичайно використовують водень ($\rho_G = 0,09 \text{ кг}/\text{м}^3$) або гелій ($\rho_G = 0,179 \text{ кг}/\text{м}^3$). Можна також заповнювати оболонку підігрітим повітрям, щільність якого буде менше щільності повітря, що оточує ЛА.

У період Другої світової війни в США виникла потреба довгострокового патрулювання океанської акваторії з метою організації протичовневої оборони, і це завдання з успіхом вирішували дирижаблі, які входили до складу військово-морських сил до 1961 року.

Швидке виснаження запасів вуглеводного палива на нашій планеті й поява принципово нових транспортних завдань спонукали

проектувальників з початку 70-х років знову звернутися до використання аеростатичного принципу польоту.

2.3 Реалізація аеродинамічного принципу польоту

Аеродинамічний принцип створення піднімальної сили (відкидання вниз частини повітря) можна технічно реалізувати або за рахунок руху всього апарата з нерухомою несучою поверхнею (крило), або за рахунок руху окремих несучих частин апарата (несучий гвинт, вентилятор тощо) щодо повітряного середовища. І в тому, і в інших випадках утворення піднімальної сили ґрунтується на законі механіки про кількість руху (другий закон Ньютона, на ім'я англійського математика, механіка, астронома й фізика І. Ньютона)

$$m(V_2 - V_1) = Pt,$$

де m – маса тіла (у цьому випадку – це маса повітря, що відкидається), кг; $V_2 - V_1$ – зміна швидкості тіла (у цьому випадку вертикальна швидкість повітря, що відкидається несучою поверхнею), м/с; P – сила, прикладена до повітря й спрямована вниз, Н; t – час дії сили, с.

$$\text{Отже, } P = m(V_2 - V_1)/t.$$

Відповідно до третього закону Ньютона піднімальна сила Y буде прикладена до несучої поверхні й спрямована вгору (проти сили P , прикладеної до повітря й спрямованої вниз):

$$\overline{Y} = -\overline{P}.$$

Надалі при позначенні сил, що мають аеродинамічну природу, будемо застосовувати індекс a (Y_a, X_a).

Тут ще раз підкреслимо, що несуча поверхня, яка рухається в повітрі, що створює піднімальну силу Y_a , виконує роботу з подолання сили лобового опору X_a , яка діє на неї. Тому для створення піднімальної сили необхідно затратити енергію.

Очевидно, що енергетичні витрати ЛА, який використовує аеродинамічний принцип польоту, будуть тим менше, чим менше буде сила лобового опору X_a , яка виникає при створенні необхідної для польоту піднімальної сили Y_a , тобто чим більшим буде значення аеродинамічної якості ЛА, зумовленого відношенням піднімальної сили до сили лобового опору:

$$K_a = Y_a/X_a.$$

Далі буде показано, що аеродинамічна якість є властивістю ЛА, яка зумовлена в основному його геометричними параметрами.

Серед ЛА, що реалізують аеродинамічний принцип польоту, найбільше поширення одержали планери (франц. *planeur*, від *planeur* – ширяти), літаки й вертольоти.

Планер не має силової установки, тому його політ (рис. 2.4) у спокійній атмосфері можливий тільки з постійним зниженням під деяким кутом Θ до обрїю зі швидкістю планерування V , що може бути подана векторною сумою швидкості зниження V_y і горизонтальною швидкістю польоту V_x . Рух планера вперед відбувається під дією складової $G\sin\Theta$ сили ваги G , що врівноважує силу лобового опору X_a , що виникає разом з піднімальною силою крила Y_a , що врівноважує складову $G\cos\Theta$ сили ваги. Таким чином, при польоті планера на створення піднімальної сили й подолання сили лобового опору із втратою висоти витрачається потенційна енергія, яку мав планер, доставлений на висоту початку планерування за допомогою наземної лебідки або літака-буксирувальника. Збільшити запас енергії для польоту планер може, набираючи висоту за рахунок енергії «термиків» – висхідних потоків теплого повітря.

Розглядаючи схему сил, що діють на планер при планеруванні (рис. 2.4), запишемо

$$Y_a = G\cos\Theta; X_a = G\sin\Theta.$$

Звідси $\text{tg}\Theta = Y_a/X_a = 1/K_a$, тобто планер, що має більшу аеродинамічну якість, буде планерувати по більш пологій траєкторії і дальність польоту його за інших рівних умов буде більше, отже, він більш ефективно використає початковий запас енергії. Для сучасних планерів аеродинамічна якість $K_a = 40\text{--}50$.

Літак виконує політ в атмосфері за рахунок сили тяги, яку створює силова установка, і піднімальної сили, яку створює нерухоме щодо інших частин літака крило.

Двигун літака створює силу тяги повітряним гвинтом або реакцією струменя вихлопних газів, витрачаючи при цьому хімічну енергію палива, що знаходиться в паливних баках, на здійснення роботи проти сил аеродинамічного опору або опору тертя при розбігу літака по ВПС на зльоті.

При польоті літака зі швидкістю V (рис. 2.5) виникає піднімальна сила Y_a , що протистоїть гравітаційній силі (силі ваги) G ; разом з тим виникає й сила, що чинить опір руху літака X_a , що переборюється силою тяги двигуна.

Таким чином, для здійснення горизонтального польоту літака необхідно виконати такі умови:

$$G = Y_a; P = X_a.$$

Звідси сила тяги двигуна, потрібна для здійснення горизонтального польоту,

$$P_{\text{потр}} = G \cdot X_a / Y_a = G / K_a = mg / K_a.$$

Очевидно, що енергетичні витрати ЛА, що реалізує

аеродинамічний принцип польоту, на подолання сили земного тяжіння істотно менше витрат ЛА, що реалізує ракетодинамічний принцип польоту (де $P_{\text{потр}} = mg$). У сучасних дозвукових літаків аеродинамічна якість $K_a = 15-18$, у надзвукових літаків $K_a = 8-12$.

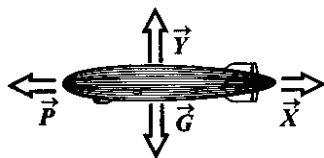


Рисунок 2.3 – Аеростатичний принцип польоту

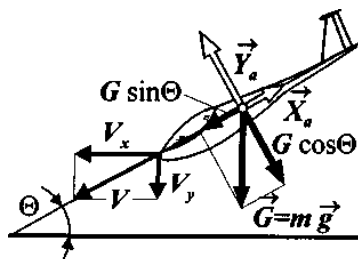


Рисунок 2.4 – Схема планеруючого польоту

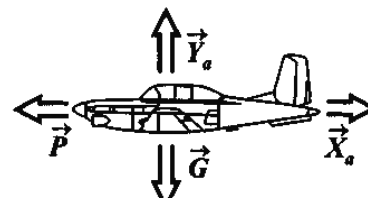


Рисунок 2.5 – Сили, що діють на літак у горизонтальному польоті

Однак літак (у традиційній конфігурації) не здатний виконувати вертикальний зліт і посадку, оскільки нерухоме крило створює піднімальну силу тільки при поступальному русі літака.

2.4 Літальні апарати, що реалізують кілька принципів польоту

Класифікація літальних апаратів за принципами польоту, наведена вище, досить умовна. Так, ракета, що виводить супутник на навколосезну орбіту, використовує ракетодинамічний принцип польоту на початковій (активній) ділянці з балістичним принципом на пасивній ділянці. Літак-лабораторія, рухаючись по балістичній траєкторії, забезпечує короткочасну (30 – 40 с) невагомість для тренування космонавтів. Останнім часом велика увага приділяється створенню літаків, що базуються на малорозмірних ЗПС. Літаки вертикального зльоту й посадки (ЛВЗП) використовують спрямовану вертикально силу тяги повітряних гвинтів або реалізують ракетодинамічний принцип (силу тяги реактивних двигунів) на режимах вертикального зльоту й посадки, а на крейсерських режимах – аеродинамічний принцип. Літаки короткого (ЛВЗП) або вкороченого (ЛВЗП) зльоту й посадки на злітно-посадочних режимах долають силу ваги за рахунок піднімальної сили крила й вертикальної сили тяги двигунів, реалізуючи одночасно аеродинамічний і ракетодинамічний принципи польоту.

У зв'язку з новими досягненнями науки й технології з'явилася можливість створення літаків, що використовують аеродинамічний і аеростатичний принципи польоту. ЛА «Ейрон-340» (рис. 2.6), проект якого розроблявся в США, являє собою апарат, що злітає

горизонтально, корпус якого здатний створювати аеродинамічну піднімальну силу при русі в атмосфері. За рахунок гелію, що заповнює частину корпусу, створюється аеростатична піднімальна сила, що компенсує силу ваги конструкції. Апарат розрахований на перевезення вантажу масою 125000 кг на відстань 4000 км із крейсерською швидкістю 240 км/г на висоті 3600 м. Загальна потужність чотирьох турбогвинтових двигунів – 16200 кВт.

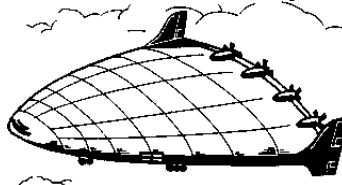


Рисунок 2.6 – Проект комбінованого літального апарата

Багаторазові повітряно-космічні апарати типу «Спейс Шаттл» (США) і «Буран» (СРСР), виведені в космічний простір за допомогою ракет-носіїв, у польоті по орбіті штучного супутника Землі реалізують балістичний принцип польоту, при маневруванні на орбіті за допомогою ракетних двигунів – ракетодинамічний принцип, при зниженні з орбіти штучного супутника Землі у верхніх шарах атмосфери – балістичний, а в нижніх, щільних шарах атмосфери – аеродинамічний принцип польоту.

3 ЗАГАЛЬНА БУДОВА ЛІТАКА

Основними частинами літака є крило, фюзеляж, оперення, шасі й силова установка.

Крило – несуча поверхня літака, призначена для створення аеродинамічної піднімальної сили.

Фюзеляж – основна частина конструкції літака, що служить для з'єднання в одне ціле всіх його частин, а також для розміщення екіпажу, пасажирів, устаткування й вантажів.

Оперення – несучі поверхні, призначені для забезпечення поздовжньої й шляхової стійкості й керованості.

Шасі – система опор літака, що служить для зльоту, посадки, пересування й стоянки на землі, палубі корабля або на воді.

Силова установка, основним елементом якої є двигун, служить для створення тяги.

Крім цих основних частин літак має велику кількість різного устаткування. На ньому встановлюються системи основного керування (керування кермовими поверхнями: елеронами, рулями висоти й напрямку), допоміжного керування (керування механізацією, вбиранням і випусканням шасі, стулками люків, агрегатами устаткування тощо), гідро- і пневмообладнання, електроустаткування, висотне, захисне устаткування та ін.

3.1 Класифікація літаків за схемою

Класифікація літаків за схемою проводиться з урахуванням взаємного розташування, форми, кількості й типу окремих складових агрегатів літака.

Схема літака визначається такими ознаками: кількістю й розташуванням крил; типом фюзеляжу; розташуванням оперення; типом шасі; типом, кількістю й розташуванням двигунів.

Повністю охарактеризувати схему літака можна лише на підставі усіх цих п'яти ознак. Класифікація ж лише за однією або декількома з них не може дати повного розуміння про схему.

За кількістю крил усі літаки поділяють на біплани (рис. 3.1,а) і моноплани, а останні залежно від взаємного розташування крила й фюзеляжу – на низькоплани (рис. 3.1,б), середньоплани (рис. 3.1,в) і високоплани (рис. 3.1,г).

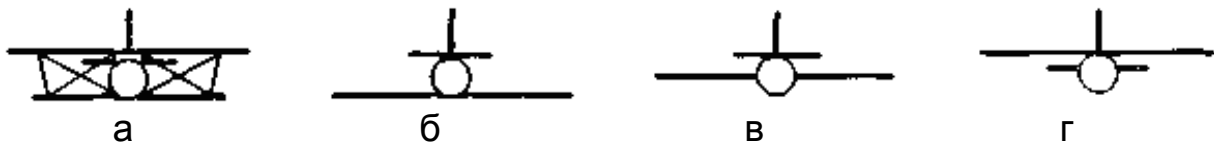


Рисунок 3.1 – Схеми літаків за кількістю й розташуванням крил

За типом фюзеляжу літаки поділяють на однофюзеляжні (рис. 3.2,а) і двобалкові (рис. 3.2,б).



Рисунок 3.2 – Схеми літаків за типом фюзеляжу

Розташування оперення на літаку значною мірою визначає так звану аеродинамічну схему літака, що залежить від кількості й взаємного розташування його несучих поверхонь. За цією ознакою сучасні літаки-моноплани поділяють на три схеми: схему нормальну або класичну (рис. 3.3, а), схему з переднім розташуванням горизонтального оперення – схему типу "качка" (рис. 3.3, б) і схему без горизонтального оперення – схему "безхвостка" (рис. 3.3, в). Дуже важкі безхвості літаки можуть бути виконані за схемою "літаюче крило" (рис. 3.3, г).

Залежно від умов зльоту й посадки літаки можуть мати шасі колісне (рис. 3.4, а), лижне (рис. 3.4, б), поплавкове (рис. 3.4,в). У гідролітаків фюзеляж може виконувати функції і човна (рис. 3.4, г).

Зустрічаються змішані схеми: колісно-лижне шасі, човен-амфібія. Як основні двигуни на сучасних літаках застосовуються поршневі й газотурбінні двигуни. Найбільше поширення у цей час одержали газотурбінні двигуни, які, у свою чергу, поділяють на турбогвинтові, турбореактивні, турбореактивні з форсажем і турбореактивні двоконтурні.

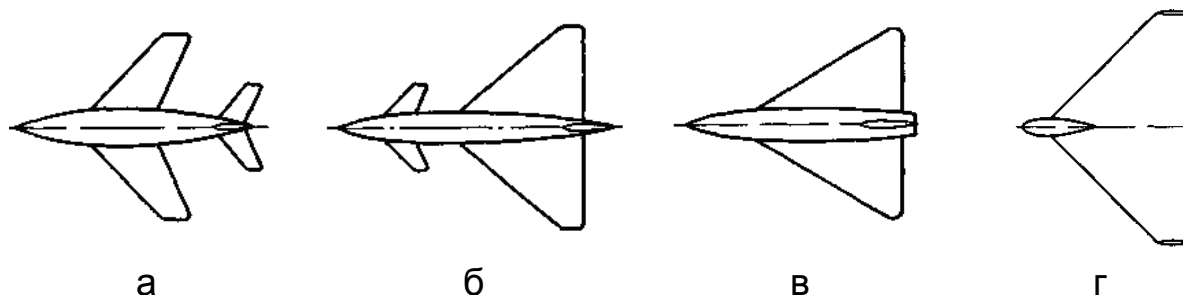


Рисунок 3.3 – Схеми літаків за розташуванням оперення

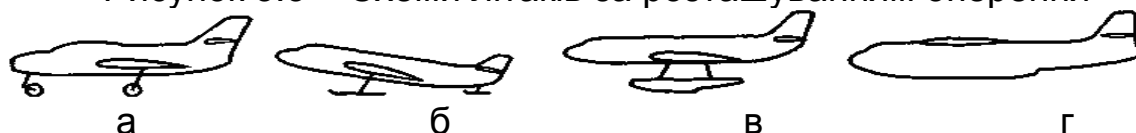


Рисунок 3.4 – Схеми літаків за типом шасі

Вибір типу двигунів, їхньої кількості й розташування визначається значною мірою призначенням літака й впливає на його схему. На рис. 3.5 показано типові схеми розташування двигунів на літаку.

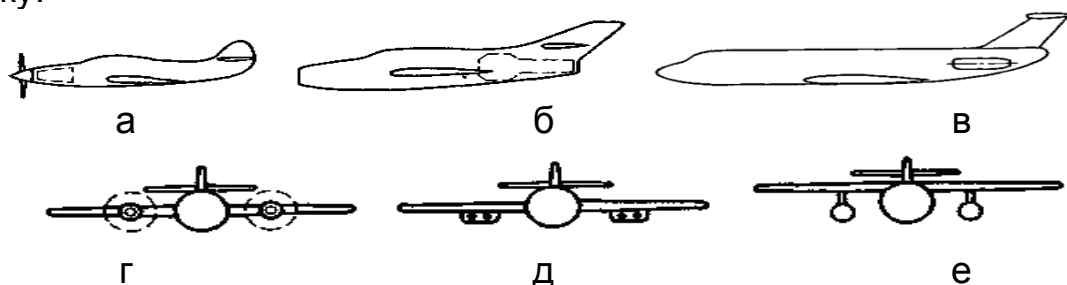


Рисунок 3.5 – Типові схеми розташування двигунів на літаку:
а, б – у фюзеляжі; в – на хвостовій частині фюзеляжу;
г, д, е – на крилі

3.2 Вимоги до конструкції літака

Вимоги щодо конструкції літака диктуються міркуваннями аеродинаміки, міцності, твердості, мінімальної маси, експлуатації й виробництва.

Аеродинамічні вимоги. З обраним двигуном літак повинен мати можливо більш високі льотні дані й бути стійким і керованим на всіх режимах польоту. Льотні дані літака визначаються величинами горизонтальної, вертикальної й посадкової швидкостей, висотою й

дальністю польоту, вантажопідйомністю, величинами злітної й посадочної дистанцій.

Швидкість польоту є найбільш важливою характеристикою літака. Щоб збільшити швидкість польоту при незмінній потужності або тязі двигуна, необхідно зменшити опір літака. Удосконалювання літака увесь час відбувається шляхом зменшення коефіцієнта лобового опору C_{x0} . Спочатку це потребувало переходу від біпланної схеми до монопланної, зменшення числа виступаючих у потік частин (підкосів, розкосів, розчалювань, тяг, установлення шасі, що вбирається, тощо), переходу від полотняного обшиття до твердого й до підвищення якості його поверхні, а при подальшому збільшенні швидкостей і виникненні хвильового опору – до застосування стрілоподібних крил і оперення з тонкими профілями.

Досягнення швидкості польоту, яка у два рази й більше перевищує швидкість звуку, висуває на перший план проблему аеродинамічного нагрівання конструкції.

Вимоги міцності. При всіх можливих у польоті й при посадці навантаженнях жоден з елементів конструкції не повинен руйнуватися. Величини навантажень, характер їхнього розподілення для окремих частин літака на різних режимах польоту й посадки регламентуються нормами міцності й нормами льотної придатності. При цьому повинні враховуватися і знакозмінність навантажень, що призводить до явищ втоми, і аеродинамічне нагрівання при польоті на більших надзвукових швидкостях.

Вимоги жорсткості. Жорсткість конструкції має виключити можливість появи неприпустимих з погляду аеродинаміки деформацій і виникнення небезпечних вібрацій, що призводять до руйнування конструкції.

Вимоги мінімальної маси. Конструкція літака в цілому, окремих його частин, елементів і деталей повинна мати можливо меншу масу, оскільки у літака, як ні в жодної іншої машини, його маса сильно впливає на основні функціональні характеристики – льотні дані. Зменшення маси конструкції досягається забезпеченням рівномірності, скороченням кількості рознімачів, вирізів, несилкових елементів, застосуванням нових конструкційних матеріалів. При виборі конструктивно-силової схеми деталі, елемента, агрегата необхідно прагнути, щоб руйнівні напруження були ближче до тимчасового опору матеріалу.

Експлуатаційні вимоги. Повинна бути забезпечена надійність роботи всіх агрегатів літака при можливо більш простому їхньому обслуговуванні.

Простота обслуговування літака забезпечується гарним

доступом до всіх вузлів літака, агрегатів, устаткування й силової установки, що потребують огляду, швидкістю заправлення паливом і мастилом, зручним підходом до штуцерів зарядки киснем і стисненим повітрям, зручністю й швидкістю монтажу й демонтажу окремих агрегатів, простотою ремонту тощо.

Найважливішою експлуатаційною характеристикою є безпека польоту, що забезпечується створенням конструкції, що має більш високу живучість, тобто не руйнується після окремих ушкоджень, установленням відповідного аеронавігаційного устаткування, надійної протиобліднювальної системи, ефективного протипожежного устаткування, дублюванням у системах керування, а також деякими іншими заходами залежно від призначення й типу літака.

Найбільш повне задоволення експлуатаційних вимог веде до зниження витрат, пов'язаних з експлуатацією літака, що особливо важливо для цивільної авіації.

Виробничі вимоги. У виробництві кращою вважається конструкція, витрати на виготовлення якої будуть найменшими.

Основними вимогами технології, виконання яких здешевлює і прискорює процес виробництва літака, є такі.

Взаємозамінність агрегатів і деталей і виключення підгінних робіт при складанні.

Простота конструкції та широке застосування в ній стандартних і нормалізованих деталей.

Застосування передових методів виробництва, таких, як прокатка, штампування, лиття, пресове kleпання тощо.

Ув'язування конструкції з характером виробництва, тобто облік масовості виробництва й виробничих можливостей заводу, на якому будуватиметься літак.

Застосування недорогих матеріалів, простих при обробленні.

Широке розчленовування конструкції літака на агрегати, секції і панелі, що дозволяє механізувати ряд процесів, зменшує трудомісткість виготовлення, підвищує продуктивність, скорочує цикл складання й монтажу.

3.3 Загальна будова крила

Крило призначене для створення аеродинамічної піднімальної сили. Крім цього основного призначення крило забезпечує поперечну стійкість і за допомогою розташованих на ньому елеронів – поперечну керованість. Крило забезпечується механізацією, основним призначенням якої є поліпшення злітно-посадочних характеристик літака. Внутрішній об'єм крила часто використовується для розміщення паливних баків і деяких агрегатів устаткування. На

крилі можуть розміщатися двигуни, шасі, установлюватися озброєння.

Крім загальних вимог до крила відповідно до призначення ставляться вимоги можливо меншого опору в польоті, найбільшого збільшення коефіцієнта піднімальної сили при застосуванні механізації й забезпечення характеристик стійкості й керованості на всіх режимах польоту.

3.4 Зовнішні форми крила

Аеродинамічні, масові й деякою мірою технологічні характеристики крила залежать від його зовнішніх форм і геометричних параметрів. Зовнішні форми крила визначаються формою в плані, формою поперечного перерізу й формою у вигляді спереду.

3.4.1 Форма крила в плані

За формою в плані (рис. 3.6) крила можна поділити на прямокутні (а), трапецієподібні (б), стрілоподібні (в) і трикутні (г). Геометричними параметрами, що характеризують форму в плані, є площа S , розмах l , коренева хорда b_0 , кінцева хорда b_k , кут стрілоподібності по лінії четвертей хорд χ . Крім того, форма в плані визначається й відносними параметрами: подовженням $\lambda = l^2/S$ і звуженням $\eta = b_0/b_k$.

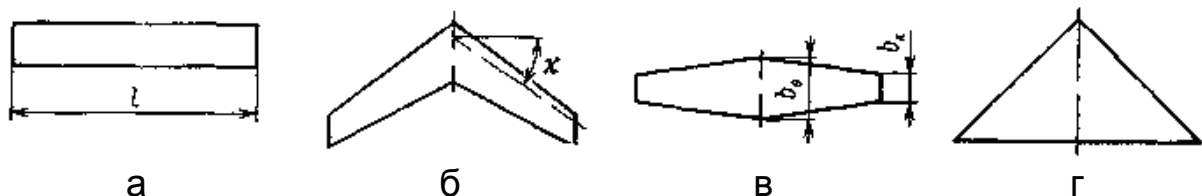


Рисунок 3.6 – Форми крил у плані

Великий вплив на характеристики крила мають подовження й звуження.

Зі зменшенням подовження при польоті на дозвукових швидкостях зростає опір літака за рахунок індуктивного опору

На важких й висотних дозвукових літаках, політ яких відбувається на більших значеннях C_{ya} , з метою зниження C_{xa1} застосовують крила великого подовження $\lambda = 8...12$.

Частина індуктивного опору в загальному балансі опору зменшується зі збільшенням швидкості через зменшення потрібних C_{ya} . Особливо сильно зменшується частина індуктивного опору на надзвукових швидкостях. Тут основну частину опору становить хвильовий опір. Для зменшення його величини застосовують крила

малих подовжень $\lambda = 2 \dots 2,5$.

Зменшення подовження сприятливо позначається на масі крила. Зі зменшенням подовження при незмінній площі крила через зменшення плеча результуючої аеродинамічної сили знижується згинальний момент у кореневих перетинах і збільшуються їхні хорди, а отже, і будівельна висота, що дозволяє зменшити площі силових елементів, а значить, і масу конструкції.

Маса конструкції знижується і зі збільшенням звуження, оскільки при цьому також зменшується згинальний момент і збільшуються хорди в кореневих перетинах крила.

Збільшення звуження підвищує і ефективність механізації, оскільки її вплив поширюється на більшу частину площі крила.

Але збільшення звуження погіршує характеристики стійкості й керованості через переміщення місця початку зриву потоку до кінцевих перетинів крила.

Звуження впливає на величину максимального значення коефіцієнта піднімальної сили. $C_{y_{\max}}$ досягається при $\eta = 2 \dots 3$.

Прямокутні й трапецієподібні, крила називаються прямими. Прямокутне крило забезпечує гарну стійкість і керованість при польоті на великих кутах атаки. У прямокутного крила максимальне значення коефіцієнта піднімальної сили утворюється на середині напіврозмаху, і навіть при настанні зриву потоку в цій зоні кінці крила ще працюють у докритичної області, завдяки чому забезпечується поперечна стійкість і зберігається ефективність елеронів. Крім того, прямокутне крило простіше у виготовленні.

У цей час прямокутні крила застосовуються лише на літаках, у яких вимога безпеки польоту на малих швидкостях забезпечується в першу чергу збереженням керованості (літаки первісного навчання, сільськогосподарської авіації та ін.). Для зменшення маси такі крила виготовляють підкісними або у вигляді коробки крил біплана.

Трапецієподібні крила широко застосовуються на дозвукових літаках. Для забезпечення потрібного центрування трапецієподібні крила можуть мати невеликий кут стрілоподібності (приблизно $\pm 10^\circ$).

На літаках, що літають зі білязвуковими й надзвуковими швидкостями, застосовуються стрілоподібні крила. Швидкість повітряного потоку над поверхнею крила, як відомо, не дорівнює швидкості польоту літака V , а вища за неї. При якій швидкості польоту місцева швидкість у деяких точках над поверхнею крила може досягти швидкості звуку і навіть перевищувати її. У цих місцях виникають стрибки ущільнення, що спричиняє так звану хвильову

кризу, яка супроводжується появою хвильового опору, падінням піднімальної сили, зміною положення центра тиску.

Число $M = V/a$, при якому на крилі з'являється місцева швидкість, що дорівнює швидкості звуку, називається критичним числом Маха й позначається M^* .

Додання крилу стрілоподібної форми в плані дозволяє підвищити M^* , тобто відтягнути виникнення хвильової кризи до більших швидкостей польоту.

Збільшення кута стрілоподібності призводить не тільки зростання M^* , але й робить протікання хвильової кризи більш плавним. Такі ж достоїнства мають і крила з негативною стрілоподібністю, але вони застосовуються рідко, оскільки створюють утруднення при компонуванні й центруванні літака. Розглядати ми будемо тільки крила з позитивною стрілоподібністю.

Однак застосування стрілоподібного крила створює й ряд додаткових труднощів. Основні з них такі:

1. Порушення поперечної й поздовжньої стійкості літака й зниження ефективності елеронів при польоті на більших кутах атаки через зрив потоку, який у стрілоподібного крила виникає раніше в кінцевих перетинах. Для запобігання цього зриву застосовуються аеродинамічна й геометрична крутки, кінцеві передкрилки й носки, що відхиляються. Для цього служить застосування запилки на передній крайці крила й установлення на його верхній поверхні так званих аеродинамічних гребенів (рис. 3.7). Запилки й гребені перешкоджають перетіканню приграничного шару від середньої частини до кінців крила й тим самим затягують зрив.

2. Зниження максимального коефіцієнта піднімальної сили крила.

3. Великий кут атаки, необхідний для досягнення $C_{y_{\max}}$.

4. Збільшення маси крила.

З метою зменшення хвильового опору подовження стрілоподібних крил береться звичайно менше подовження прямих крил нешвидкісних літаків. Крім того, зменшення подовження сприятливо впливає на зривні характеристики стрілоподібного крила при польоті на більших кутах атаки при малих швидкостях. Зменшення подовження вигідно у ваговому відношенні.

Прагнення одержати гарні аеродинамічні характеристики як при максимальній надзвуковій швидкості, так і при дозвуковій привело до створення крил змінюваної геометрії. Зміна геометрії відбувається внаслідок зміни кута стрілоподібності консолей крила (рис. 3.8).

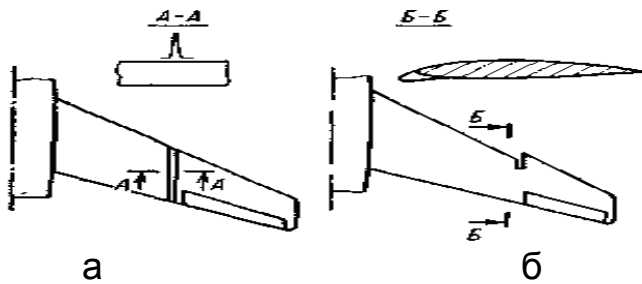


Рисунок 3.7 – Схема установлення аеродинамічного гребеня на крилі й пристрій запилок: а – установлення аеродинамічного гребеня; б – запилок на передній крайці крила

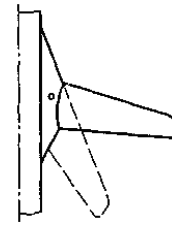


Рисунок 3.8 – Схема крила змінюваної геометрії

Випрямлення крила на режимі зльоту й посадки приводить до значного збільшення його несучої здатності через збільшення подовження, відносної товщини профілю (по потоку) і через підвищення ефективності механізації. Усе це дозволяє істотно знизити посадочну швидкість і швидкість відриву й скоротити завдяки цьому злітно-посадочну дистанцію. Зі збільшенням швидкості польоту кут стрілоподібності крила збільшується, і на надзвуковій швидкості крило встановлюється в крайнє заднє положення. Збільшення кута стрілоподібності й зменшення подовження, яке відбувається при цьому, приводять до зниження хвильового опору.

Установлення крила змінюваної геометрії буде виправдане тоді, коли спричинене цим обважнення конструкції крила, ускладнення керування літаком будуть компенсовані поліпшенням його льотних характеристик.

На літаках, що літають з більшими надзвуковими швидкостями, велике поширення знайшли крила трикутної форми в плані. Ці крила мають мале подовження ($\lambda < 2,5$) і зібрані з тонких надзвукових профілів. При малому подовженні забезпечуються просторовість обтікання й можливість застосування дуже тонких профілів, що забезпечує плавне протікання хвильової кризи, причому "пік" C_{xa} виходить невеликим.

Для літаків з більшими надзвуковими швидкостями можуть бути застосовані стрілоподібні й прямі крила малих подовжень. Так, наприклад, прямокутне крило малого подовження при $M > 2,5$ має навіть менший опір, ніж трикутне. Але це крило значно поступається трикутному у ваговому відношенні, оскільки в останнього за інших рівних умов (однакові площі, подовження й профіль) згинальний момент у кореневих перетинах буде менше, а будівельна висота через більші хорди – більше, ніж у крила будь-якої іншої форми. Крім того, трикутні крила при однаковій міцності з крилами інших форм мають більшу твердість.

Основні недоліки трикутних крил, як і всіх крил малого подовження, виявляються при польоті на дозвукових швидкостях. Найбільш істотним з них є дуже мале значення C_{ya}^α . Через просторове обтікання крила малого подовження кінцеві зриви затягуються на більші кути атаки. Але використати більші значення C_{ya} при посадці дуже важко, оскільки збільшення $\alpha_{\text{пос}}$ потребує установлення дуже високого шасі, що ускладнить його вбирання й збільшить масу. При нормальному ж значенні посадочного кута атаки $\alpha_{\text{пос}} = 12...14^\circ$ значення C_{ya} буде значно менше, ніж у крила великого подовження. Тому трикутні крила потребують більш ефективної механізації.

3.4.2 Форма поперечного перерізу крила (профіль)

Розрізняють такі форми профілів крил (рис. 3.9): опукло-увігнуті (а), плоско-опуклі (б), двоопуклі несиметричні (в), двоопуклі симетричні (г), S-подібні (д), ромбоподібні (е) і клиноподібні (ж).

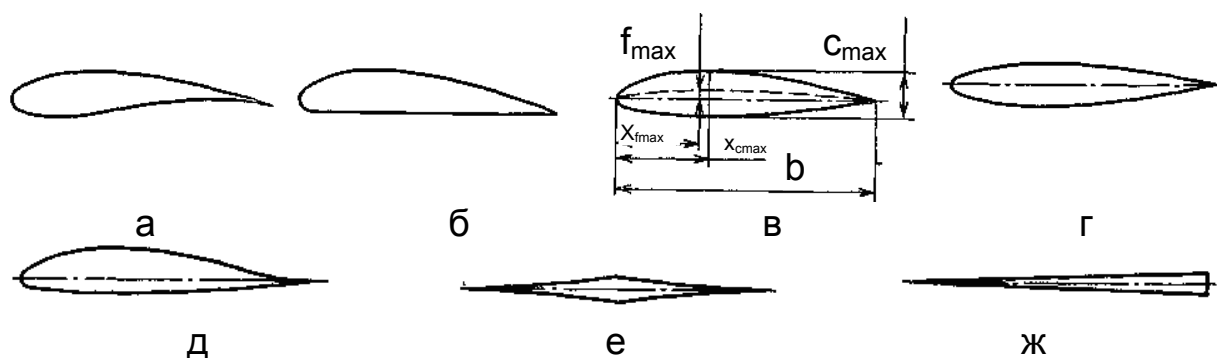


Рисунок 3.9 – Форми профілів

Основними геометричними параметрами профілю є хорда b , максимальна товщина c_{max} , увігнутість (стріла прогину середньої лінії) f_{max} , радіус закруглення носка.

Профіль характеризується й відносними параметрами: відносною товщиною $\bar{c} = c_{\text{max}}/b$, відносною увігнутістю $\bar{f} = f_{\text{max}}/b$, місцем розташування максимальних значень товщини й увігнутості по хорді $\bar{x}_c = x \cdot c_{\text{max}} / b$, $\bar{x}_f = x \cdot f_{\text{max}} / b$.

Опукло-увігнутий профіль має велике значення коефіцієнта піднімальної сили, але й має більший коефіцієнт профільного опору $C_{\text{хар}}$, у нього значно міняється положення центра тиску при зміні кута атаки, застосування його ускладнює конструкцію крила в задній крайці через малу будівельну висоту й велику ввігнутість. У цей час цей профіль на літаках не застосовується.

Плоско-опуклий профіль має велике значення $C_{y_{\text{amax}}}$ при значно

меншому, ніж опукло-увігнутий профіль, значенні $C_{xар}$, він зручний у конструктивному відношенні, але в нього також значно міняється положення центра тиску при зміні кута атаки. Цей профіль іноді застосовується на малошвидкісних літаках і планерах.

Двоопуклий несиметричний профіль має малий профільний опір C_{xp} при порівняно високих значеннях C_{ya} . Положення центра тиску міняється незначно зі зміною кута атаки. У цей час такий профіль дуже широко застосовується на всіх типах літаків.

Симетричні профілі порівняно з несиметричними мають менші значення C_{ymax} , вони застосовуються для крил швидкісних літаків і, як правило, для оперення.

S-подібний профіль – це профіль безмоментний з постійним центром тиску. Значення C_{yamax} у нього трохи менше, а C_{xp} більше, ніж у плоско-опуклого й двоопуклого профілів. S-подібний профіль доцільно застосовувати на нешвидкісних літаках, виконаних за схемою "безхвостка".

Ромбоподібні й клиноподібні профілі застосовують для крил літаків, що літають із більшими надзвуковими й гіперзвуковими швидкостями.

Відносні розміри й форма профілів впливають на аеродинамічні, масові, жорсткісні й технологічні характеристики крил.

Чим більша відносна товщина профілю, тим менша (за інших рівних умов) маса крила, більший його корисний внутрішній об'єм і більша жорсткість. Однак при цьому збільшується його аеродинамічний опір, особливо на біязвукових і надзвукових швидкостях польоту.

Збільшення кривизни середньої лінії профілю приводить до підвищення коефіцієнта піднімальної сили C_{yamax} і коефіцієнта моменту C_{ma} .

Зменшення радіуса носка й віднесення найбільшої товщини профілю на 45...50% хорди дозволяє віддалити настання хвильової кризи до більших чисел M .

Зменшення відносних товщини й увігнутості профілю приводить до зменшення опору й підвищення $M_{крит}$.

Збільшення $M_{крит}$ може бути досягнуте й застосуванням так званих суперкритичних профілів. Суперкритичний профіль (рис. 3.10) має більший радіус носка, тонкий сильно вигнутий хвостик, відносно плоску верхню поверхню й опуклу нижню поверхню. Порівняно зі звичайним профілем піднімальна сила у суперкритичного профілю утворюється головним чином на хвостовій частині. Такий розподіл навантаження забезпечує менші швидкості в точках максимальної

товщини профілю, що й приводить до підвищення $M_{\text{крит}}$. У суперкритичного профілю порівняно зі звичайним профілем тієї ж відносної товщини $M_{\text{крит}}$ підвищується приблизно на 0,075.

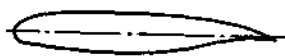


Рисунок 3.10 – Суперкритичний профіль

Для крил надзвукових літаків застосовуються дуже тонкі профілі ($\bar{c} = 0,02...0,06$) з гострою передньою крайкою.

Відносна товщина профілів крила уздовж розмаху звичайно непостійна: більша – у кореня й менша – у кінці крила. Завдяки цьому знижується аеродинамічний опір крила й зменшується його маса. На кінцях крил часто ставлять профілі з більшим $C_{\text{кр}}$, що приводить до збільшення поперечної стійкості й до поліпшення ефективності елеронів при польотах на більших кутах атаки завдяки зсуву точки початку зриву потоку по розмаху від кінців крила до середини. Це називається аеродинамічним закручуванням крила.

Для цих же цілей застосовують і геометричне закручення крила, що полягає у повороті кінцевих перетинів крила щодо кореневого, що зменшує їхній кут установлення. Часто застосовується комбінована закрутка – комбінація позитивного аеродинамічного закручення з негативною геометричною, що дозволяє одночасно з підвищенням поперечної стійкості й поліпшенням ефективності елеронів при польоті на більших кутах атаки одержати на малих кутах атаки ту ж піднімальну силу й майже той же опір, що мало б крило без закручення.

3.4.3 Форма крила у вигляді спереду

За формою у вигляді спереду (рис. 3.11) розрізняють крила прямі (а), з позитивним кутом поперечного V (б), з негативним кутом поперечного V (в), типу "чайка" (г), типу "зворотна чайка" (д), з кутом поперечного V кінцевої частини (е).

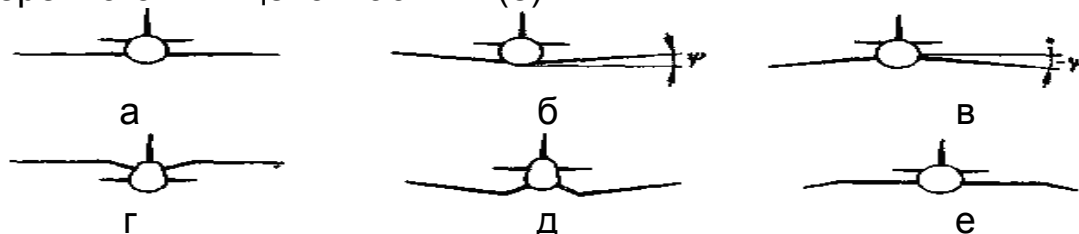


Рисунок 3.11 – Форми крил у вигляді спереду

Поперечне V крила, яке характеризується кутом Ψ – кутом між площиною хорд крила й площиною, перпендикулярною до площини симетрії літака і такою, що проходить через кореневу хорду,

забезпечує поперечну стійкість літака.

Крило типу "чайка" установлювалося на високопланах для зменшення інтерференції й для поліпшення огляду. Крило типу "зворотна чайка" застосовувалося в схемі низькоплана й дозволяло знизити опір інтерференції й зменшити висоту, а отже, і масу шасі. Обидві ці схеми складні у виготовленні й не вигідні у ваговому відношенні. На сучасних швидкісних літаках вони не знайшли застосування.

Іноді для одержання необхідної поперечної стійкості кут поперечного V надається лише кінцевим ділянкам крила.

3.5 Загальна будова оперення

До оперення літака належать горизонтальне й вертикальне оперення.

Горизонтальне оперення служить для забезпечення поздовжньої, а вертикальне – шляхової стійкості й керованості літака.

До оперення літака ставляться такі основні вимоги:

1. Забезпечення поздовжньої й шляхової стійкості й керованості літака на всіх режимах польоту.
2. Найменший лобовий опір.
3. Малі шарнірні моменти рулів.
4. Можливо менше затінення оперення крилом, фюзеляжем, гондолами двигунів, а також однієї частини оперення іншою.
5. Пізніше, ніж на крилі, виникнення хвильової кризи, що забезпечує менше порушення характеристик стійкості й керованості при польоті на біляззвукових швидкостях.
6. Виключення можливості виникнення вібрацій.
7. Простота монтажу й демонтажу оперення на літаку.
8. Простота установа рулів із забезпеченням взаємозамінності.

3.5.1 Зовнішні форми оперення

Розрізняють чотири схеми оперення (рис. 3.12):

- 1) з центральним вертикальним оперенням (а);
- 2) рознесеним вертикальним оперенням, закріпленим на фюзеляжі (б);
- 3) рознесеним вертикальним оперенням, закріпленим на кінцях горизонтального оперення (в);
- 4) V-подібне оперення (г).

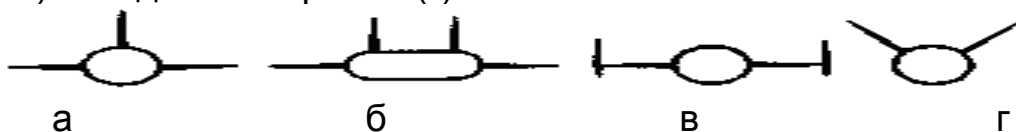


Рисунок 3.12 – Схеми оперення

Оперення, виконане за першими трьома схемами, складається з горизонтального й вертикального оперень. У більшості літаків горизонтальне оперення, у свою чергу, складається зі стабілізатора й руля висоти, а вертикальне – з кіля й руля напрямку.

Дві несучі поверхні V-подібного оперення, розташовані похило з боків фюзеляжу, складаються з нерухомої частини – стабілізатора й рухомої частини – руля. Відхилення обох рулів в одну сторону аналогічно дії руля висоти, а відхилення в різні сторони аналогічно дії руля напрямку.

Найбільш широко застосовується схема із центральним вертикальним оперенням, що має очевидні конструктивні переваги.

При великій площі вертикального оперення його на деяких літаках роблять рознесеним, закріплюючи обидві його частини на фюзеляжі. У цьому випадку через зменшення плеча сили, що діє на вертикальне оперення, зменшується крутний момент фюзеляжу.

Рознесене вертикальне оперення у вигляді двох шайб, укріплених на кінцях горизонтального оперення, конструктивно складніше центрального вертикального оперення. Але в нього є й переваги: поліпшення заднього огляду, підвищення ефективності горизонтального оперення внаслідок наявності кінцевих шайб, зменшення крутного моменту фюзеляжу. Застосування цієї схеми на багатомоторних літаках з розташуванням шайб у струмені від гвинтів дозволяє підвищити й ефективність вертикального оперення. Рознесене вертикальне оперення застосовується на двобалкових літаках.

Зустрічаються літаки й з трьома площинами вертикального оперення.

Перевагами V-подібного оперення є можливість виносу оперення з аеродинамічної тіні крила й зі струменя вихлопних газів двигунів. До недоліків цієї схеми належать складність кінематики керування рулями й поява більших моментів, що закручують фюзеляж, при відхиленні рулів у різні сторони, зниження ефективності рулів при спільній дії ручного й ногого керування.

Форма в плані горизонтального оперення аналогічна формі крила. Найбільше поширення має трапецієподібна форма горизонтального оперення. На двобалкових літаках застосовується прямокутне в плані горизонтальне оперення. На швидкісних літаках установлюється стрілоподібне й трикутне оперення.

Параметрами, що характеризують форму горизонтального оперення в плані, як і в крила, є площа, подовження, звуження й кут стрілоподібності.

Площа горизонтального оперення залежить від площі крила S ,

середньої аеродинамічної хорди b_A і плеча горизонтального оперення $L_{го}$, що являє собою відстань від центра мас літака до центра тиску горизонтального оперення по прямій, паралельній осі фюзеляжу.

Подовження впливає на характеристики горизонтального оперення точно так само, як і на характеристики крила. При виборі подовження варто також урахувувати те, що його збільшення приводить до збільшення ефективності горизонтального оперення через зменшення площі, що перебуває в загальмованому фюзеляжем потоці.

Вплив звуження на характеристики горизонтального оперення таке ж, як і в крила. Додатково при виборі звуження варто враховувати, що його збільшення приводить до деякого зниження ефективності горизонтального оперення через збільшення площі, що перебуває в загальмованому фюзеляжем потоці.

У швидкісних літаків зі стрілоподібними й трикутними крилами горизонтальне оперення виконується також стрілоподібним або трикутним. Кут стрілоподібності береться таким же, як у крила, або на кілька градусів більше. Цим забезпечується більш пізніше, ніж на крилі, виникнення хвильової кризи, що приводить до меншого порушення стійкості й керованості при польоті на більших швидкостях.

На горизонтальному оперенні звичайно застосовуються симетричні профілі, що забезпечує менший опір, більш високе критичне число M і меншу величину шарнірного моменту рулів висоти. На важких літаках горизонтальне оперення іноді має несиметричний профіль, що встановлюється увігнутістю вниз. У цьому випадку для горизонтального польоту спрямована вниз потрібна балансувальна сила, забезпечується при дуже малому куті атаки, що приводить до зниження опору. Відносна товщина профілю горизонтального оперення дорівнює відносній товщині профілю крила або частіше за все менша за неї.

Кут поперечного V горизонтального оперення, як правило, дорівнює нулю. І лише якщо буде потреба виносу горизонтального оперення зі струменя розташованих попереду двигунів або із зони затінення крилом з різними надбудовами, воно може встановлюватись з кутом поперечного V . Звичайно цей кут не перевищує $\pm 10^\circ$.

Вертикальне оперення у вигляді збоку має звичайно трапецієподібну форму. Еліптична й близька до неї форми можуть застосовуватися для рознесеного вертикального оперення. На швидкісних літаках установлюється стрілоподібне вертикальне оперення.

Подовження вертикального оперення звичайно менше подовження горизонтального оперення. Зменшення подовження, хоча й спричиняє деяке зниження ефективності вертикального оперення через збільшення площі, що знаходиться в загальмованому фюзеляжем потоці, дозволяє зменшити крутний момент фюзеляжу й максимальний згинальний момент оперення, що вигідно у ваговому відношенні.

При виборі звуження вертикального оперення враховуються ті ж фактори, що й при виборі звуження крила й горизонтального оперення.

У вертикального оперення, на кінці якого розташовується горизонтальне оперення (так зване Т-подібне оперення), $\eta_v = 1 \dots 1,5$. Зменшення звуження у цьому випадку диктується прагненням збільшити будівельну висоту кінцевого перетину кіля, щоб спростити розміщення вузлів кріплення горизонтального оперення.

З тих же причин, що й для горизонтального оперення, кут стрілоподібності вертикального оперення береться таким, як кут стрілоподібного крила, або на кілька градусів більшим за нього.

Доцільно збільшувати кут стрілоподібності вертикального оперення, якщо на ньому розміщується горизонтальне оперення. Крім того, при кріпленні усередині фюзеляжу двигуна це вигідно й через можливість укоротити вихлопну трубу.

Профіль вертикального оперення симетричний, відносна його товщина, як правило, менша відносної товщини крила, що забезпечує одержання меншого опору й більш високого критичного числа M .

У рознесеного вертикального оперення, коли площини його розташовуються в струмені від гвинтів, профіль може бути й несиметричним, зверненим увігнутістю до площини симетрії літака. У цьому випадку при польоті з одним непрацюючим двигуном буде менший момент розвороту.

3.5.2 Розташування оперення на літаку

Ефективність оперення значною мірою залежить від його розташування на літаку. Бажано, щоб на всіх режимах польоту оперення не попадало б у зону потоку, загальмованого крилом, гондолами двигунів, фюзеляжем або іншими частинами літака. На ефективність оперення дуже впливає і взаємне розташування його частин.

За крилом літака утворюється зона загальмованого потоку, що носить назву супутнього струменя. Розміри цієї зони залежать від швидкості польоту, кута атаки крила і його параметрів. Точні границі супутнього струменя визначаються на підставі аеродинамічних

продувок. У супутньому струмені значно зменшуються швидкості, більших значень досягають кути скосу потоку, зона насичена вихрами.

Із цих причин розміщення у супутньому струмені горизонтального оперення привело б до зниження його ефективності (через зменшення швидкості потоку), погіршенню характеристик стійкості (через більші кути скосу) і виникненню вібрацій при інтенсивному вихроутворенні. При виборі положення горизонтального оперення необхідно, щоб на всіх режимах польоту воно не попадало б у супутній струмінь. Горизонтальне оперення розташовується або вище супутнього струменя (рис. 3.13, а), або нижче нього (рис. 3.13, б).

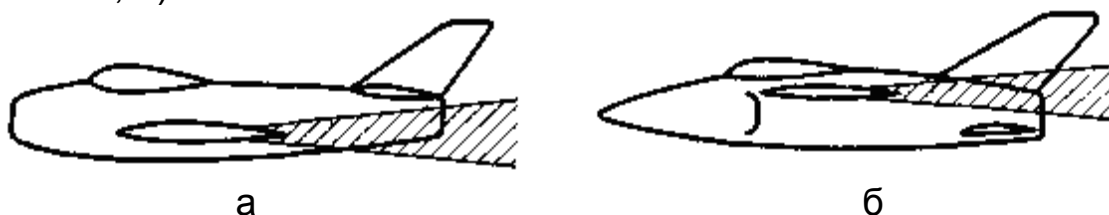


Рисунок 3.13 – Розташування горизонтального оперення по висоті відносно крила

При виборі положення горизонтального оперення необхідно також забезпечити достатнє віддалення його від реактивного струменя двигунів.

Взаємне розташування горизонтального й вертикального оперень має бути таким, щоб у польоті одна частина оперення можливо менше затінювала іншу. При польоті літака на більших кутах атаки або з ковзанням певна частина вертикального оперення попадає в аеродинамічну тінь горизонтального оперення (рис. 3.14). Літак, у якого вертикальне оперення й особливо кермо напрямку сильно затінені, має погані штопорні характеристики.

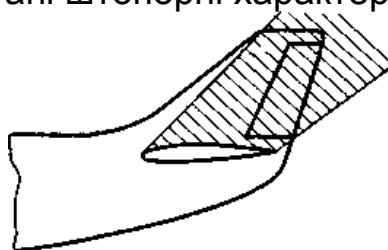


Рисунок 3.14 – Затінення вертикального оперення горизонтальним

Затінення вертикального оперення можна зменшити, розміщуючи горизонтальне оперення або позаду вертикального, або перед ним, або на верхній його частині. Кожний із цих варіантів має свої переваги й недоліки.

Якщо плече горизонтального оперення правильно обране, то

при розміщенні вертикального оперення попереду горизонтального необхідно збільшити площу вертикального оперення для забезпечення потрібної його ефективності, а це приведе до збільшення його маси й опору, а також до збільшення крутного моменту фюзеляжу. При розміщенні ж вертикального оперення за горизонтальним необхідно буде збільшити довжину фюзеляжу, що спричинить збільшення маси фюзеляжу і його опору. При розміщенні горизонтального оперення на вертикальному ускладнюється конструкція кріплення й збільшуються навантаження кіля.

Останнім часом на важких транспортних і пасажирських літаках з двигунами, розташованими на пілонах по боках хвостової частини фюзеляжу, поширення одержала схема Т-подібного оперення. У цьому випадку забезпечується винесення горизонтального оперення зі струменя двигунів. До переваг такої схеми також належить підвищення ефективності вертикального оперення (у цьому випадку горизонтальне оперення відіграє роль кінцевої шайби) і зменшення можливості його затінення. Великим недоліком цієї схеми є можливість попадання літака в режим так званого "глибокого зриву". При перевищенні припустимих значень кута атаки (це може відбутися випадково при сильному вертикальному пориві) і настанні зриву на крилі супутній струмінь може охопити все горизонтальне оперення й ефективність рулів виявиться недостатньою. Для виключення цього в системі поздовжнього керування ставляться спеціальні автоматичні пристрої.

Для підвищення шляхової стійкості й ефективності вертикального оперення на великих кутах ковзання на літаках встановлюються форкілі й підфюзеляжні гребені (рис. 3.15).

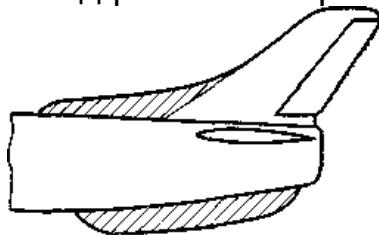


Рисунок 3.15 – Схема встановлення форкіля і підфюзеляжного гребеня

Остаточо питання розміщення оперення на літаку й взаємного розташування окремих його частин приймається на підставі результатів продувок, а потім і льотних випробувань.

3.6 Загальна будова фюзеляжів

Фюзеляж, що з'єднує в одне ціле всі частини літака, призначений для розміщення екіпажу, устаткування й вантажів, що

перевозяться.

У двобалкових літаках екіпаж, устаткування й навантаження, яке перевозиться, розміщуються в спеціальній гондолі.

Більшість сучасних літаків виготовляється за однофюзеляжною схемою. Конструкцію фюзеляжів таких літаків ми й будемо розглядати.

До фюзеляжу ставляться такі вимоги.

1. Мінімальний лобовий опір.
2. Раціональне використання внутрішніх об'ємів.
3. Зручне розміщення екіпажу, пасажирів, устаткування, вантажів.
4. Забезпечення необхідного огляду з кабіни пілотів і екіпажу.
5. Простота завантаження й розвантаження.
6. Надійна герметизація й теплозвукоізоляція, необхідні вентиляція, опалення й освітлення кабін.

3.6.1 Зовнішні форми фюзеляжу

Зовнішні форми фюзеляжу визначаються вимогами аеродинаміки й призначенням літака. Поперечний переріз фюзеляжу може бути прямокутним, круглим, овальним і комбінованим. Кожна з цих форм має свої переваги й недоліки.

В аеродинамічному відношенні ліпшим є круглий фюзеляж, оскільки порівняно з іншими він при однаковому об'ємі має найменшу поверхню, а отже, і найменший опір тертя. При середньому розташуванні крила виходить і малий опір інтерференції. Кругла форма доцільна для герметизованих відсіків фюзеляжу. Криволінійне обшивання має більш високі критичні напруження.

До переваг прямокутного фюзеляжу варто віднести більш просте виготовлення й можливість ліпшого використання внутрішніх об'ємів для розміщення пасажирів, вантажів, устаткування та ін.

Основними формами поперечного перерізу фюзеляжів сучасних літаків є кругла або комбінована.

При вигляді збоку форма фюзеляжу, як правило, несиметрична. У носовій частині розміщується кабіна пілота. У одномісних літаків ліхтар кабіни виконується у вигляді надбудови. Висота ліхтаря має забезпечувати необхідний огляд, а обриси його повинні бути обрані з урахуванням забезпечення найменшого опору

У важких літаків габаритні розміри фюзеляжу дозволяють вписати кабіну пілота в обводи фюзеляжу, але для поліпшення огляду передня частина ліхтаря утворює уступ. Носова частина фюзеляжів надзвукових літаків виготовляється загостреною для того, щоб забезпечити виникнення косих стрибків ущільнення, що дають

менший опір.

Форма хвостової частини фюзеляжу багато в чому визначається необхідністю розміщення тих або інших вантажів, агрегатів тощо. Так, на рис. 3.16, а показано форму фюзеляжу, у хвостовій частині якого розташований турбореактивний двигун, на рис. 3.16, б – форму фюзеляжу транспортного літака, у якого для зручності завантаження й розвантаження габаритних вантажів люк розташований у задній частині фюзеляжу.

Обрис хвостової частини фюзеляжу при вигляді збоку вибирається з умов забезпечення посадочного кута атаки $\alpha_{\text{пос}}$ при найменшій висоті шасі й забезпечення необхідного виносу горизонтального оперення $h_{\text{го}}$ (рис. 3.16, в), щоб виключити його попадання в супутній струмінь крила.

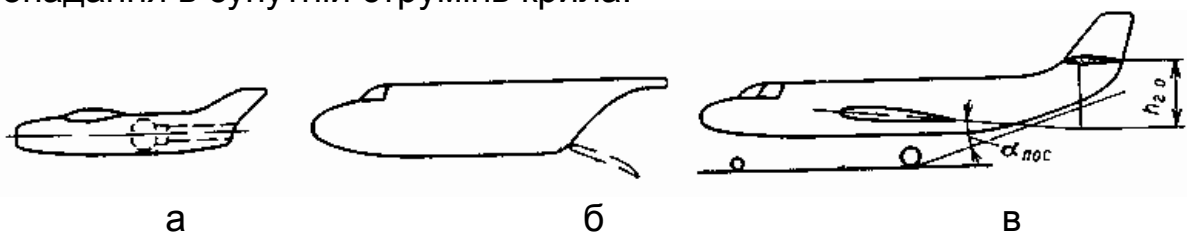


Рисунок 3.16 – Форма фюзеляжів (вигляд збоку)

При вигляді зверху фюзеляж має симетричну форму. У літаків, що літають на білязвукових і надзвукових швидкостях, фюзеляж у зоні сполучення з ним крила дуже часто "підгорнутий", тобто виконується з дотриманням "правила площ" з метою одержання найменшого лобового опору (рис. 3.17).

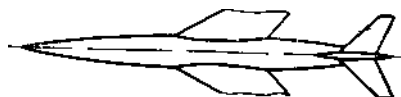


Рисунок 3.17 – Форма фюзеляжу надзвукowego літака, виконаного відповідно до "правила площ"

Крім ліхтаря кабіни пілота фюзеляж може мати й ряд інших надбудов: стрілецькі вежі, прицільні станції тощо.

Фюзеляж характеризується такими основними параметрами: довжиною – $L_{\text{ф}}$; діаметром міделева (найбільшого за площею) перерізу – $D_{\text{ф}}$, або висотою H і шириною B міделева перерізу; подовженням $\lambda_{\text{ф}} = L_{\text{ф}}/D_{\text{ф}}$.

Площа міделева перерізу фюзеляжу при виконанні вимог розміщення в ньому кабін, агрегатів, вантажів тощо повинна бути мінімальною. Для одномісних літаків міделів переріз визначається або розмірами кабіни пілота, або розмірами двигуна, якщо останній розташований у фюзеляжі, для важких літаків – розмірами

пасажирської або вантажної кабін або розмірами відсіків для розміщення тих або інших агрегатів устаткування та ін.

Довжина фюзеляжу визначається вимогами одержання необхідного плеча горизонтального оперення, вимогами центрування й компонування літака.

Великий вплив на лобовий опір фюзеляжу має його подовження. Лобовий опір фюзеляжу складається з опору тертя, опору тиску й хвильового опору. При докритичних швидкостях польоту більшу частину лобового опору становить опір тертя, величина якого пропорційна площі поверхні фюзеляжу. Тому збільшення довжини фюзеляжу при заданій площі міделева перерізу, тобто збільшення λ_{ϕ} , що призводить до збільшення площі його поверхні, спричиняє зростання лобового опору. З погляду мінімуму лобового опору бажано, щоб подовження фюзеляжів таких літаків знаходилось в межах $\lambda_{\phi} = 4 \dots 8$, якщо при цьому задовольняються вимоги компонування й центрування. При числах $M > M_{\text{крит}}$ основну частину опору фюзеляжу становить хвильовий опір. Збільшення подовження фюзеляжу приводить до зниження хвильового опору. Тому для надзвукових літаків найбільш вигідним є подовження $\lambda_{\phi} = 10 \dots 12$.

Габаритні розміри фюзеляжу, його форма в поперечному перерізі й при вигляді збоку й зверху залежать від ряду часто суперечливих вимог. Завдання конструктора полягає у виборі оптимального варіанта, що найбільш повно відповідає призначенню літака і який забезпечує одержання гарних аеродинамічних характеристик.

3.7 Шасі

3.7.1 Призначення шасі й вимоги, що ставляться до них

Шасі являє собою систему опор літака, що забезпечують розбіг його при зльоті, пробіг після посадки й пересування по аеродрому. В усіх цих випадках шасі сприймає статичні й динамічні навантаження, захищаючи конструкцію агрегатів літака від руйнування.

Конструкції опор (або ніг) мають пружні силові елементи, що зм'якшують удари й поглинають кінетичну енергію літака. Такими елементами є пневматики коліс і амортизатори.

Вага шасі становить 4...6% злітної ваги літака.

До шасі ставляться такі специфічні вимоги:

- забезпечення достатньої стійкості й керованості літака під час розбігу, пробігу й рулювання;
- забезпечення літаку, призначеному для експлуатації на

ґрунтових аеродромах, необхідної прохідності;

- ефективно поглинання кінетичної енергії при приземленні, пробігу, розбігу й русі по нерівному аеродрому;

- ефективно гальмування літака при пробігу після посадки за допомогою колісних гальм;

- можливо менше пружне переміщення коліс при обтисненні амортизаторів і збереження незмінного розміру колії шасі, щоб уникнути зриву покриття;

- висота шасі має бути такою, щоб при повному обтисненні пневматиків і амортизаторів залишалася відстань не менше 160 мм від кінців лопатів гвинта в нижньому положенні, від самої нижньої точки фюзеляжу, від задньої крайки механізації крила, від ступок шасі до землі. При визначенні висоти шасі варто враховувати можливість посадки з креном до 10° ;

- можливо менші габарити шасі для більш зручного його вбирання в літак;

- час вбирання або випускання шасі на легких літаках має бути не більше 6–12 с, на важких – 12–15 с;

- обов'язкове дублювання основної системи вбирання й випускання шасі;

- висока надійність замків, що фіксують шасі в обох положеннях (випускання, вбирання);

- наявність засобів сигналізації для контролю обох положень шасі;

- можливо менший опір ступок, що закривають нішу шасі у ввібраному положенні;

- відділення внутрішньої порожнини ніші обшивкою.

На сучасних військових і цивільних літаках шасі звичайно вбирається й випускається в польоті. Зменшення лобового опору літака при вбиранні шасі перебиває зміна літних характеристик від збільшення ваги конструкції шасі з механізмом вбирання й випускання. На літаках, що мають малі швидкості польоту, застосування шасі, що вбирається, може виявитися недоцільним.

3.7.2 Основні схеми шасі

На літаках застосовуються такі схеми шасі:

- триопорна із заднім розташуванням допоміжної третьої опори 2 (рис. 3.18, а). Основне навантаження на цьому шасі приходить на дві симетрично розташовані головні опори 1 (рис. 3.18, а) спереду центра ваги літака;

- триопорна з переднім розташуванням допоміжної третьої опори 3 (рис. 3.18, б). Основне навантаження у цьому випадку

приходиться на дві головні опори, розташовані за центром ваги літака;

– двоопорна, або велосипедна, з двома підкрильними допоміжними опорами (рис. 3.18, в). При такому шасі основне навантаження приходиться на задню опору, розташовану під фюзеляжем за центром ваги літака. Підкрильні опори 5 не допускають торкання кінців крил поверхні аеродрому при кренах літака під час посадки, руху по аеродрому й на стоянці. На деяких літаках під фюзеляжем устанавлюються по дві задні опори з відстанню між кожною парою опор, що дорівнює ширині фюзеляжу або менша за неї. Така схема шасі теж належить до велосипедної.

Техніка пілотування літака при зльоті й посадці різна при різних схемах шасі й зумовлена в основному положенням головних опор шасі щодо центра ваги літака.

При русі з місця тяга двигунів додатково навантажує опори, розташовані спереду центра ваги. Цю обставину варто враховувати при визначенні виносу головних опор шасі.

При малому виносі вперед головних опор шасі із задньою опорою може відбутися капотування літака. У випадку шасі з передньою опорою або велосипедного шасі додаткове навантаження передньої опори зможе значно вплинути на прохідність літаків на ґрунтових аеродромах (може відбутися заривання передньої опори).

Будь-яка схема шасі допускає зліт з одночасним відривом від аеродрому всіх опор, але при цьому потрібна більша довжина розбігу, а при схемах шасі з передньою або велосипедною опорою – і більша швидкість руху по землі.

Схема трьохопорного шасі з передньою опорою й велосипедним типом з малим навантаженням на передню опору (менше 15% злітної ваги) дозволяють при розбігу при досягненні деякої швидкості перевести літак на найвигідніший кут атаки, тобто відірвати від аеродрому передню опору, після чого розбіг буде тривати на головних опорах до відриву. При велосипедному шасі літак повинен мати ефективні на малих швидкостях елерони, оскільки після відриву передньої опори розбіг відбувається на одній опорі й будь-який крен запобігається елеронами. Літак із трьохопорним шасі з передньою опорою або з велосипедним шасі при розбігу й пробігу має достатню шляхову стійкість (рис. 3.18, а). При триопорному шасі із задньою опорою літак при розбігу стає практично нестійким (рис. 3.18, б) і у випадку дії бічних сил необхідне втручання льотчика.

Посадка літака при будь-якій розглянутій схемі шасі передбачає планерування, вирівнювання, витримування, парашутування й приземлення (рис. 3.19). При шасі із задньою опорою літак

приземлюється одночасно на всі опори – посадка «на три точки».

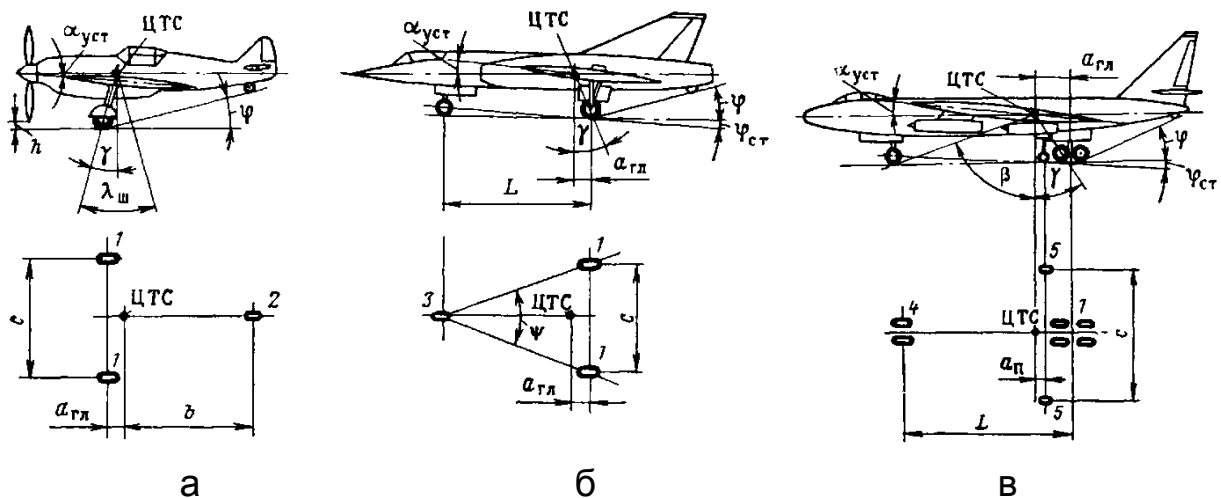


Рисунок 3.18 – Основні схеми і параметри шасі: а – триопорна схема із задньою третьою опорою відносно ЦТ літака; б – те ж з передньою третьою опорою; в – велосипедна схема з підкрильними опорами; 1 – колеса головних опор; 2 – задня додаткова опора; 3 – передня додаткова опора; 4 – передня опора; 5 – підкрильні опори

При триопорному шасі з передньою опорою й велосипедному шасі літак приземлюється на головні опори, а потім зі зменшенням швидкості перевалюється на передню опору.

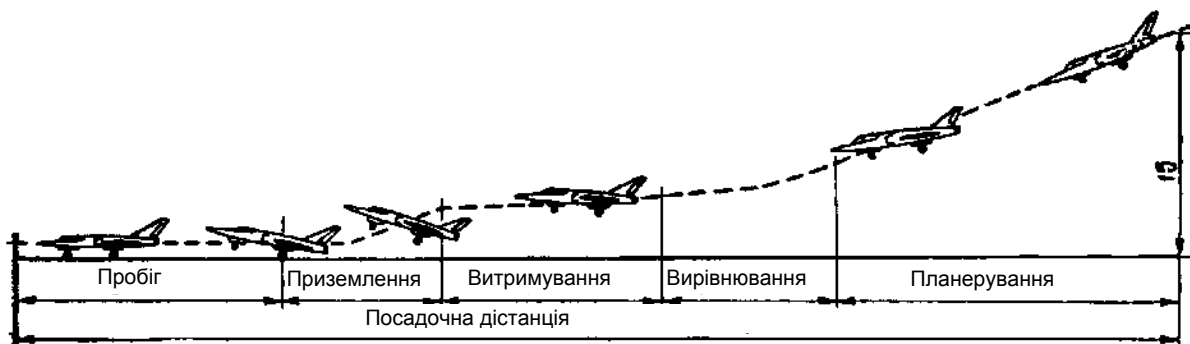


Рисунок 3.19 – Траєкторія посадки літака

На практиці часто застосовуються швидкісні посадки – приземлення з етапу планерування або вирівнювання. При такій посадці літак приземляється або на всі опори одночасно, або на головні опори, а потім при пробігу перевалюється на допоміжну опору. При трьохопорній схемі шасі з передньою опорою й велосипедному шасі після приземлення літака допускається інтенсивне його гальмування будь-якими засобами, на шасі ж із задньою опорою інтенсивність гальмування обмежується.

Для поліпшення керованості літака при русі по аеродрому необхідно або управляти передніми або задніми коліями шасі, або

робити їх таким, що самоорієнтуються. В останньому випадку диференціальним гальмуванням коліс головних опор або дроселюванням тяги двигунів можна створити потрібні моменти для розвороту літака.

На багатьох літаках тільки на рулюванні застосовується керування колісьми передніх ніг шасі (при розбігу й пробігу ці колеса вільно орієнтуються відносно стояка шасі). При схемі шасі із задньою опорою керованість на рулюванні досягається поворотом цього колеса (при розбігу й пробігу для забезпечення шляхової стійкості положення колеса фіксується стопорами).

Та або інша схеми шасі вибираються з урахуванням величини злітної й посадочної швидкості, компоновання літака, умов експлуатації та інших факторів.

Триопорне шасі із задньою опорою

Дана схема шасі через ряд її істотних недоліків (погана шляхова стійкість, неможливість ефективного використання гальм коліс, небезпека капотування, обмеження посадочної швидкості тощо) у цей час застосовується рідко.

Триопорне шасі з передньою опорою

Триопорне шасі з передньою опорою (рис. 3.18, б) забезпечує літаку:

- гарну шляхову стійкість при розбігу й пробігу;
- ефективне використання гальм коліс головних опор для зменшення довжини пробігу після посадки;
- плавний (без відриву від аеродрому) пробіг після приземлення, оскільки сили тертя на колесах головних опор створюють момент, що зменшує кут атаки й, отже, піднімальну силу крила при пробігу;
- майже горизонтальне положення поздовжньої осі літака на стоянці й при рулюванні по землі, що поліпшує огляд на зльоті й посадці, створює зручності для пасажирів і відводить струмись гарячих газів двигунів від поверхні аеродрому.

До недоліків шасі з передньою опорою можна віднести:

- переобважніння й ускладнення передньої опори через більше на неї навантаження й наявність пристроїв, що забезпечують її поворот і демпфірування;
- погіршення прохідності літака на ґрунтових аеродромах;
- зниження безпеки екіпажу при поломках носової опори при розбігу або пробігу;
- можливість виникнення самозбуджувальних коливань

переднього колеса, що вільно орієнтується, і необхідність установадження демпфера.

Для забезпечення необхідної маневреності при русі по аеродрому передня опора виконується такою, що орієнтується, тобто такою, що вільно повертається навколо осі стояка.

Незважаючи на зазначені недоліки, трьохопорне шасі з носовою опорою набуло широкого застосування на літаках різних типів.

Велосипедне шасі

Основні переваги велосипедного шасі:

- проста кінематична схема вбирання шасі у фюзеляж;
- ліпші шляхова стійкість і керованість літака при керованій передній нозі шасі:

- ефективне використання гальм коліс.

Найбільш істотні недоліки такого типу шасі:

- недостатня поперечна стійкість літака на малій швидкості;
- неминуче ускладнення конструкції і, отже, збільшення ваги передньої або задньої опори, зумовлене застосуванням спеціальних пристроїв, що дозволяють збільшити довжину передньої ноги або зменшити довжину задньої, щоб перевести літак на більший кут атаки перед зльотом для скорочення довжини розбігу. На легких літаках з велосипедним шасі можна відмовитися від такого пристрою, якщо навантаження на передню опору буде невелике;

- ускладнення конструкції вузлів фюзеляжу при передачі на них великого навантаження з опор шасі;

- необхідність у спеціальних гондолах на крилі для вбирання ніг підкрильних опор.

3.7.3 Опори шасі

Опори (або ноги) шасі сучасного сухопутного літака складаються з таких конструктивних елементів, пристроїв і механізмів:

- опорний елемент, що передає на землю вагу літака й забезпечує його рух по землі. Це звичайне колесо, лижа, гусеничне пристосування;

- амортизаційний пристрій, що призначений для поглинання кінетичної енергії літака в момент приземлення й при русі по аеродрому;

- механізми вбирання й випуску ніг шасі;

- замки, що фіксують шасі в увібраному й випущеному положеннях;

- різні конструктивно-силові елементи й вузли.

На літаках застосовуються колісне, лижне, гусеничне й комбіноване шасі (рис. 3.20).

Колісне шасі (рис. 3.20, а) у цей час найпоширеніше, причому кожна з його ніг може мати одне колесо або кілька. Таке шасі має ряд достоїнств:

- малий опір руху при розбігу й порівняно великий опір при посадці;

- гарна амортизація завдяки застосуванню пневматиків коліс і спеціальних амортизаторів;

- досить гарна керованість при русі літака по землі при використанні гальм і повороті коліс.

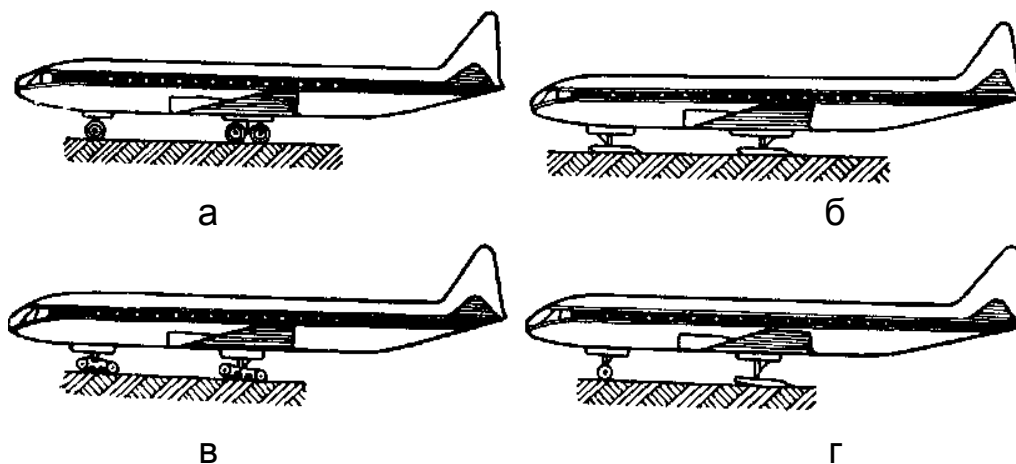


Рисунок 3.20 – Різні типи опор шасі: а – колісне; б – лижне; в – гусеничне; г – комбіноване

Поряд з достоїнствами слід зазначити й недоліки:

- застосування коліс більших габаритів утруднює вбирання шасі, а збільшення тиску в пневматиках погіршує прохідність літака й утруднює його експлуатацію на ґрунтових аеродромах;

- складність конструкції авіаційних коліс і велика їхня вага (близько 1,5...2% злітної ваги літака);

- недостатній ресурс гумово-кордових протекторів коліс, особливо при високих температурах зовнішнього повітря;

- залежність опору руху літака по землі від стану поверхні аеродрому.

Лижне шасі (рис. 3.20, б) застосовується, головним чином, на літаках, призначених для експлуатації на засніжених аеродромах. Останнім часом лижі стали застосовуватися на головних опорах для підвищення прохідності літака на ґрунтових аеродромах. Лижне шасі порівняно з колісним має такі переваги:

- менші габарити й значно менша вага;

- більші ресурс і надійність опор;

– можливість застосування на засніжених і ґрунтових аеродромах;

– істотно менше питоме навантаження на опору.

При визначенні питомого навантаження на опорну поверхню лижі варто керуватися даними про припустимі питомі навантаження на ґрунті покриття.

Недоліки лижного шасі порівняно з колісним такі:

– істотно більше тертя при русі літака й особливо при розбігу під час зльоту;

– менший ступінь амортизації при приземленні літака;

– зниження прохідності по твердому ґрунту з нерівностями;

– складність задоволення вимог з маневреності літака.

Гусеничне шасі (рис. 3.20, в) у СРСР випробовувалося неодноразово. Так, ще в 1935 р. таке шасі було розроблене й установлене на літаку Р-5.

Інтерес до гусеничного шасі пояснюється тими можливостями, які принципово може дати така опора (менший питомий тиск на опору й більш висока прохідність).

Коефіцієнт тертя в гусеничного шасі менше, ніж у лижного, але більше, ніж у колісного. Крім того, таке шасі може експлуатуватися при більш високих температурах, ніж колісне.

Незважаючи на зазначені переваги, гусеничне шасі все ж не одержало поширення через значні недоліки:

– складність конструкції і велика вага;

– недостатня надійність (рухомі з'єднання важко захистити від забруднення й передчасного зношування);

– складність здійснення гальмування гусениць;

– складність запобігання зриву гусениць з напрямних при бічних навантаженнях шасі.

Комбіноване шасі (рис. 3.20, г) може мати всі опори з колесом і лижою, або одні опори забезпечуються тільки лижами, інші – тільки колісьми.

У першому випадку положення лижі може змінюватися, щоб при необхідності використати колесо. На аеродромах із твердим покриттям використовуються колеса, при сніжному покритті й м'якому ґрунті – лижі або спільно лижі й колеса.

Прикладом комбінованого шасі служить шасі з лижами на головних опорах і колесом – на передній опорі.

4 СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ЛІТАКОМ

4.1 Призначення систем керування й вимоги, що ставляться до них

Системи керування літаком можна поділити на основну систему керування, призначену, головним чином, для зміни траєкторій руху літака, його балансування й стабілізації на заданих режимах польоту, системи керування агрегатами літака (двигунами, шасі, закрилками, гальмовими щитками, повітрязабірниками, реактивним соплом та ін.)

Системи керування агрегатами розглядаються в спеціальних курсах, при вивченні силових установок і енергетичних систем літака як джерел енергії для випуску й вбирання шасі, закрилків та ін. Тому нижче для спрощення викладу термін «система керування літаком» будемо відносити тільки до основної системи керування

Система керування сучасним літаком являє собою сукупність електронно-обчислювальних, електричних, гідравлічних і механічних пристроїв, що забезпечують вирішення таких завдань:

- пілотування літака (зміна траєкторій польоту) льотчиком у неавтоматичному й напівавтоматичному режимах;
- автоматичне керування літаком на режимах і етапах польоту, передбачених ТТТ;
- створення достатньої потужності для відхилення органів керування;
- реалізація на літаку необхідних (заданих) характеристик стійкості й керованості літака;
- стабілізація встановлених режимів польоту;
- підвищення безпеки польоту шляхом своєчасного оповіщення екіпажу про наближення до небезпечного (за швидкістю, висотою, перевантаженням, кутом атаки, ковзанням й креном та іншими параметрами) режиму польоту й видачі команд на відхилення органів керування, що перешкоджають виходу на ці режими.

Для зміни траєкторії руху літака в польоті потрібно змінювати сили й моменти, що діють на нього. Процес зміни сил і моментів, що діють на літак, а також створюються відхиленням у польоті органів керування, називається процесом керування.

Залежно від ступеня участі в процесі керування людини системи керування можуть бути неавтоматичними, напівавтоматичними, автоматичними й комбінованими

Системи, у яких людина (звичайно – льотчик) виробляє необхідні керуючі імпульси (сигнали) і за допомогою тільки своєї мускульної енергії пускає в хід органи керування, забезпечуючи цим самим зміну траєкторії руху літака в потрібному напрямку, називають

неавтоматичними. Такі системи містять важелі керування (ВК) – ручку або штурвал 2 (рис. 4.1), педалі 1, відхиленням яких льотчик уводить у систему керуючі сигнали й здійснює їхнє дозування, органи керування (елерони 3, КВ 4 і КН 5), відхилення яких відповідно до керуючих сигналів (відхиленням ВК) створює необхідні для зміни траєкторії польоту сили й моменти, проводку керування, що з'єднує ВК з органами керування.

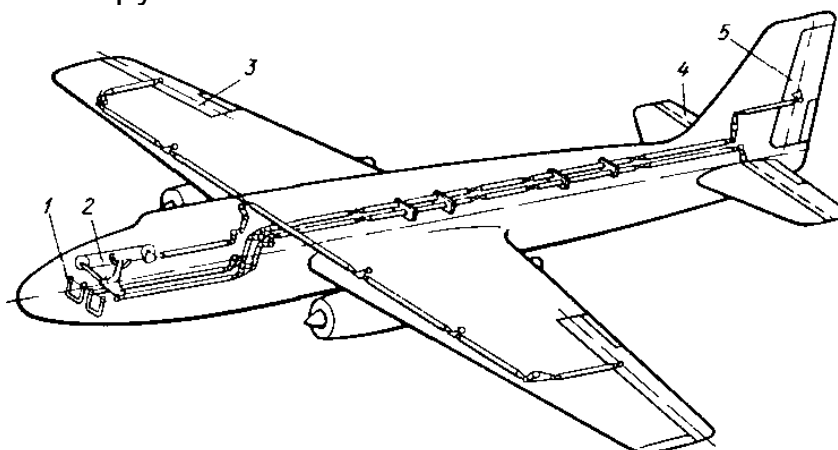


Рисунок 4.1 – Елементи системи неавтоматичного керування літаком

Системи, у яких необхідні керуючі сигнали вводяться льотчиком за допомогою відхилення ВК і у яких, крім ВК, органів керування й проводки керування, є ще цілий ряд механічних, гідравлічних і електричних пристроїв і силових приводів рулів (бустерів), що перетворюють керуючі сигнали у відхилення органів керування, називаються напівавтоматичними. Ці системи полегшують льотчикові керування літаком і підвищують якість керування

В автоматичних системах керуючі сигнали формуються комплексом автоматичних пристроїв (автопілотом або іншими автоматичними системами, що забезпечують в автоматичному режимі виконання окремих етапів польоту – наприклад, етап наведення, заходу на посадку та ін.). Далі ці імпульси, як і в напівавтоматичних системах, перетворюються силовими приводами у відхилення органів керування.

На сучасних літаках частіше застосовують різні комбінації цих систем керування. Так, наприклад, на літаках з невеликими дозвуковими швидкостями польоту характерне застосування неавтоматичної системи керування у сполученні з автопілотом, що вивільняє льотчика від безпосереднього керування літаком при тривалому польоті. На швидкісних літаках характерне насичення системи керування різними автоматичними пристроями й потужними силовими приводами, що забезпечують вирішення усього (або більшої частини) перерахованого вище комплексу завдань.

Однак успіхи в розвитку електронної техніки й розроблення багатоканальних приводів високої надійності в останні роки створили технічну базу для заміни численних автоматичних і напіваавтоматичних систем з їхніми датчиками, обчислювачами й виконавчими механізмами єдиною потужною багаторазово резервованою автоматичною бортовою системою керування (АБСК), що виконує усі їхні функції. Але й у цих системах не виключені участь людини, ВК, органи керування й проводка керування.

Якщо всі пристрої системи керування розміщені на борту літака, то такі системи називаються автономними. Незважаючи на явні достоїнства літаків з такими системами, на багатьох типах літаків частина пристроїв системи керування (особливо ті, що потребують потужних джерел енергії, великого об'єму для свого розміщення, мають більшу масу, а також можуть одночасно обслуговувати кілька літаків) переноситься на землю. У цьому випадку частина функцій бортової системи керування передається наземним пристроям (наприклад, пристроям системи наведення, навігації, сліпої посадки та ін.). Такі вирішення доцільні для літаків з точки зору економії маси, об'єму, а головне – підвищення ефективності їхнього використання й зниження вартості.

Роль людини в системі керування літаком визначається тим, що він є одним з елементів замкнутого контуру керування «льотчик – система керування – літак». Характеристики системи керування, сама якість цієї системи визначаються характеристиками основних елементів, що входять у контур керування – людини, системи керування й літака як об'єкта керування, їхнім взаємозв'язком і взаємною відповідністю. Ось чому характеристики можливостей людини як елемента такого контуру поряд з типом і призначенням літака визначають вид, структуру, а також багато в чому й характеристики самої системи керування, що встановлюється на літаку.

Спрощено людину (льотчика) можна розглядати як систему автоматичного регулювання, що складається з трьох взаємозалежних елементів (рис. 4.2):

- органів чуття, які виконують роль датчиків, що сприймають сигнали неузгодженості між заданими й дійсними значеннями параметрів польоту при зміні фізичних відчуттів (зусиль на ВК, положення обр'єму й показань приладів),

- центральної нервової системи, що оброблює інформацію від органів чуття (оцінюється величина й знак неузгодженості параметрів польоту) і на підставі досвіду пілотування виробляє рішення, спрямовані на усунення неузгодженостей (командні сигнали

для руху скелетно-м'язових механізмів, що виконують функції виконавчих органів і енергетичної системи, які перетворюють командні сигнали в переміщення ВК із зусиллями, достатніми для відхилення органів керування на кути, необхідні для зміни параметрів польоту й усунення помічених неузгодженостей.

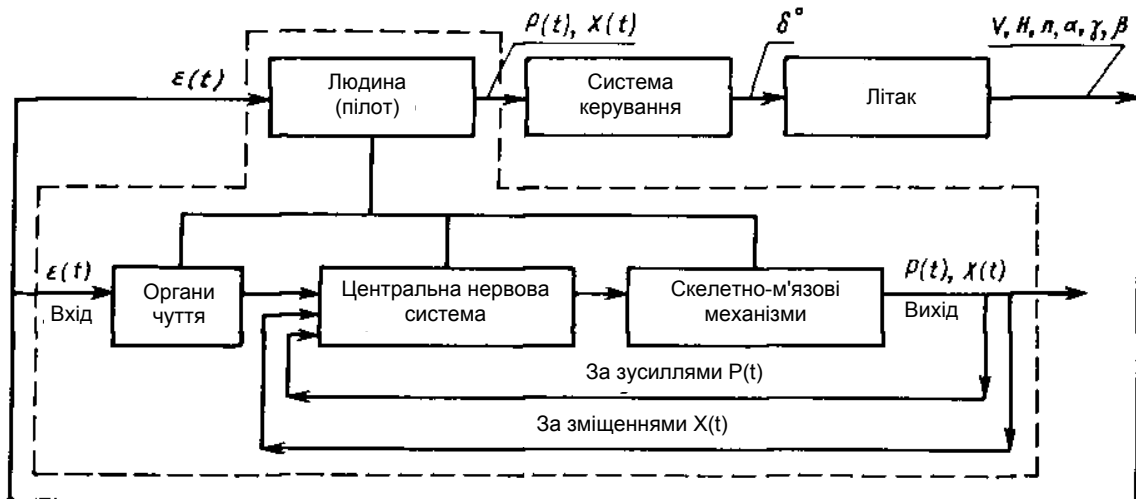


Рисунок 4.2 – Контур керування людина – система керування

Центральна нервова система може виконувати також функції задавального пристрою за інформацією, отриманою з польотних документів, по каналах зв'язку, візуально або від інших органів почуттів.

Швидкість і точність керуючих зусиль і їхня відповідність керуючим імпульсам знижуються зі збільшенням перевантажень у польоті, кисневим голодуванням, збільшенням частоти пульсу при ускладненні повітряної обстановки, при збільшенні швидкості зміни висоти, крену, курсу та інших параметрів польоту при одночасній зміні відразу декількох параметрів. Час запізнювання реакцій льотчика – 0,2...0,3 с у нормальних умовах польоту і до 3...5 с – при несподіваній для нього зміні обстановки. Усе це обмежує можливості використання льотчика для безпосереднього керування на надзвукових літаках і літаках з великою біязвуковою швидкістю і потребує введення в систему керування різних автоматичних пристроїв, що здійснюють функції керування літаком більш чітко й без обмежень, властивих людині. Крім того, недостатня потужність м'язів і їхня швидка стомлюваність потребують введення в систему керування різних підсилювачів потужності з енергетичними й слідкуючими системами. З цих причин безпосереднє керування літаком льотчиком у неавтоматичному режимі доцільне тільки на літаках з невеликою дозвуковою швидкістю польоту. В усіх інших випадках присутність льотчика (штурмана) на борту літака дає

можливість більш ефективно використати літак у швидко мінливій, що не піддається прогнозам, повітряній обстановці, коли автоматичне керування літаком, з одного боку, дозволяє екіпажу більше уваги приділяти складним умовам польоту. З іншого боку, екіпаж може вчасно помітити й усунути несправності в автоматичній системі керування й відхилення від нормального режиму польоту. Усе це дозволяє підвищити безпеку польоту.

Система керування в певних межах має забезпечувати значення характеристик керуваності й стійкості літака залежно від його типу, вагової категорії й діапазону швидкостей для того, щоб літак міг виконувати в заданих умовах експлуатації усі завдання, передбачені його призначенням. Ця основна вимога має виконуватися при дотриманні загальних до всіх частин і агрегатів літака вимог мінімуму маси системи, високої надійності й безпеки польоту, живучості, зручностей огляду, експлуатації й ремонту.

Специфічні для системи керування вимоги:

– кути відхилення органів керування повинні забезпечувати з деяким запасом можливість польоту на всіх необхідних польотних і злітно-посадочних режимах. Крайні положення органів керування мають обмежуватися упорами, що витримують розрахункові навантаження;

– деформація фюзеляжу, крил, оперення і проводки механічного керування не повинна призводити до зниження максимально можливих кутів відхилення органів керування і їхньої ефективності або спричинити хоча б короткочасне заклинювання системи керування;

– величина максимальних короткочасних зусиль на ВК, потрібних для пілотування літака, залежить від типу й маси літака й не повинна перевищувати 500...600 Н у поздовжньому керуванні, 300...350 Н – у поперечному керуванні, 900...1050 Н – у шляховому керуванні. Зусилля на ВК мають наростати плавно й повинні бути спрямовані убік, протилежну руху ВК. На тривалих режимах польоту повинне забезпечуватися балансування літака не тільки за моментами, але й за зусиллями на ВК, система керування має працювати плавно, без заїдань, автоколивань і небезпечних вібрацій, що загрожують міцності й (або) які ускладнюють пілотування. У проводці системи керування не повинно бути люфтів;

– розміщення механізмів тяг, тросів та інших деталей системи керування має виключати можливість зіткнення їх з іншими деталями і тертя рухомих частин системи керування об елементи конструкції літака, ушкодження або заклинювання в процесі експлуатації (вантажами, пасажирами тощо). Величина сил тертя в проводці

керування, що передаються на РК, також залежить від типу й маси літака й не повинна перевищувати 30...70 Н. При більших значеннях цих сил у системі керування треба передбачати компенсатори сил тертя, що знімають це навантаження з ВК;

– мають бути передбачені заходи, що виключають можливість роз'єднання елементів проводки механічного керування, знеструмлення або зниження тиску в енергетичних частинах системи;

– для забезпечення високої безпеки польотів необхідно, щоб система керування містила пристрої, що не допускають виходу літака на небезпечні режими польоту й вчасно сигналізують про наближення таких режимів;

– має бути виключене попадання в систему керування сторонніх предметів;

– повинна бути забезпечена незалежність дій органів керування по крену й тангажу при відхиленні ручки або штурвала.

У систему керування сучасними літаками незалежно від ступеня її складності й насиченості автоматикою й приводами як основні й обов'язкові елементи входять органи керування, розташовані на крилі й оперенні, командні пости керування з важелями керування, що знаходяться у кабіні екіпажу, і проводка керування, що з'єднує важелі керування та інші елементи системи керування з органами керування.

5 СИЛОВІ УСТАНОВКИ

5.1 Призначення силових установок і вимоги, що ставляться до них

Силова установка на літаку являє собою сукупність двигуна з його агрегатами, систем і пристроїв, що забезпечують надійну роботу двигуна в процесі його експлуатації.

У силову установку входять:

1) двигун (поршневий, турбогвинтовий, турбовентиляторний, турбореактивний, прямоточний повітряно-реактивний, ракетний та ін.) з агрегатами й системами запуску й керування;

2) повітряний гвинт (для силових установок з поршневими й турбогвинтовими двигунами);

3) моторна рама або інший вид підвіски й кріплення двигуна до літака;

4) капоти, обтічники, гондоли;

5) системи живлення двигуна паливом і мастилом з баків;

6) системи охолодження двигуна і його агрегатів;

7) пристрої для всмоктування повітря і вихлопу відпрацьованих

газів;

8) системи керування і контролю роботи різних агрегатів;

9) протипожежні пристрої;

10) протиобліднювальні пристрої.

Особливості силових установок визначаються типом двигуна, що обирається конструктором на підставі технічних вимог, пропонованих до проектованого літака.

У цей час на літаках застосовуються силові установки з різними типами двигунів.

Силові установки з газотурбінними двигунами. Основні типи газотурбінних двигунів:

а) турбореактивні двигуни (ТРД) з осьовими компресорами. Сила тяги створюється за рахунок реакції газів, що випливають із сопла. Установлення турбореактивних двигунів з форсажною камерою істотно розширило область (за швидкостями і висотами) застосування таких двигунів на сучасних швидкісних літаках;

б) турбогвинтові двигуни (ТГД). Сила тяги цих двигунів створюється повітряним гвинтом і частково реакцією газів, що випливають із сопла. Такий двигун має ліпші тягові характеристики на швидкостях польоту до 700...800 км/год, ніж ТРД. Однак зі збільшенням швидкості польоту характеристики ТРД поліпшуються і, починаючи зі швидкостей понад 800 км/год, питома тяга стає більше, а питома витрата палива менше, ніж у ТГД;

в) турбовентиляторні двигуни (ТВРД) мають ліпшу економічність на біязвукових швидкостях (900...1100 км/год) польоту, ніж ТГД і ТРД.

Силові установки з прямоточними повітряно-реактивними двигунами (ППРД). Областю доцільного застосування ППРД є високі швидкості (понад 3000 км/год) польоту. При швидкостях понад 3000 км/год ППРД за своїми характеристиками перевершують усі інші типи повітряно-реактивних двигунів. Достоїнством цих двигунів є їхня відносно мала питома вага (приблизно вдвічі менша, ніж у ТРД), а також менша лобова поверхня.

Силові установки з рідинними ракетними двигунами (РРД). РРД відрізняються від повітряно-реактивних насамперед тим, що вони працюють на суміші, що складається з рідкого горючого й рідкого окислювача, що розташовується на борту. Вагові й габаритні характеристики цих двигунів значно ліпші, ніж інших авіаційних двигунів, але вони мають більші питомі витрати горючої суміші. Це обмежує застосування РРД на літаках з дозвукowymi швидкостями польоту. Разом з тим такі якості цих двигунів, як більша тяга при

малих габаритах і вазі, дають можливість застосовувати їх для винищувачів-перехоплювачів як додатковий двигун (прискорювача). Крім того, тяга РРД із підйомом на висоту залишається незмінною, у той час як у всіх двигунів, що використовують як окислювач атмосферний кисень, тяга зі збільшенням висоти падає.

Завдяки малим габаритам РРД порівняно легше розміщуються усередині фюзеляжу або крила, не порушуючи їхні зовнішні форми.

Силові установки з поршневыми двигунами (ПД) з рідинним і повітряним охолодженням. Ці двигуни разом з повітряним гвинтом утворюють гвинтомоторну групу (ГМГ), що і створює силу тяги, необхідну для зльоту й польоту літака. Економічність такої установки на малих швидкостях польоту зумовлює доцільність їхнього застосування.

Комбіновані силові установки. Зустрічаються літаки, що мають комбіновану силову установку, яка складається з турбореактивного (ТРД) і прямооточного (ППРД) двигунів або ТРД і РРД і тощо. Літак при такій силовій установці виконує політ, використовуючи переваги кожного двигуна на даному режимі. Так, наприклад, зліт і політ можуть відбуватися за допомогою турбореактивного двигуна, а для досягнення більших швидкостей і висот включається додатковий ракетний двигун (РРД).

Зразкові області застосування двигунів різних типів на літаках залежно від швидкості й висоти польоту показано на рис. 5.1.

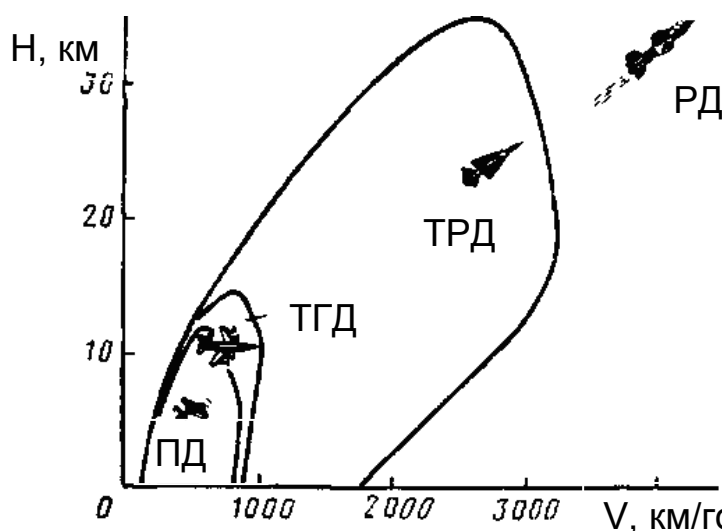


Рисунок 5.1 – Области застосування двигунів різних типів на літаках

До силових установок незалежно від їхнього типу й місця розташування на літаку, ставляться такі основні вимоги:

- 1) вигідне з аеродинамічної точки зору компонування;
- 2) мінімальна витрата потужності на подолання опору, пов'язаного з роботою самої силової установки, і мінімальні втрати в

системах всмоктування й вихлопу;

3) поглинання вібрацій двигуна й гвинта елементами їхнього кріплення до літака;

4) компенсація температурних деформацій у вузлах кріплення двигуна (особливо при установленні його усередині крила або фюзеляжу);

5) зручність монтажу, легкий доступ до всіх частин двигуна і його устаткування, що потребує періодичного огляду й регулювання;

6) забезпечення живучості всієї силової установки;

7) можливість локалізації пожежі при її виникненні в межах відсіку двигуна. Пожежні перегородки повинні в цілому надійно захищати конструкцію агрегата літака від поширення пожежі.

Крім того, двигун повинен мати можливо більшу потужність або тягу й висотність при можливо меншій вазі, надійно працювати в межах встановленого строку служби, легко запускатися у будь-яку погоду й на різних висотах, мати можливо менші габарити, малу питому витрату палива й гарну прийомистість, тобто здатність швидко змінювати число обертів.

5.2 Розташування двигунів на літаку

Двигуни можуть розміщуватися у фюзеляжі, на крилі й у гондолах, встановлених під крилом або на хвостовій частині фюзеляжу.

Якщо на літаку встановлений один поршневий двигун з тягнучим гвинтом або турбогвинтовий двигун зі співвісним тягнучим гвинтом, то звичайно він розміщується в носовому відсіку фюзеляжу (рис. 5.2, а, б). При такому розташуванні двигуна порівняно просто вирішується компонування всієї силової установки й кріплення двигуна до фюзеляжу, але утруднене встановлення передньої ноги шасі.

Для додання передній частині фюзеляжу більшої загостреності, що необхідно для зменшення опору, двигун іноді встановлюється за кабіною льотчика (рис. 5.2, в). Це дозволяє використати передню частину фюзеляжу для розміщення передньої ноги шасі, однак вага силової установки при цьому зростає через подовження вала.

При застосуванні силової установки із штовхаючим гвинтом поршневий двигун розташовують у хвостовій частині гондоли (рис. 5.2, г), опір літака зменшується, оскільки фюзеляж і центроплан не обдуваються потоком від гвинта, однак при цьому збільшується висота шасі (за умови забезпечення зазору між кінцем лопаті гвинта й землею в стоянковому положенні), погіршується охолодження двигуна при роботі його на землі, зростає небезпека для льотчика

потрапити у гвинт при залишенні літака під час аварії.

Дво- і чотирипоршневі або турбогвинтові двигуни з одинарним гвинтом (рис. 5.3, а, б) або турбогвинтові двигуни з одинарними або співвісними гвинтами (рис. 5.3, в, г) звичайно розташовують у крилі. Це зменшує вагу конструкції крила, оскільки масові сили двигунів діють у бік, протилежний аеродинамічним навантаженням, отже, згинальний момент, що діє в кореневому перетині крила, зменшується.

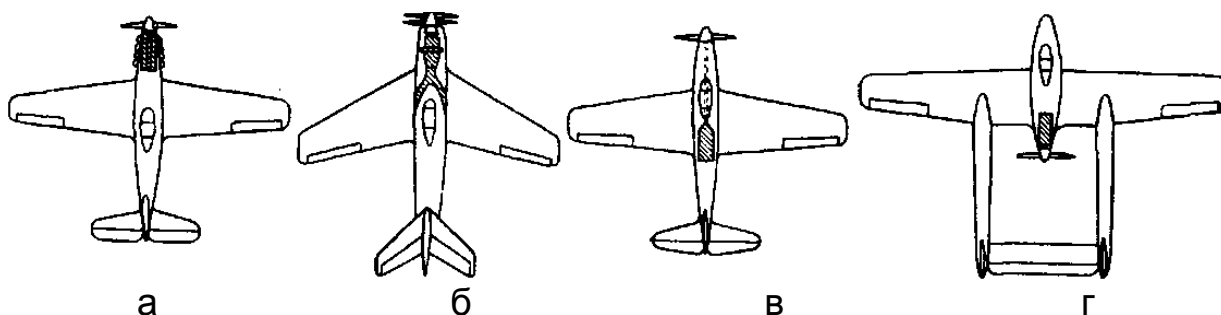


Рисунок 5.2 – Схема розташування поршневих і турбогвинтових двигунів у фюзеляжі й центральній гондолі: а, б – у носовому відсіку; в – за кабіною льотчика; г – у хвостовій частині гондoli.

Для досягнення білзвуккових і надзвуккових швидкостей польоту на літаках встановлюють реактивні й ракетні двигуни різних типів.

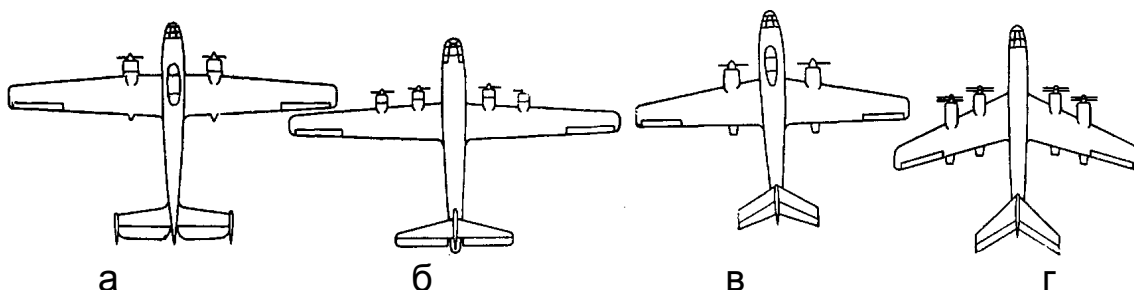


Рисунок 5.3 – Схема розташування поршневих і турбогвинтових двигунів на крилі: а, б, в, г – різні варіанти

На літаках невеликих розмірів двигуни звичайно розміщують у хвостовому відсіку фюзеляжу (рис. 5.4, а, б). Вісь вихлопного сопла двигуна часто збігається з віссю хвостового відсіку фюзеляжу й проходить через центр ваги літака, тому балансування літака при зміні режиму роботи двигуна майже не порушується. З метою забезпечення установлення й зняття двигуна необхідно конструкцію хвостового відсіку фюзеляжу виконувати рознімною, а для доступу до двигуна і його агрегатів в обшивці виконувати невеликі люки з легкознімними кришками.

Істотним недоліком розташування турбореактивних двигунів у

хвостовому відсіку фюзеляжу є збільшення довжини каналів, що підводять повітря до двигуна, у результаті чого помітно збільшуються втрати тяги.

Іноді для короткочасного збільшення максимальної швидкості польоту у хвостовому відсіку фюзеляжу встановлюють прискорювачі (рис. 5.4, в). Як прискорювачі в цей час використовуються ракетні двигуни, переважно РРД.

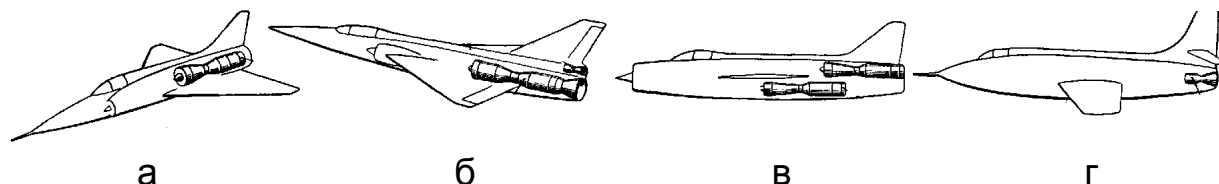


Рисунок 5.4 – Схема розташування турбореактивних і ракетних двигунів у хвостовій частині фюзеляжу: а, б, в, г – різні варіанти

Літаки, призначені для польотів на більших швидкостях і висотах, забезпечуються потужними ракетними двигунами, які звичайно розташовуються у хвостовому відсіку фюзеляжу (рис. 5.5, г).

Якщо на літаку два, чотири й більше реактивних двигунів, вони звичайно розміщуються на крилі або зовні на фюзеляжі. Компонування двигунів на крилі можуть бути різним. Так, з метою зменшення опору ліпше двигуни розташовувати в найбільш товстій частині крила, тобто поблизу фюзеляжу (рис. 5.5, а). Крім того, при такому розташуванні двигунів простіше здійснити політ з непрацюючим двигуном (менше розгортальний момент від несиметричної тяги).

Можливе установлення ТРД під крилом на деякій відстані від кореня крила (рис. 5.5, б). У цьому випадку гондоли двигунів можуть бути використані для вбирання ніг шасі. Однак таке розташування двигунів збільшує опір крила й знижує ефект стрілоподібності. На сучасних літаках двигуни часто розташовують під крильми на пілонах (рис. 5.5, в). Таке розташування двигунів раціонально з погляду аеродинаміки, оскільки в цьому випадку значно зменшується інтерференція між гондолою двигуна й крилом. Однак конструкція гондол, пілонів і елементів кріплення виходить досить складною й важкою. Великим недоліком є також близьке розташування повітрозбірників до землі, що призводить до швидкого зношування деталей і агрегатів двигуна внаслідок попадання у всмоктувальну систему пилу й піску.

Найбільш вигідне розташування двигунів – на кінцях крила (рис. 5.5, д). У цьому випадку не погіршуються аеродинамічні

характеристики крила й зменшується вага його конструкції внаслідок розвантаження. Однак політ на одному двигуні при такій схемі фактично неможливий через великий розгортальний момент. Для усунення зазначеного недоліку встановлюють додатковий двигун у хвостовому відсіку фюзеляжу. При відмові одного з кінцевих двигунів відключається й другий, а політ триває на одному двигуні, розташованому у хвостовому відсіку (рис. 5.5, д).

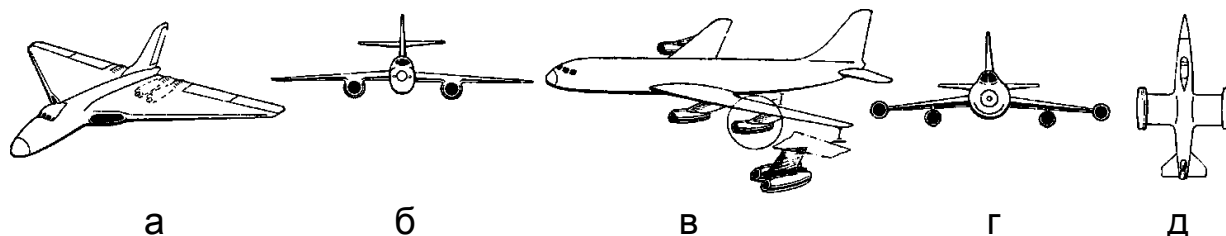


Рисунок 5.5 – Схема розташування ТРД на крилі: а – біля бортів фюзеляжу; б – на деякій відстані від бортів фюзеляжу; в – під крилами на пілонах; г, д – на кінцях крила

Розташування двох або чотирьох двигунів у спеціальних гондолах по бортах хвостової частини фюзеляжу (рис. 5.6, а, б) має свої особливості. Насамперед при такому компонуванні двигунів різко зростає пожежна безпека й зменшується шум у кабінах пасажирів і екіпажу. Крім того, поліпшується аеродинаміка крила, з'являється можливість розташувати механізацію крила по всьому розмаху. По висоті фюзеляжу двигуни можна розташувати так, щоб тяга їх проходила поблизу центра ваги літака, що зменшує вплив роботи двигунів на поздовжнє балансування літака.

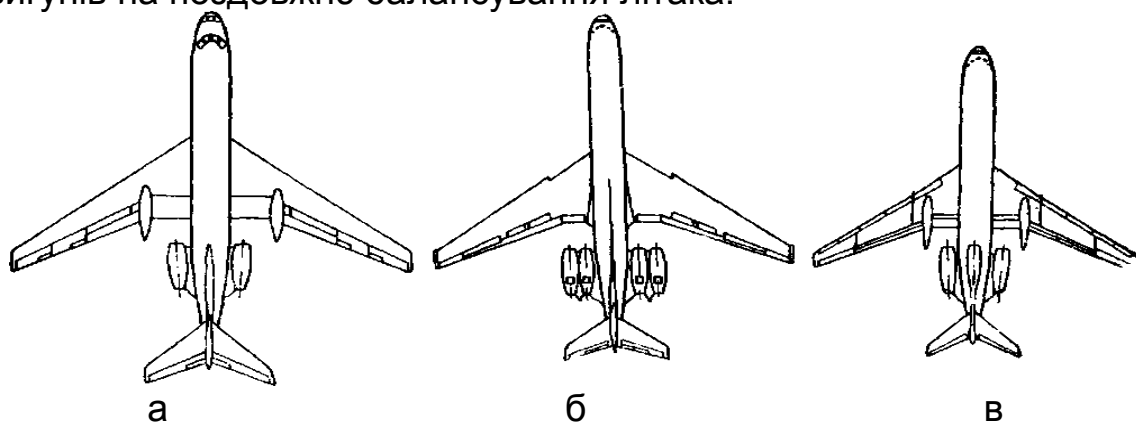


Рисунок 5.6 – Схема розташування ТРД у хвостовій частині фюзеляжу: а, б, в – різні варіанти

Недоліком такої схеми є збільшення ваги крила (на 2...4%), оскільки відсутнє розвантаження крила масовими силами двигунів. Незважаючи на це, зазначена схема останнім часом широко застосовується.

Одночасно з двигунами, розташованими в гондолах на хвостовій частині фюзеляжу, іноді усередині фюзеляжу розміщують додатково двигун (рис. 5.6, в).

5.3 Класифікація реактивних двигунів

Усі авіаційні двигуни належать до теплових машин, що використовують для створення тяги реактивний принцип руху.

Двигуни, що використовують реактивний принцип руху, можна поділити на чотири основних класи.

1. Ракетні двигуни, що створюють тягу за рахунок зміни кількості руху самої системи. Робота ракетних двигунів принципово не залежить від навколишньої атмосфери, оскільки й окислювач, і паливо знаходяться на борту ракети. Ракети – єдино можливий апарат для польотів у космічному просторі.

2. Двигуни, що створюють реакцію прямої дії і, відповідно, тягу за рахунок зміни кількості руху продуктів згоряння палива - у цьому типі двигуна окислювачем є повітря.

3. Двигуни, що створюють реакцію непрямої дії. При цьому тяга виникає як результат зміни кількості руху повітря, «приєднаного» повітряним гвинтом.

4. У двигунах може одночасно сполучатися пряма й непряма реакція. У цьому випадку тяга створюється за рахунок зміни кількості руху продуктів згоряння палива й приєднаних мас повітря.

Ракетні двигуни залежно від типу паливної композиції (паливо й окислювач) прийнято ділити на рідинні ракетні двигуни (РРД), твердопаливні ракетні двигуни (РДТП), гібридні ракетні двигуни (ГРД) (рис. 5.7).

У рідинних ракетних двигунах паливо й окислювач перебувають у рідкому агрегатному, стані. Компоненти палива, що застосовуються в РРД, досить різноманітні. Як окислювачі використовують рідкий кисень, азотну кислоту, чотириокись азоту, як горюче – етиловий спирт, гідразин, диметилгідразин, пентаборан, рідкий водень та ін. У більшості випадків компоненти рідких палив токсичні й вибухонебезпечні, тому експлуатація РРД потребує спеціальних запобіжних заходів. У твердопаливних ракетних двигунах (РДТП) паливо й окислювач знаходяться у єдиному моноблоці у твердому агрегатному стані. РДТП через відсутність компонентів, що дозволяють здійснити охолодження двигуна, мають обмежений час роботи й застосовуються як стартові двигуни й ракет спеціального призначення. Як тверді палива можуть застосовуватися нітрогліцеринові порохи й сумішеві тверді ракетні палива, що складаються з окислювача (найчастіше перхлорату амонію) і

сполучного горючого (епоксидної смоли, поліефірних смол, поліуретанових сполучень тощо).

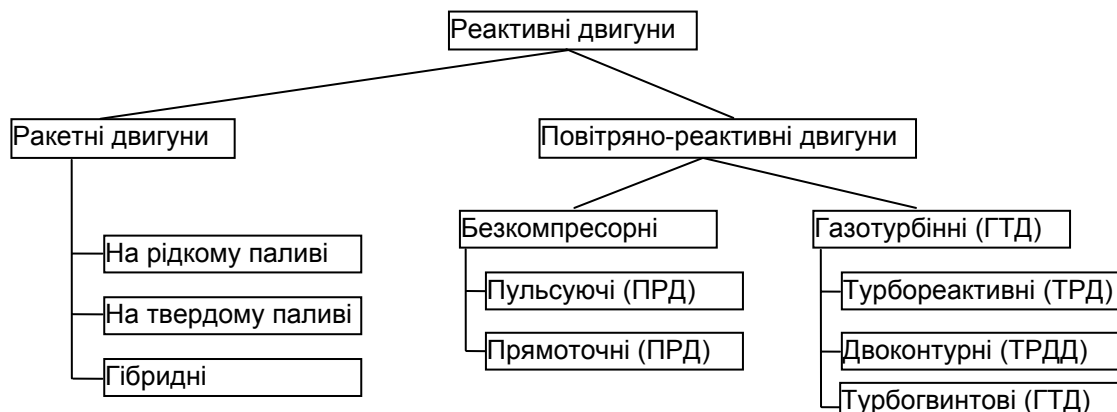


Рисунок 5.7 – Класифікація авіаційних двигунів

У гібридних ракетних двигунах (ГРД) один з компонентів – окислювач або паливе – перебуває у твердому агрегатному стані, а інший – у рідкому. Гібридні двигуни не знайшли широкого застосування й використовуються для вирішення дослідницьких і спеціальних завдань.

Реактивні двигуни, що утворюють лише реакцію прямої, непрямої й змішаної дії, і такі, що використовують як окислювач повітря, прийнято називати повітряно-реактивними двигунами (ПРД). Залежно від способу, що застосовується для стискання повітря, розрізняють безкомпресорні й компресорні повітряно-реактивні двигуни.

Безкомпресорні двигуни можуть бути прямоточні й пульсуючі. Прямоточні ПРД (ППРД) мають досить просту конструктивну схему й складаються із вхідного пристрою (дифузор), камери згоряння і реактивного сопла. Під час польоту за рахунок швидкісного стискання відбувається підвищення тиску повітря. Загальмоване у дифузорі повітря зі швидкістю не більше 50...60 м/с надходить у камеру згоряння, куди через форсунки безупинно подається паливе. Підведення тепла в прямоточних ПРД відбувається практично при постійному тиску (ізобарно). Газоподібні продукти, нагріті в камері до високої температури, розширюючись у реактивному соплі, впливають із нього зі швидкістю, що значно перевищує швидкість польоту. У результаті зміни кількості руху робочого тіла створюється тяга, необхідна для польоту. Прямоточні ПРД доцільно використовувати на швидкостях, що відповідають 2...2,5 М і більше, оскільки при менших значеннях числа Маха підвищення тиску повітря за рахунок швидкісного стиску недостатньо для ефективної роботи двигуна.

Ппульсуючі ПРД мають спеціальні клапани на вході (а іноді й на виході), які закриваються під час згоряння палива. Гази, що утворилися, з великою швидкістю випливають із сопла двигуна. Потім впускні клапани відкриваються і в камеру надходить нова порція повітря. Ппульсуючі ПРД не одержали поширення через труднощі конструктивного виконання надійних клапанів.

Безкомпресорні ПРД (в основному прямоточні двигуни) використовуються як двигуни літаків-снарядів, крилатих ракет і керованих снарядів.

Найбільше поширення одержали компресорні ПРД. Успіхи в розвитку матеріалознавства й організації робочого процесу привели до створення турбокомпресорних двигунів, у яких компресор приводиться в обертання спеціальною турбіною. Ця група повітряно-реактивних двигунів одержала назву газотурбінних (ГТД).

У цивільній авіації застосовуються в основному газотурбінні двигуни.

Будь-який газотурбінний двигун можна розглядати, по-перше, як теплову машину, у якій за рахунок енергії, що виділяється при згорянні палива (гас), виробляється певна корисна робота; по-друге, як засіб перетворення роботи циклу в корисну роботу сили тяги.

Аналізуючи газотурбінний двигун на загальному рівні, немає необхідності враховувати тип двигуна, оскільки в основі всіх газотурбінних двигунів лежить той самий цикл: з ізобарним (в ідеальному випадку) підведенням і відведенням тепла. Отже, газогенераторна частина (газогенераторний модуль) усіх ГТД повинна містити ідентичні вузли, послідовність процесів, що відбуваються у такий спосіб.

Повітря, попередньо стиснуте за рахунок швидкісного напору через вхідний пристрій 1 (рис. 5.8), надходить у компресор 2, де відбувається його подальше стискання. Стиснуте до певного тиску повітря надходить у камеру 3, куди впорскується паливо й відбувається згоряння паливно-повітряної суміші: повітря і газу.

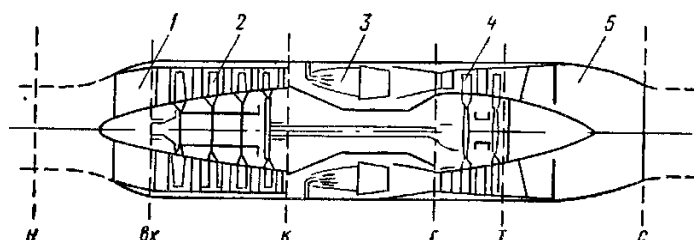


Рисунок 5.8 – Турбореактивний двигун: 1 – вхідний пристрій; 2 – компресор; 3 – камера згоряння; 4 – турбіна; 5 – вихідний пристрій

Газоподібні продукти, що утворилися в камері згоряння, і що

мають високі температуру й тиск, надходять у робочий тракт газової турбіни 4, де при розширенні енергія продуктів згорання перетворюється в механічну роботу обертання ротора турбіни. Подальше перетворення енергії потоку відбувається в реактивному соплі 5.

У результаті здійснення перелічених процесів виробляється корисна робота циклу.

Різні типи ГТД відрізняються способом перетворення роботи циклу в роботу сили тяги.

У турбореактивному двигуні (ТРД) робота термодинамічного циклу використовується тільки для збільшення кінетичної енергії робочого тіла.

У турбогвинтовому двигуні (ТГД) корисна робота термодинамічного циклу використовується в основному для обертання повітряного гвинта й лише незначна її частина використовується для збільшення кінетичної енергії робочого тіла.

У двоконтурному турбореактивному двигуні (ДТРД) корисна робота термодинамічного циклу використовується для збільшення кінетичної енергії робочого тіла в першому контурі й повітря – у другому.

6 МАТЕРІАЛИ, ЩО ЗАСТОСОВУЮТЬСЯ В АВІАБУДУВАННІ

Прискорення науково-технічного прогресу в машинобудуванні, у тому числі й авіаційному, нерозривно пов'язане з ефективним застосуванням традиційних матеріалів і матеріалів, що заново розроблені.

До початку 20-х років основними матеріалами в авіації були деревина, фанера й полотно. У 1922 році на Кольчугінському заводі почали виробництво алюмінієвого сплаву, названого кольчугалюмінієм. Випускалися різні напівфабрикати – листи, гофровані листи, профілі, труби.

Кольчугалюміній відрізнявся від німецького дуралюміна вмістом нікелю, міді й марганцю.

У 1923 році алюмінієві сплави були застосовані в легкому спортивному літаку Ант-1. Конструкція була змішана – дерево й дюраль. З дюралю виготовляли нервюри крила, фюзеляж і оперення. Першим радянським суцільнометалевим літаком був транспортний літак Ант-2. У 1924 році з кольчугалюмінію побудували важкий суцільнометалевий моноплан Ант-4. На одному з них – на літаку "Країна Рад" у 1929 році був здійснений переліт з Москви до Нью-Йорка.

У сучасному літакобудуванні застосовуються різні види

матеріалів: леговані сплави, спеціальні леговані сталі, кольорові метали, пластмаси, гума, тканини, клеї, лаки, фарби тощо.

Як у свій час застосування алюмінієвих сплавів дозволило літакобудуванню піднятися на якісно новий рівень, так у цей час настав час широкого впровадження різних композиційних матеріалів – полімерних, металополімерних і металевих. Це дозволить якоюсь мірою задовольняти все зростаючі вимоги до виробів авіаційної техніки.

Разом з тим і традиційні, добре перевірені в експлуатації матеріали, що пройшли "вогнь і воду", будуть ще довго застосовуватися в конструкціях ЛА. Заміна традиційних матеріалів новими не повинна бути самоціллю, вона має бути ретельно обґрунтована з урахуванням широкого комплексу питань: міцнісних, ресурсних, технологічних, експлуатаційних, вартісних тощо.

Недоліком усіх нових матеріалів, які б високі характеристики вони не мали, є відсутність широкої й всебічної перевірки всіх їх якостей і властивостей у жорстких, часом екстремальних умовах експлуатації. І тільки в міру одержання таких даних нові матеріали поступово витиснуть традиційні.

Раціональний вибір матеріалів для елементів, вузлів, агрегатів – складне завдання, вирішення якого базується на глибокому й всебічному знанні їх властивостей і характеристик.

6.1 Властивості матеріалів

Усім матеріалам притаманні фізичні, хімічні, механічні, технологічні, експлуатаційні властивості.

Фізичні – щільність, теплопровідність, теплостійкість, електропровідність, температура плавлення, коефіцієнт лінійного розширення.

Хімічні – у цьому випадку здатність протистояти корозії (тобто хімічному впливу рідин і газів) при звичайній і високій температурах.

Механічні – міцність, твердість, пластичність, пружність тощо.

Технологічні – оброблюваність тиском і різанням, здатність до лиття, зварюваність тощо.

Експлуатаційні – зносостійкість, жароміцність, жаростійкість, термоміцність, корозійна стійкість.

Основні механічні властивості матеріалів:

Міцність – властивість матеріалу не піддаватися руйнуванню під дією зовнішніх сил.

Міцність на втому – здатність витримувати певну кількість циклів знакозмінних навантажень без руйнування.

Пружність – властивість матеріалу повертатися до своєї

початкової форми після припинення дії навантаження.

Твердість – властивість матеріалу не піддаватися проникненню в нього іншого тіла, що не має залишкової деформації.

Пластичність – здатність деформуватися й не руйнуватися під впливом значних навантажень.

В'язкість – властивість витримувати ударні навантаження без руйнування.

Крихкість – здатність руйнуватися без помітних пластичних деформацій.

Показники міцнісних властивостей:

– навантаження, віднесене до одиниці поперечного перерізу, що сприймає матеріал без руйнування;

– межа міцності при розтяганні σ_b – напруження, що відповідає найбільшому навантаженню, віднесеному до початкової площі;

– межа міцності при стисканні – відношення руйнівного навантаження до площі поперечного перерізу;

– межа пропорційності – напруження, до якої деформація зростає пропорційно напругам;

– межа пружності (умовна), при якій залишкова деформація досягає певного, заздалегідь зумовленого значення;

– межа текучості має два види – фізичний і умовний. Фізичний – коли при випробуваннях стрілка приладу починає рухатися назад, умовний – коли залишкова деформація становить певну, заздалегідь зумовлену величину;

– відносне подовження $\delta = (l_1 - l_0)/l_0$;

– відносне звуження $\psi = (F_0 - F_1)/F_0$;

– умовна межа повзучості – напруження, що за встановлений час випробування при даній температурі спричиняє задане подовження зразка (сумарне або залишкове).

Модуль поздовжньої пружності (модуль Юнга) – відношення нормального напруження до відповідного йому відносного подовження при розтяганні в межах застосовності закону Гука.

Модуль зрушення – відношення дотичного напруження до кута зрушення, що визначає перекручування прямого кута між площинами, по яких діють дотичні напруження.

Коефіцієнт Пуассона – відношення відносного поперечного стискання перерізу стрижня при розтяганні до його відносного поздовжнього подовження.

Межа втомної довговічності – найбільша напруга, при якій зразок витримує без руйнування задане число циклів навантаження, прийняте за базу.

Умовна межа міцності при крутінні – найбільше дотичне напруження, зумовлене відношенням максимального крутного моменту до моменту опору перерізу.

Для матеріалів, що застосовуються в авіації, важливі ще такі характеристики:

- чутливість до надрізу (висока чутливість – несприятливий фактор);

- в'язкість руйнування – опір матеріалу виникненню тріщин під впливом різних навантажень (чим вище в'язкість, тим якість матеріалу вище);

- чутливість до утворення корозії під напругою, фреттинг-корозії (чим чутливість нижче, тим якість матеріалу вище).

Технологічні властивості – частина загальних, властивих даному матеріалу фізико-хімічних властивостей, знання яких дозволяє обґрунтовано розробляти й вести технологічний процес одержання виробу з найкращими, потенційно можливими для даного матеріалу експлуатаційними властивостями.

Ливарні властивості матеріалів визначаються сукупністю ряду показників, що дозволяють одержувати виливки без внутрішніх і зовнішніх дефектів. Для кожного матеріалу існують свої оптимальні значення температури плавлення, заливання, кристалізації, щільності розплаву тощо.

Рідкотекучість розплавів, що визначає гарну заповнюваність ливарної форми, залежить від в'язкості, поверхневого натягу й температури заливання.

Ливарна усадка відображує розходження між щільністю матеріалу у твердому й рідкому станах.

Деформівність – оброблюваність тиском, здатність матеріалів сприймати пластичну деформацію у процесі формоутворення без руйнування. Вона залежить від різних факторів:

- хімічного складу (наприклад, сталі з невеликим вмістом вуглецю й леговані нікелем або марганцем, деформуються ліпше, ніж високолеговані, хромонікелеві, високовуглеродні сталі);

- механічних властивостей (матеріали з високими значеннями подовження, звуження й ударної в'язкості більш здатні до деформівності);

- швидкості деформації, температури, величини обтиснення тощо.

Зварюваність – властивість металів і сплавів у нормованих умовах зварювання (газового, ковальського, дугового, електроконтактного, електрошлакового та ін.) утворювати зварене нерознімне з'єднання, що відповідає заданому рівню якості.

Здатність до паяння – властивість матеріалів утворювати нерознімні з'єднання за допомогою проміжної речовини (адгезину), що має температуру плавлення нижчу за температуру з'єднувальних матеріалів. Це перешкоджає небажаним структурним змінам у з'єднувальних матеріалах, як це має місце при зварюванні.

Оброблюваність металу різанням характеризується такими факторами:

- якість оброблення – шорсткістю обробленої поверхні й точністю розмірів;
- опором різанню (швидкістю й силою при різанні), так званим коефіцієнтом відносного оброблення матеріалів (КВОМ) ;
- видом стружкоутворення;
- стійкістю різального інструменту.

Зміцненість металів і сплавів характеризує їхня здатність до поліпшення властивостей у результаті різних видів оброблення – термічного, поверхневого тощо.

Експлуатаційні властивості матеріалів:

Зносостійкість – здатність протистояти механічному зношуванню у процесі тертя.

Жароміцність – здатність протистояти протягом тривалого часу повзучості або руйнуванню при високій температурі.

Жаростійкість (окалиностійкість) – здатність протягом тривалого часу протистояти хімічному впливу газів при високій температурі. Основний фактор жаростійкості – хімічний склад матеріалу.

Термостійкість – здатність витримувати без руйнування вплив різних теплових ударів. Характеризується теплопровідністю матеріалу, різницею в коефіцієнтах теплопровідності.

Корозійна стійкість. Корозією називається руйнування металів і сплавів внаслідок хімічної або електрохімічної взаємодії їх з навколишнім середовищем. Корозія призводить до таких негативних явищ у конструкції:

- зменшення міцності працюючої деталі;
- можливість наскрізного пошкодження тонкостінних елементів, у результаті чого порушується герметичність;
- виникнення концентрації напруг;
- погіршення умов обтічності зовнішніх поверхонь;
- забруднення продуктами корозії циркулюючих рідин. Щорічні втрати металу від корозії в народному господарстві становлять мільйони тонн.

Розрізняють кілька видів корозії: атмосферну, рідинну, газову – під дією гарячих або розпечених газів (прогорання камер згорання, окислювання лопаток турбін та ін.).

За характером зовнішнього прояву корозія поділяється на:

- загальну (рівномірну) – руйнування відбувається приблизно рівномірно по всій поверхні;
- місцеву, при якій уражаються окремі ділянки деталі;
- міжкристалітна корозія по границях зерен сплаву, саме зерно майже не руйнується;
- селективну, при якій уражується одна будь-яка складова структури сплаву;
- місцеву, або нерівномірну, що поділяється за ступенем вибіркості й локалізації на точкову, виразкову, підповерхневу та ін.

Контактна корозія виникає в місцях контакту металів і сплавів, різнорідних в електрохімічному відношенні. Установлено припустимі сполучення металів і сплавів, тому, якщо буде потреба, варто вживати заходів для захисту конструкцій від контактної корозії.

Корозія під напругою розвивається в деталях, навантажених механічними напруженнями.

Найнебезпечніша міжкристалітна корозія, оскільки при цьому поперше, відбувається швидке руйнування, що проникає вглиб деталі, і, по-друге, таке пошкодження важко виявити візуально при зовнішньому огляді.

За характером фізико-хімічної взаємодії металу й навколишнього середовища розрізняють хімічну корозію, при якій руйнування відбувається під впливом хімічного впливу, і електрохімічну – руйнування виникає під впливом електролітів, з явищем переходу атомів в іонізований стан, з переміщенням іонів електроліту.

Стійкість металів до електрохімічної корозії є залежною від величини їхніх електродних потенціалів (звичайно щодо водневого потенціалу, умовно прийнятого за нуль).

Метали з негативним потенціалом мають порівняно низьку корозійну стійкість.

6.2 Вимоги до матеріалів

Правильний вибір матеріалу для елементів конструкції може істотно поліпшити льотно-технічні характеристики літака і його економічність при виробництві й експлуатації.

Основні вимоги до матеріалів:

- механічні й фізичні властивості мають забезпечити міцність і твердість конструкції при мінімумі маси як у звичайних умовах, так і при високих температурах;
- технологічність;
- наявність вітчизняної сировини;

- стійкість до корозії в атмосферних умовах;
- стабільність фізичних і механічних властивостей;
- низька вартість.

6.2.1 Вагова вигідність

Порівняємо два матеріали, що працюють в умовах «розтягання-стискання» (без втрати стійкості).

Маса елемента з першого матеріалу

$$m_1 = F_1 \cdot l \cdot \gamma_1, \quad F_1 = P / \sigma_{B1},$$

де F – площа поперечного перерізу елемента; l – довжина елемента; γ – питома щільність матеріалу. Маса того ж елемента із другого матеріалу –

$$m_2 = F_2 \cdot l \cdot \gamma_2, \quad F_2 = P / \sigma_{B2}.$$

Тоді можна записати

$$m_i = P \cdot l / \sigma_{Bi} / \gamma_i = \text{const} / (\sigma_{B} / \gamma),$$

де σ_{B} / γ – коефіцієнт питомої міцності при розтяганні.

У технічній системі розмірність σ_{B} / γ виражається в сантиметрах, метрах, кілометрах, тобто питома міцність має розмірність довжини. Це пов'язане з так званою критичною довжиною стрижня, тобто з такою довжиною, коли стрижень розривається під дією власної ваги.

Аналогічним образом можуть бути визначені коефіцієнти питомої міцності (КПМ) матеріалів при інших умовах навантаження.

Числові значення КПМ для застосовуваних у літакобудуванні матеріалів наведено в таблицях механічних характеристик.

Міцність, а отже, і питома міцність істотно зміняться зі збільшенням температури. Для літаків, на які діє аеродинамічне нагрівання, необхідно враховувати зниження характеристик міцності й твердості.

6.2.2 Достатня міцність на втому

Довговічність на втому конструкції визначається більшою кількістю факторів порівняно зі статичною міцністю, наприклад, чутливістю матеріалу до надрізу, його однорідністю тощо. Крім того, статична міцність конструкції визначається загальним напруженим станом, тоді як втома – локальним. Тому не завжди більш міцний при статичному навантаженні матеріал буде мати й більшу межу міцності на втому, особливо в умовах наявності різних концентраторів напруг. Так, наприклад, сплав В95 має межу міцності приблизно 600 МПа, а сплав Д16Т – 440 МПа. Однак сплав В95 обмежено застосовується в

конструкціях, що працюють в умовах знакозмінних розтяжних напруг, оскільки він є більш чутливим до надрізу й відповідно має меншу довговічність на втому.

6.2.3 Вимоги технологічності

При виборі матеріалів за критерієм технологічності їх порівнюють за деформівністю в холодному й гарячому стані, зварюваністю, ливарною властивістю, здатністю оброблення різанням, зміцненістю.

Ці властивості дозволяють застосовувати високопродуктивні процеси оброблення: штампування, пресування, зварювання тощо.

6.2.4 Стабільність характеристик

При виборі матеріалу для виготовлення деталей за інших рівних умов необхідно віддавати перевагу тому матеріалу, що забезпечує найбільш високі стабільні фізико-механічні властивості. Наприклад, вибираючи один із двох матеріалів, щільності розподілу межі міцності яких показано на рис. 6.1, перевагу варто віддати першому матеріалу, незважаючи на те, що середнє значення межі міцності його нижче, оскільки в нього більш стабільні характеристики.

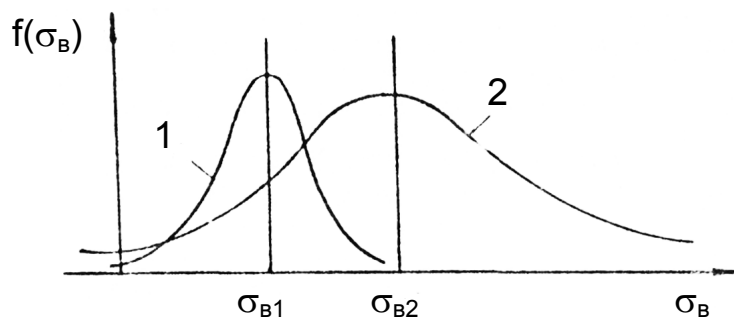


Рисунок 6.1 – Щільності розподілу σ_B матеріалів

6.2.5 Наявність вітчизняної сировини

Досить важливим фактором, що впливає на вибір того або іншого матеріалу, є наявність вітчизняної сировинної бази для його виробництва. Наша країна має великі запаси природних ресурсів, проте частину рудних матеріалів, зокрема боксити, імпортує.

Інші промислово розвинені країни, у тому числі й США, також імпортують сировину. Наприклад, частина деяких матеріалів, імпортованих у США, становить від загального об'єму виробництва: марганцю 98%, кобальту 97%, хрому 92%, платини 91%, бокситів 85%, олова 81%, нікелю 77%, цинку 62%, вольфраму 50%. Природно, це ставить галузі, що споживають зазначені матеріали, у певну залежність від закордонних поставок, що є чинником економічного ризику.

Фактор наявності вітчизняної сировини відіграв важливу роль у нашому літакобудуванні в роки Вітчизняної війни, коли через звуження бази для виробництва алюмінієвих сплавів у конструкціях радянських літаків широко використовувалася деревина. Це дозволило авіаційній промисловості вирішити завдання як якісного, так і особливо кількісного характеру.

6.2.6 Вартість матеріалів

Цілком природно, що варто застосовувати більш дешеві матеріали. Але весь досвід розвитку літакобудування свідчить про те, що в міру розвитку авіаційної техніки вартість матеріалів, що застосовуються, як правило, неухильно зростає. Це пов'язано зі всезростаючими вимогами до характеристик літальних апаратів, а отже, і до матеріалів, що використовують для їхнього виготовлення. За більш високу ефективність конструкції треба й платити більше, у цьому випадку – в буквальному значенні.

Наприклад, алюмінієво-літєві сплави мають ліпшу опірність поширенню тріщин, ніж звичайні сплави на основі алюмінію, але вони набагато дорожчі.

Нові матеріали мають більш високі міцнісні характеристики, ніж традиційні, але вони ж і більш дорогі. Тому ще на етапі проектування необхідно проводити ретельний економічний аналіз, зіставляючи прибуток від більш високої ефективності ЛА з витратами на її забезпечення, у тому числі й на матеріали.

Це питання має багато аспектів. Наприклад, варто враховувати ступінь використання матеріалу заготовки або напівфабрикату при виготовленні деталі. Скажімо, при механообробленні до 90% матеріалу заготовки може піти в стружку, у той час як при прецизійному литті відходи становлять усього кілька відсотків. Але, з іншого боку, матеріал для лиття може мати меншу міцність. Крім того, для лиття необхідні спеціальне устаткування й форми, які варто проектувати й виготовляти, тоді як механооброблення може бути виконане на універсальному устаткуванні. Звідси впливає, що вибір матеріалу залежить і від такого здавалося б неочевидного фактора, як кількість виробів у серії. Економічно недоцільно виготовляти досить складні й дорогі форми для лиття або штампування, якщо в них буде виготовлено всього лише кілька деталей. Більш раціонально в цьому випадку використовувати механооброблення або зварювання, що вплине й на вибір матеріалу.

Досить високі характеристики питомої міцності й твердості мають композиційні матеріали (КМ). Однак поряд з високою вартістю основних з них при виготовленні композиційних елементів не завжди

вдається механізувати, а тим більш автоматизувати процес. Це призводить до застосування ручної праці, що спочатку істотно підвищує вартість таких конструкцій, а також знижує стабільність їх характеристик.

Для оцінювання доцільності застосування того або іншого матеріалу може бути використана залежність

$$K_e = \text{КПМ} \cdot \eta / a,$$

де КПМ – питома міцність матеріалу; η – коефіцієнт використання матеріалу (КВМ); a – вартість матеріалу.

Директивні значення КВМ дано в табл. 6.1

Таблиця 6.1 – КВМ для деяких типів оброблення матеріалів

Вид напівфабрикату	КВМ
Лиття	0,73
Гаряче штампування власного виробництва	0,45
Гаряче штампування за кооперацією	0,3
Пресовані панелі	0,23
Прутки	0,3
Плити	0,35

6.2.7 Стійкість матеріалів проти корозії

Захист авіаційних конструкцій від корозії у загальному випадку утруднений через диференціальне застосування матеріалів залежно від умов роботи. Звідси неминучі контакти різнорідних металів і сплавів, що сприяє розвитку електрохімічних процесів корозії.

Основні методи протикорозійного захисту:

- застосування металів і сплавів, стійких до даного середовища (наприклад, до морської води);
- створення захисних поверхневих плівок (металевих, окисних, лакофарбових, масляних);
- насичення корозійного середовища різними інгібіторами (сповільнювачами корозії);
- застосування протекторного захисту (використання положення матеріалів в електродному ряді потенціалів).

Наприклад, не можна допускати прямого контакту алюмінієвих сплавів зі сплавами міді. За наявності в конструкції елементів із цих сплавів необхідно між ними встановлювати спеціальні прокладки, скажімо, з кадмію; це запобіжить виникненню контактної корозії. Протектором для захисту алюмінієвих сплавів може бути цинк.

6.3 Деякі характеристики металевих авіаційних матеріалів

6.3.1 Алюмінієві сплави

Через низьку межу міцності чистий алюміній не застосовується як конструкційний матеріал. Якщо при плавленні до нього додати деякі елементи (Cu, St, Zn, Mg), то після термооброблення може бути отримана границя міцності приблизно 500 МПа.

Алюмінієві сплави використовуються для елементів каркасу й обшивання, що працюють при температурах до 100...220°C. Широке застосування алюмінієвих сплавів в авіабудуванні спричинене досить рідким сполученням позитивних характеристик – високої питомої міцності, гарної технологічності, порівняно невисокої вартості, високої корозійної стійкості в атмосферних умовах.

З алюмінієвих сплавів виготовляють напівфабрикати широкого сортаменту – листи, плити, кування, профілі, прутки, стрічки.

Щільність алюмінієвих сплавів становить у середньому 2800 кг/м³, питома міцність 16–20 км, вартість 2–30 грн/кг.

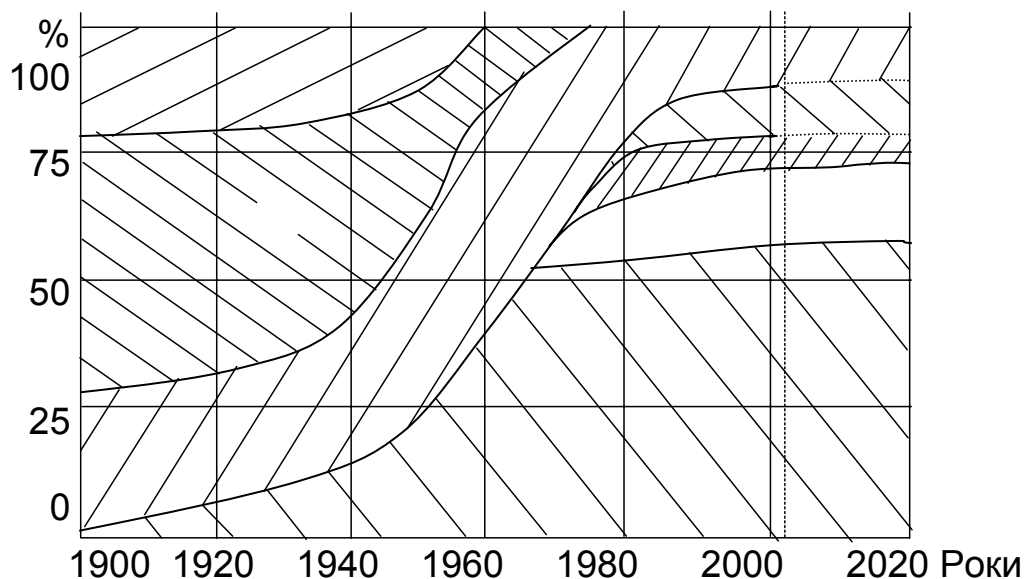


Рисунок 6.2 – Застосовність конструкційних матеріалів за минуле сторіччя

Алюмінієві сплави й методи виготовлення алюмінієвих конструкцій будуть удосконалюватися. Від нових сплавів варто очікувати поліпшеної комбінації міцності, в'язкості й опору корозійному розтріскуванню. Завдяки вдосконаленим металургійним процесам, оптимальному складу й термомеханічному обробленню міцність сплавів може бути збільшена на 10%. Розроблені в цей час системи алюміній-магній-літій можуть привести до створення сплавів з питомою твердістю на 20% більшою, ніж у сучасних алюмінієвих сплавів, без втрат питомої міцності. У конструкціях будуть ширше

застосовуватися складні деталі, виготовлені литтям. Більш значного прогресу в області алюмінієвих сплавів можна очікувати завдяки досягненням порошкової металургії й розвитку методів виготовлення порошку шляхом практично миттєвого затвердіння дрібних металевих крапель. Після стискання порошку й наступної екструзії може бути отриманий сплав, що має високу міцність при підвищених температурах. Опірність корозії буде також вище, ніж у звичайних алюмінієвих сплавів. Крім того, методи порошкової металургії спрощують виготовлення деталей і дають мінімальні відходи.

6.3.2 Титанові сплави

Титан – метал сріблито-блискучих кольорів, не тьмяніє на повітрі. Металевий титан існує у двох кристалічних модифікаціях: гексагональній (α), стійкій до 882°C , і кубічній (β), що утворюється при температурі понад 882°C .

Особливо цінними властивостями титана є те, що він має високу питому міцність (понад 21 км при $\rho = 4400 \text{ кг/м}^2$) і гарну корозійну стійкість до таких агресивних засобів, як морська вода, кислота й ряд лугів.

Разом з тим титан має високу вбирність газів – кисню, азоту, водню – і активно взаємодіє з вуглецем. На повітрі титан стійкий до температури 600°C . Вище цієї температури він починає покриватися оксидною плівкою (Ti_2O_3), що захищає його від подальшого окислювання.

Але разом з тим взаємодія титану з киснем утворенням окалини не закінчується. Відбувається дифузія компонентів навколишнього середовища вглиб матеріалу, що спричиняє утворення їх твердих, розчинів у титані. При цьому кількість розчинного в титані кисню у 300 разів перевищує розчинність його в залізі. Твердий розчин кисню в титані утвориться тільки в його поверхневому шарі. Цей шар має високу твердість і крихкість, що значно знижує втомную довговічність титанових елементів (на 15...40%). Більша твердість насиченого шару значно утруднює механічне оброблення титанових сплавів, знижує швидкість різання, потребує спеціального інструменту. Тому при виробництві деталей з титанових сплавів їх виготовляють у вакуумі або в середовищі захисних інертних газів (аргон, гелій). Крім того, насичений поверхневий шар може бути знятий механообробленням або хімфрезеруванням.

Негативно на властивості титанових сплавів впливає також підвищений вміст у них водню. Він полягає у зниженні ударної в'язкості й схильності до розтріскування. Для зниження концентрації водню заготовки проходять вакуумний віджиг.

На втомні характеристики деталей з титанових сплавів істотно впливає стан їхньої поверхні. Тому до чистоти оброблення ставляться підвищені вимоги, а також передбачаються запобіжні заходи щодо ушкодження поверхонь у процесі експлуатації.

Для деталей з титанових сплавів, так само як і для виготовлених з інших металевих матеріалів, рекомендується застосовувати поверхнєве зміцнення.

Легування титану іншими металами має на меті зміцнення, однак воно досягається тільки в тому випадку, якщо легуючі елементи утворюють із титаном тверді розчини. Усі легуючі елементи поділяють на дві групи: а) стабілізуючі α -фазу, б) стабілізуючі β -фазу. Велике практичне значення мають легуючі елементи другого типу.

За характером взаємодії з титаном легуючі елементи також поділяють на дві групи: а) ті, що утворюють тільки тверді розчини, б) ті, що утворюють хімічні сполуки.

Тверді розчини можуть бути двох видів – впровадження й заміщення. Перший вид утворюють такі елементи, як водень, кисень, вуглець, азот. Ці розчини неприйнятні, оскільки їхнє утворення спричиняє сильне окрихчування. Переважна більшість застосовуваних легуючих елементів утворюють або тверді розчини заміщення, або відповідні їм інтерметаліди.

Зміцнення титану, що досягається введенням легуючих елементів, завжди супроводжується зниженням його пластичності, при цьому таке зниження тим більше, чим вище ступінь легування. Основними легуючими елементами для титанових сплавів є Mo, V, Mn, Cr, Sn, Fe, Zr, Nb. Найбільш сильну зміцнюючу дію має залізо, а найменшу – ванадій.

Для титанових сплавів характерним є те, що незалежно від того, до якого виду вони належать, усі вони мають ливарні властивості, і тому сплави, які деформуються, можуть використовуватися так само, як ливарні.

Титанові сплави можна піддавати всім видам термічного оброблення, але в основному застосовуються відпал, загартування й штучне старіння. При термічному обробленні необхідно захищати титанові сплави від окислювання. Найважливішими з методів захисту є анодування, лакофарбові покриття та різні види термодифузійних металевих покриттів. Плівка, що осаджується при анодуванні, залежно від режимів технології має товщину від часток мікрометра до 2,5 мкм, вона являє собою одну з різновидів оксиду титану. З лакофарбових покриттів частіше застосовуються хлорвінілові емалі, епоксидні смоли, а з металевих – алітування й хромування.

6.3.3 Магнієві сплави

До достоїнств магнієвих сплавів варто віднести малу щільність ($\gamma - 1780 \text{ кг/м}^2$), високу питому міцність, високу здатність поглинання енергії удару й вібраційних коливань. Магнієві сплави мають також високу питому теплоємність. При поглинанні однакової кількості тепла температура виробів з магнієвих сплавів буде у два рази й на 15...20% нижче, ніж у деталей зі сталей і алюмінієвих сплавів відповідно.

Магнієві сплави добре оброблюються різанням. Вони оброблюються в два рази швидше алюмінієвих сплавів і в 10 разів швидше сталей. Елементи з магнієвих сплавів можна зварювати різними способами.

Недоліки магнієвих сплавів – слабка корозійна стійкість, здатність до займистості, висока вартість. Особливістю магнієвих сплавів є їхня висока схильність до інтеркристалітної корозії під напругою, що призводить до поступового розтріскування навантажених елементів.

Через малу корозійну стійкість магній у чистому вигляді як конструкційний матеріал не застосовується. Разом з тим магнієві сплави добре протистоять впливу бензину, гасу, фторидів, фенілу та інших органічних реагентів.

Через свою малу щільність магній є основою для виробництва дуже легких конструкційних матеріалів. Найважливішими компонентами його сплавів є алюміній, цинк, кремній, цирконій, марганець.

Номенклатура магнієвих сплавів менш велика, ніж алюмінієвих. Більшість металів утворюють із магнієм з'єднання й обмежені тверді розчини, причому розчинність елементів у магнії зменшується зі зниженням температури. Так само, як і в алюмінієвих сплавах, легування магнію різними металами сприяє зміцненню магнієвих сплавів. Але на відміну від алюмінієвих сплавів термооброблення магнієвих сплавів дає помітне зміцнення тільки при досить великому вмісту легуючих елементів.

Як легуючі елементи використовуються Zn, Al, Mn та ін. Алюміній і цинк у певних кількостях поліпшують механічні властивості, а марганець підвищує корозійну стійкість магнієвих сплавів.

Інтерес становлять магнієві сплави із присадками рідкоземельних металів (церію, самарію та ін.), введення яких значно підвищує міцність магнієвих сплавів, не погіршуючи їхньої пластичності. Формування магнієвих сплавів пов'язане з дуже серйозними труднощами, тому їх одержують в основному у вигляді злитків.

Досить перспективним матеріалом є сплав з добавкою титану,

що одержують методами порошкової металургії і який має високі характеристики міцності і, що дуже важливо, пластичності.

Магнієві сплави так само, як і алюмінієві, поділяються на деформівні й ливарні. Різниця між ними менш істотна, ніж у сплавів алюмінію. Поширенню ливарних сплавів магнію перешкоджає те, що їх ливарні властивості, а також корозійна стійкість істотно нижче, ніж в алюмінієвих сплавах. Перспективним є ливарний магнієвий сплав, що містить іттрій, рідкоземельні елементи й цирконій для підвищення корозійної стійкості в умовах високих температур. Цей сплав має в 100 разів більшу корозійну стійкість порівняно зі звичайними магнієвими сплавами й зберігає свої властивості при температурах до 230°C.

Одним із уже зазначених недоліків магнієвих сплавів є їх низька корозійна стійкість. У процесі впливу кородуючих речовин, що окислюють, на магнієвих сплавах утвориться оксидна плівка, що на відміну від плівки Al_2O_3 є неміцною і нещільною і майже не захищає магнієві сплави від корозії.

Недостатня корозійна стійкість магнієвих сплавів пояснюється низьким електродним потенціалом магнію (-1,4). Відмінною рисою корозії магнієвих сплавів є виділення при цьому водню. Чистий магній розкладає воду при температурі кипіння з виділенням водню. Магнієві сплави швидко руйнуються у водяних розчинах солей, наприклад морській воді. Вони бурхливо реагують із кислотами. Але фтористоводнева й селениста кислоти дають нерозчинні сполуки, до яких магнієві сплави стійкі.

Лужні середовища не руйнують магнієві сплави, оскільки при реакції утворюється захисна нерозчинна плівка.

Введення легуючих елементів істотною мірою впливає на корозійну стійкість магнію. Так, марганець у кількості 1...2% збільшує корозійну стійкість. Крім цього, утвориться плівка гідратованого окису марганцю, що також має захисні властивості.

6.3.5 Сталі

Близько 75% світового виробництва матеріалів припадає на конструкційні сталі.

Сталлю називається сплав заліза з вуглецем (до 2%), що піддається куванню. За способом одержання сталь звичайно поділяється на бесемерівську, конверторну, мартенівську, тигельну й електросталь. В авіаційних конструкціях рекомендується застосовувати сталі таких методів виплавки:

ВД – вакуумно-дугової переплав; Ш – електрошлаковий переплав; ВІ – вакуумно-індукційний переплав; ЕЛ – електронно-

променевий переплав; ІД – вакуумно-індукційна плавка і ВІ; ІД – вакуумно-індукційна плавка і ЕЛ.

Ці методи підвищують чистоту сталі й сплавів. Сталі відкритої виплавки (ВП) не рекомендується застосовувати для відповідальних деталей.

За хімічним складом сталь поділяється на вуглецеву й леговану. Вуглецева сталь, у свою чергу, поділяється на сталь звичайної якості й сталь якісну.

До легованих сталей належать:

- низьколегована із загальним вмістом легуючих елементів не більше 3%;

- середньолегована із загальним вмістом легуючих компонентів 3...5,5%;

- високолегована із вмістом легуючих елементів понад 5,5%.

Якщо легуючих компонентів більше, ніж самого заліза, тобто понад 50%, то такі сталі називаються сплавами (наприклад, жароміцні сплави).

Відповідно до складу легуючих добавок сталі мають назви: вуглецеві, хромисті, нікелеві, хромонікелеві тощо.

В умовних назвах марок сталі й сплавів уведені такі позначення: Н – нікель, В – ванадій, Х – хром, М – молібден, К – кобальт, Г – марганець, С – кремній, М – мідь, В – вольфрам, П – фосфор, Т – титан, Ю – алюміній.

Якщо наприкінці маркування стоїть буква А, це означає особливо чисту сталь (із вмістом сірки й фосфору менше 0,03%).

У сталях і сплавах усіх марок присутні постійні домішки. Деякі з них (марганець, кремній) необхідні за умовами технології виплавки, інші (шкідливі домішки – сірка, фосфор) не піддаються повному видаленню. Постійно присутні також так звані сховані домішки (кисень, водень, азот), вміст яких незначний. Деякі високолеговані сталі виділені в особливі групи й можуть позначатися такими літерами: Ж – хромисті нержавіючі сталі; Е – магністні сталі, Р – швидкорізальні сталі, Ш – шарикопідшипникові сталі, Я – хромонікелеві нержавіючі сталі.

За способом надання форми сталь буває:

- кована – кування й штампування, що одержують на відповідному устаткуванні;

- катана – прокат, у тому числі й періодичний. Варто враховувати, що напівфабрикати при цьому мають розходження механічних властивостей уздовж і поперек прокату (технологічна анізотропія);

- лита, що має трохи знижені механічні характеристики

порівняно з кованою й катаною сталлю при однаковому хімічному складі. Перевага лиття – можливість економічним шляхом виготовляти деталі складної форми.

За призначенням вуглецеві сталі поділяються на конструкційні й інструментальні, а леговані – на три групи:

- конструкційні, що застосовуються для виготовлення різних деталей і які мають високі показники міцності (залежно від умов роботи вони можуть піддаватися термічному поліпшенню);

- особливого призначення – нержавіючі й зносостійкі, жароміцні й жаростійкі, з особливими магнітними властивостями тощо;

- інструментальні, які використовують для виготовлення різального інструмента, штампів, вимірального інструмента.

При виборі матеріалу необхідно враховувати прогартованість сталей і сплавів. Для високоміцних сталей і сплавів радіуси переходів сполучення на деталях повинні бути максимально можливими, виходячи з конструктивних міркувань.

Не рекомендується перепад товщин у три рази й більше. Місця вимірювання твердості матеріалу призначати в найменш навантажених ділянках деталі. Деталі з високоміцних сталей і сплавів рекомендується піддавати поверхневому зміцненню.

Вартість сталевих напівфабрикатів становить 0,5–13 грн/кг.

6.3.6 Біметали

Біметалічними виробами називають листи, стрічки, труби та інші вироби, що складаються з двох або трьох шарів різнорідних металів, які утворюють виріб з більш широким комплексом функціональних властивостей.

З'єднання шарів металу здійснюється плакуванням, тобто прокаткою пакета, нагрітого до зварювальної температури, або попередньо відлитих біметалічних зливків, або заготовок, з'єднаних за допомогою або електрошлакового, або зварювання вибухом, або дифузійного зварювання у вакуумі. Біметали одержують також електролітичним і хімічним способами, а також гарячим лудінням, цинкуванням тощо.

Широко застосовується плакування алюмінієвих сплавів чистим алюмінієм, молібденонікелем для захисту й підвищення оброблюваності та ін.

Використання багат шарових листових матеріалів дозволяє поліпшити вагові характеристики конструкцій, заощадити дефіцитні дорогі вироби й розробити принципово нові конструкції.

6.3.7 Полімерні композиційні матеріали

Полімерні композиційні матеріали (ПКМ) являють собою клас

конструкційних матеріалів на основі матриць, армованих високоміцними й високомодульними вуглецевими, борними, скляними, органічними й гібридними волокнами, а також їхніми сполуками. За питомими міцнісними і жорсткісними характеристиками ПКМ у 2–3 рази перевершують традиційні матеріали й сплави.

Застосування ПКМ у конструкції літака дає можливість:

- створити конструкції із заздалегідь заданими характеристиками;

- скоротити на порядок кількість деталей;

- збільшити приблизно у два рази використання матеріалу (КВМ – 0,8 – 0,9);

- підвищити корозійну стійкість конструкцій;

- скоротити металомісткість виробів;

- зменшити енерговитрати на виробництво матеріалів і конструкцій приблизно в п'ять разів;

і дозволяє:

- знизити масу конструкцій (іноді на 50%);

- підвищити аеродинамічну якість омиваних поверхонь;

- знизити трудомісткість виготовлення більш ніж на 30%;

- підвищити живучість і ресурс конструкцій.

Крім цього, застосування ПКМ спрощує вирішення завдань з тепло- і звукоізоляції, забезпечення радіопрозорості, стійкості до хімічно активних речовин.

Тому не дивно, що зростання обсягу випуску КМ у світі випереджає зростання випуску традиційних матеріалів (рис. 6.3).

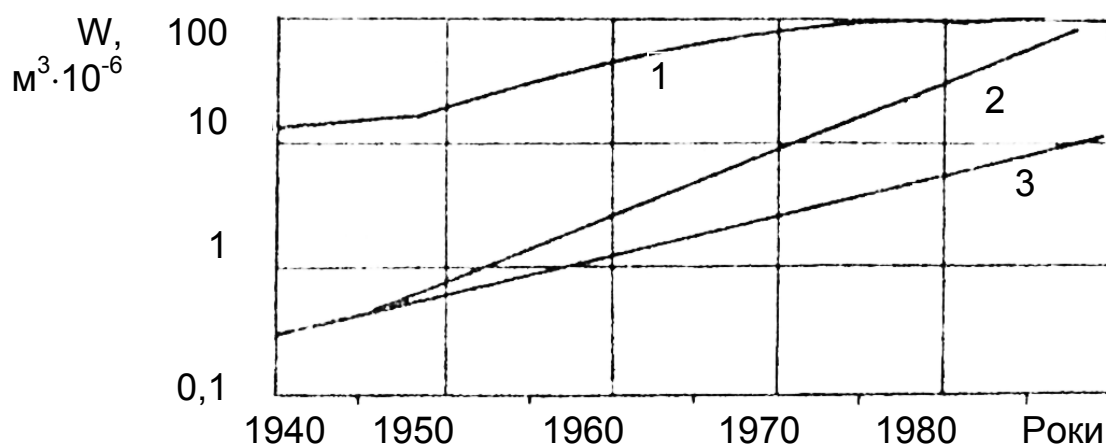


Рисунок 6.3 – Світове виробництво: 1 – сталі; 2 – полімерів; 3 – алюмінію (за обсягом)

Якість КМ неухильно зростає. Наприклад, арамідне волокно Т891 на 10% міцніше при розтягненні й на 30% міцніше при зсуві кевлара-49, на ударні навантаження в 10 разів ліпше, ніж

вуглепластики. Вуглецеве волокно T800 має $\sigma_b = 5590$ МПа, $E = 295$ ГПа.

Високу ефективність навіть помірного застосування КМ видно на прикладі літака B-1. На цьому літаку лонжерони хвостової частини фюзеляжу посилені бороєпоксидним КМ. Внаслідок цього верхній лонжерон став легшим на 44%, або на 297 кг, а нижні лонжерони – на 28%, або на 183 кг кожний. У кілі також використані КМ: внутрішні деталі – вуглеєпоксидні в комбінації з металами, коренева частина – вугле- і бороєпоксидні, обшивка – вуглеєпоксидна. У результаті застосування КМ кіль зруйнувався б при 153%-му розрахунковому навантаженні. У стабілізаторі внутрішні елементи вуглеєпоксидні, обшивка бороєпоксидна. У металевому агрегаті було 270 деталей, у композиційному – 108, кріпильних отворів і елементів – 2700 і 1400 відповідно. Маса металевого стабілізатора – 1502 кг, композиційного – 1276 кг. Центральне тіло поворотної платформи виготовлене намотуванням вуглецевих волокон, у результаті чого маса знизилася на 181,6 кг (порівняно з металевим).

Маса повністю композиційного фюзеляжу вертольота Bell-222 менше на 22%, а вартість на 17%, ніж металевого.

Основні компоненти ПКМ – волокнисті армуючі матеріали й синтетичні сполуки. Тонкі високоміцні волокна забезпечують міцність і твердість, а сполуки надають матеріалу монолітність, сприяють рівномірному розподілу зусиль між волокнами, а також сприймають навантаження. Крім того, сполуки дозволяють формувати матеріал, захищають волокна від різних зовнішніх впливів.

У цей час у літакобудуванні застосовуються ПКМ на основі скловолокна, органічних волокон, вугле- і бороволокон.

7. ТИПИ З'ЄДНАНЬ, ЩО ЗАСТОСОВУЮТЬСЯ У ЛІТАКОБУДУВАННІ

Елементи конструкції при складанні з'єднуються різними способами. З'єднання можуть бути нерознімними й рознімними, крім того, залежно від ступеня рухомості елементів, що з'єднуються, розрізняють нерухомі, малорухомі й рухомі з'єднання.

У табл. 7.1 наведено основні різновиди з'єднань за способом їхнього виконання із указанням, які з них у цей час набули широкого застосування в літакобудуванні.

Дамо коротке визначення й характеристику основних видів з'єднань.

Нерознімні нерухомі з'єднання характеризуються незмінним взаємним положенням складених деталей, вузлів і панелей. Такі з'єднання забезпечують – клепаання, зварювання, склеювання, паяння й посадка з натягом. Розбирання цих з'єднань украй утруднене й

супроводжується звичайно ушкодженням самих елементів, що з'єднуються, і кріплень.

Рознімні нерухомі з'єднання, забезпечуючи незмінне положення деталей, у той же час допускають розбирання вузла, секції або агрегату без ушкодження як елементів, що входять у них, так і кріпильних деталей. До цих з'єднань належать, наприклад, стикові вузли крила, оперення й фюзеляжу, вузли кріплення двигунів до агрегатів літака, вузли кріплення кронштейнів підвіски рулів і елеронів, гвинтові з'єднання та ін.

Рознімні малорухомі з'єднання допускають відносні переміщення вхідних у з'єднання елементів, однак ці переміщення відносно рідко повторюються і тривають протягом короткого часу. До таких з'єднань належать шарніри складного підкосу ноги, що вбирається, шасі, з'єднання елементів у керуванні засобами механізації крила (закрилками) тощо.

Рознімні рухомі з'єднання допускають часто повторювані відносні зсуви елементів з'єднання. До них належать шарнірні з'єднання проводки керування рулями, елеронами, шарніри підвіски рулів та ін.

Таблиця 7.1 – Різні типи з'єднань конструктивних елементів і їх поширеність у літакобудуванні

Типи з'єднань		Найменування з'єднань											
		Заклепувальні	Болтові	Гвинтові	Зварені	Клейові	Паяні	Валиками	Замкові	Посадка з натягом	Шиті	Шліцьові	Комбіновані
Нерознімні	нерухомі	Δ	Δ	θ	Δ	Δ	Δ			θ	θ	○	θ
	рухомі		Δ	Δ				θ	Δ		○		θ
Рознімні	малорухомі		Δ	θ				θ	θ			θ	
	рухомі		Δ	○				θ	θ			○	

Примітка. Δ – найпоширеніші; θ – не дуже часті; ○ – рідкі.

Визначення ступеня рухомості з'єднання є досить істотним, оскільки допустимі напруження змінання для рухомих з'єднань приймаються не більше $0,2 \sigma_B$, а для малорухомих з'єднань – $0,65 \sigma_B$.

Рознімні з'єднання за способом передач ними зусиль можна поділити на зосереджені (точкові) і контурні. При зосереджених з'єднаннях зусилля з одного елемента на інший передаються в одній або декількох точках. При контурних з'єднаннях зусилля передаються більшою кількістю болтів, що з'єднують косинці або фітинги, розташовані по контуру з'єднувальних елементів (або агрегатів).

З перелічених видів з'єднань заклепувальні й болтові з'єднання в авіаційних конструкціях найбільш поширені. Це пояснюється їхньою універсальністю, порівняльною простотою й надійністю в експлуатації. Заклепки й болти можна використовувати для з'єднання елементів конструкції з будь-яких металів, тоді як інші види з'єднань накладають щодо цього певні обмеження. Так, наприклад, зварювання алюмінієвих сплавів, а також високолегованих конструкційних матеріалів утруднене й потребує дотримання спеціальних умов.

7.1 Заклепувальні з'єднання

Заклепувальні з'єднання виконуються у вигляді міцних швів, призначених для передачі зусиль з одного елемента на інший, і щільних міцних швів, які разом з передачею зусилля забезпечують герметичність шва.

При виборі заклепок варто керуватися нормаллями, при цьому необхідно всіляко скорочувати номенклатуру заклепок, що використовуються у конструкції, за рахунок уніфікації їх за типами головок, за матеріалом і діаметрами. У тих випадках, коли використання існуючих нормалей неможливе або не вигідне, допускається застосування нових, спеціально сконструйованих заклепок.

У заклепувальних з'єднаннях обшивання з каркасом звичайно застосовуються заклепки з потайними головками, а у внутрішніх заклепувальних з'єднаннях – заклепки з виступними головками. Застосування з'єднань з потайними головками зменшує лобовий опір літака, знижує міцність з'єднання і збільшує трудомісткість клепаально-складальних робіт.

Заклепки з високим опором зрізу застосовуються в з'єднаннях, що сприймають великі зусилля зрізу. Вони складаються з двох частин: стрижня з головкою зі сталі й кільця з легкого сплаву.

Заклепки для однобічного клепаання застосовуються у тих місцях, де доступ до замикальної головки заклепки відсутній. У таких з'єднаннях застосовуються підривні заклепки, заклепки із сердечником і пістони.

7.2 Болтові й гвинтові з'єднання

Болтові з'єднання, як і заклепувальні, знаходять широке застосування у літакобудуванні. Більшість рухомих і нерухомих рознімних з'єднань виконується за допомогою болтів.

У цей час часто зустрічаються з'єднання, у яких болти працюють одночасно на зріз, зминання й розтягання.

При проектуванні болтового або гвинтового з'єднання необхідно враховувати таке:

1) конусні болти варто застосовувати лише в тих випадках, коли використовується натяг. Виробництво таких болтів і елементів з'єднань досить складне й трудомістке;

2) болти підвищених класів точності рекомендується застосовувати тільки в тому випадку, якщо така точність технічно й економічно обґрунтована;

3) гвинти варто ставити тільки в тих випадках, коли немає можливості закрутити гайку на болті. З'єднання деталей гвинтами, що працюють на зріз і зминання, не рекомендується;

4) міцнісні характеристики матеріалу гайки мають бути нижче міцнісних характеристик болта або дорівнювати їм;

5) пустотілі болти рекомендується застосовувати тоді, коли вони в основному працюють на зминання.

У місцях конструкції, де до болтового з'єднання немає підходу із двох сторін для установа болтів, кріплення елементів здійснюється за допомогою гвинтів і анкерних гайок.

7.3 Зварні з'єднання

У літакобудуванні застосовуються такі види зварювання: точкове, роликове й стикове. Застосування того або іншого виду шва залежить від конструкції виробу й технологічних характеристик зварювального устаткування,

Перевага зварних з'єднань перед заклепувальними полягає у тому, що такі з'єднання забезпечують герметичність і зменшують трудомісткість виробу.

Сучасні методи зварювання дозволяють одержати з'єднання, що має досить високу міцність і надійність звареного шва. Тому зварні з'єднання широко застосовуються в конструкції шасі, систем керування й силових установок. Роликове й точкове зварювання застосовуються для з'єднання елементів планера, виконаних з матеріалів, що добре зварюються.

7.4 Клейові й комбіновані з'єднання

Клейові з'єднання елементів конструкції знаходять досить широке застосування в літакобудуванні.

Шляхом склеювання можна з'єднувати елементи конструкції малої товщини як з однорідних, так і різнорідних матеріалів, причому клейові з'єднання порівняно із заклепувальними мають підвищену втомну міцність, ліпшу якість поверхонь з'єднувальних деталей, поліпшують герметичність шва. Однак усе це можна забезпечити тільки за умови правильного вибору клеїв і технології склеювання. Більшу роль відіграє контроль якості склеювання. Найбільшу міцність мають такі клейові з'єднання, які працюють на «чисте» зрушення, чого практично досягти неможливо.

Залежно від умов роботи сполучення способи з'єднання можуть бути різними:

1) клейове з'єднання є основним, а заклепки, болти й гвинти ставлять в невеликій кількості для того, щоб захистити виріб від руйнування під дією нерівномірного відриву;

2) міцність з'єднання визначається наявністю заклепувальних або зварених швів, а клей застосовується лише для обмеження концентрації напруг і не входить у силовий розрахунок;

3) клей разом із заклепками, болтами або зварюванням забезпечує міцність з'єднання.

Як відомо, основними недоліками заклепувальних з'єднань є концентрація напруг біля отворів під заклепки, труднощі заклепування тонких листів, утворення тріщин при kleпанні й у процесі експлуатації, складність забезпечення герметизації з'єднання. При застосуванні клеєзаклепувальних з'єднань значною мірою усуваються недоліки, властиві заклепувальним і клейовим з'єднанням.

Відомо, що точкове зварювання є одним з передових методів з'єднання металів, однак цей метод має істотні недоліки: відносно невисоку втомну міцність через наявність концентрації напруг і складність захисту від корозії алюмінієвих сплавів.

Комбінація точкового електрозварювання зі склеюванням дозволяє так само, як і в kleпаних конструкціях, виключити недоліки, властиві процесам точкового зварювання й склеювання окремо. У клеєзварних з'єднаннях навантаження розподіляється більш рівномірно по всій площі клеєзварного шва, і відсутня концентрація напруг, що виникає біля зварених точок. Клеєзварні з'єднання забезпечують герметичність конструкції й дозволяють захистити її від корозії.

8 ПРИНЦИПИ ОПТИМАЛЬНОСТІ СКЛАДНИХ ТЕХНІЧНИХ СИСТЕМ

Розроблення ЛА потребує інтеграції знань в галузях фізики, математики, аеродинаміки, стійкості й керованості, технології й матеріалознавства, економіки, двигунобудування, креслення й конструювання, будівельної механіки та інших прикладних і фундаментальних наук. Разом з тим проектування літака не може базуватися тільки на сумі знань перелічених вище дисциплін. Це самостійна науково-технічна дисципліна, що має свою внутрішню логіку, свої закони й методи.

До цих пір ведуться дискусії про те, що ж таке проектування – наука чи мистецтво, але вони лише відбивають рівень наших знань про закони, що формують вигляд літака, типи й параметри його підсистем.

Теоретичною базою створення більших технічних систем (до яких належать ЛА) є наука системотехніка, яка ставить за мету створення й вивчення найбільш загальних способів опису законів функціонування і методів аналізу й синтезу більших систем. На відміну від проектно-технічних дисциплін (аеродинаміка, динаміка, будівельна механіка тощо), що вивчають окремі процеси, об'єкти, елементи й пристрої, системотехніка вивчає поведження великих сукупностей певним чином взаємозалежних процесів, об'єктів і пристроїв.

Оскільки системне проектування опирається на широке використання математичних методів дослідження й ЕОМ для вирішення проектних завдань, не менш важливим є розроблення прийнятних математичних моделей досліджуваних систем і процесів. Такі моделі повинні дозволяти застосування формальної логіки й елементарних арифметичних операцій для вирішення досить складних завдань. Наступні завдання системного проектування спрямовані на розроблення алгоритму й програми для вирішення завдання на ЕОМ, аналіз результатів і підготовку матеріалів для прийняття рішень.

Аналіз ЛА й ієрархії завдань проектування дозволяє обґрунтовано підійти до проблеми декомпозиції літака на підсистеми, а процес його проектування – на ряд взаємозалежних завдань. Методологія системного проектування базується на таких основних положеннях про оптимальність систем.

1. У загальному випадку система, що складається з оптимальних елементів (підсистем), не обов'язково буде оптимальною. Вона повинна оптимізуватися в цілому як єдиний об'єкт із заданим цільовим призначенням. Це, однак, не означає, що

оптимізація в роздріб взагалі не має змісту.

2. Система має оптимізуватися за кількісно певним і єдиним критерієм, що відбиває в математичній формі мету оптимізації. Відсутність такого критерію, як правило, свідчить про нечітке розуміння розроблювачем поставленого перед ним завдання.

3. Оскільки система оптимізується в умовах кількісно певних обмежень на параметри, що оптимізується, її оптимальність завжди відносна, умовна.

У цих умовах досить важливою проблемою є вибір системи критеріїв, що дозволяє для кожного розглянутого рівня проектних завдань, для кожного елемента підсистеми вибирати такі параметри й характеристики, які б забезпечували високу ефективність системи в цілому. При цьому необхідно керуватися принципом оптимальності, який свідчить: якщо об'єкти елементів і підсистем усіх рівнів оптимальні за критеріями, що відповідають системам більш високого рівня, то вся система оптимальна. Це означає, що, хоча кожній стадії проектування й кожній підсистемі авіаційного комплексу або літака може відповідати свій критерій оцінки, усі вони мають бути несуперечливі, й відповідати загальним цілям авіаційного комплексу.

Наведемо основні правила вибору критеріїв з урахуванням особливостей зв'язків.

Правило 1. При виборі оптимальних параметрів певного об'єкта з фіксованими функціональними зв'язками необхідно, щоб критерії, що використовуються у випадку оптимізації його елементів і підсистем, були показниками якості відповідних систем більш високого рівня.

Правило 2. У випадку оптимізації параметрів об'єктів, що мають прямі функціональні зв'язки, необхідно, щоб ці об'єкти були оптимальні за критерієм оцінки системи, функції якої вони виконують.

Правило 3. При виборі оптимальних параметрів об'єкта, що визначають ієрархічні функціональні зв'язки, як критерій варто приймати показник якості системи вищого рівня, що обмежує рамки впливу цих параметрів.

Під функціональними зв'язками тут розуміються такі, які визначають можливість виконання системою своїх функцій.

9 КРИТЕРІЇ ОЦІНЮВАННЯ ТОВАРНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛА З УРАХУВАННЯМ ПРИЙНЯТИХ ПРОЕКТНИХ І КОНСТРУКТОРСЬКИХ РІШЕНЬ

Найважливішою складовою частиною вибору ЛА є визначення критеріїв оцінювання товарних характеристик. Вона виникає щораз, коли необхідно оцінити варіанти і вибрати один з них. Від того, який

прийнятий критерій, залежить не тільки числове значення параметрів і характеристик, але й доля проектного або побудованого ЛА взагалі. Невдало обрані критерії можуть призвести до неправильного оцінювання ЛА.

Перші ЛА оцінювалися за окремими характеристиками. ЛА вважався ліпшим, якщо він мав порівняно із прототипами більшу швидкість, ліпшу вагову віддачу при однаковій дальності польоту тощо. Поширеним в 30-х роках було порівняння ЛА за числами Еверлінга (числами швидкості, дальності, висоти). Надалі радянським ученим В. С. Пишновим були запропоновані аналогічні числам Еверлінга коефіцієнти, що дозволяють судити про величину корисного навантаження, масу конструкції, аеродинамічну досконалість літака, про те, чи прагнув конструктор до одержання максимальної швидкості, максимальної вантажопідйомності або приймав компромісне рішення. Коефіцієнти Пишнова давали також можливість оцінити витрати палива на тонно-кілометр перевезеного вантажу і якість повітряного гвинта.

Числа Еверлінга, як і коефіцієнти Пишнова, використовували при проектуванні літака на основі статистичного вибору основних його параметрів і характеристик, і вони у свій час відігравали прогресивну роль.

Числа Еверлінга й коефіцієнти Пишнова давали можливість оцінювати й порівнювати ЛА за різними критеріями (крім економічних), але не давали можливості оцінити літак у цілому.

Для такого оцінювання необхідний був єдиний, досить загальний критерій, де будуть відбиті усі цікаві для конструктора й експлуатаційника характеристики й параметри ЛА. Цей критерій не повинен бути штучним. Необхідно, щоб він виражав головне завдання, заради якого створюється ЛА. Для військового літака - це бойова ефективність або ступінь (повнота) виконання бойового завдання, для цивільного літака – економічне перевезення пасажирів і вантажів при заданому рівні комфорту й виконанні всіх вимог безпеки й регулярності польотів.

Як критерій порівняльної оцінки літаків цивільної авіації Е. А. Овруцький приймає собівартість тонно-кілометра як величину, що безпосередньо відбиває необхідні витрати на створення й експлуатацію літака. Цей критерій є досить загальним і в той же час не занадто складним, цілком доступним при проектуванні літака. Собівартість тонно-кілометра враховує вагові характеристики літака і його частин, характеристики двигунів (тягу, питому витрату палива, вартість, ресурс), аеродинамічні характеристики літака (через масу палива), режим польоту (V , H , L), вартість і ресурс конструкції літака,

витрати на проектування літака, на утримування льотного складу й бортпроводників, ціну палива, аеропортові витрати, середньорічний коефіцієнт завантаження.

Більш загальним економічним критерієм порівняно із собівартістю тонно-кілометра є критерій, запропонований Д. Л. Томашевичем. Він має вигляд

$$\eta = P/B,$$

де P – величина, що визначає суспільну корисність або цільову віддачу літального апарата; B – витрати на виготовлення літального апарата й підтримку його працездатності в період експлуатації.

Критерій Томашевича застосовується до будь-яких літальних апаратів. Стосовно літаків, призначених для народного господарства, розглянутий критерій являє собою величину, що є оберненою до повної собівартості тонно-кілометра.

Однією з поширених оман є оцінка й порівняння літаків без обліку їхніх злітно-посадочних характеристик, від яких значною мірою залежать злітна маса й розміри крила. О.К. Антоновим запропоновано критерій, що повинен був виправити цей недолік. Критерій має вигляд

$$a^* = a/L_{зпс},$$

де a – деякий коефіцієнт, грн/(т·км); $L_{зпс}$ – потрібна довжина злітно-посадочної смуги, км.

У випадку порівняння літаків при постійних значеннях дальності польоту, крейсерської швидкості, корисного навантаження, вартості й ресурсу частин, а також при заданій довжині злітно-посадочної смуги економічні критерії трансформуються у більш простий критерій – злітну масу літака. Найліпший варіант відповідає мінімуму злітної маси літака за інших рівних умов. У багатьох випадках ваговий критерій істотно спрощує вирішення завдань з оптимізації параметрів і проектно-конструкторських рішень.

Викладене дозволяє сформулювати такі основні вимоги до критеріїв оцінки взагалі й літаків зокрема:

- критерій має бути вимірюваною (рахунковою) величиною, спосіб розрахунку якої відомий;
- критерій має враховувати основну мету, заради якої створюється об'єкт (ЛА), а також умови й обмеження експлуатації;
- критерій має містити ті параметри й характеристики об'єкта, вплив яких потрібно оцінити або які необхідно оптимізувати;
- необхідно, щоб на кожному рівні ухвалення рішення критерії були несуперечливими;
- бажано, щоб на всіх стадіях критерій був єдиним.

Остання вимога виражена у вигляді побажання, оскільки іноді

важко віддати перевагу будь-якому єдиному критерію й бажано знати рішення щодо декількох можливих критеріїв. Ухвалення компромісного рішення у цих випадках – це окрема проблема. Один з перших методів вирішення багатокритеріальних завдань запропонував італійський математик Парето. Його метод оснований на таких допущеннях:

– ефективність системи зростає, якщо зростає ефективність за всіма критеріями (порівняно з деяким початковим станом);

– ефективність системи збільшується, якщо поліпшуються значення одного або декількох критеріїв, а значення інших не змінюються.

Стан, при якому не можна більше поліпшити значення хоча б одного із критеріїв оцінки, не погіршуючи значення хоча б одного з інших критеріїв, свідчить про досягнення оптимуму Парето.

Усі відомі критерії можна систематизувати за різними ознаками, наприклад, за змістом (технічні, економічні, військові, соціальні, змішані тощо), за способом вираховування (детерміновані, імовірнісні), за структурою (у вигляді суми, добутку, дробу).

Одним з найпоширеніших критеріїв у літакобудуванні є критерій типу «вартість-ефективність». Потрібно знайти параметри літака, що відповідають або найбільшій ефективності його при заданій вартості, або, навпаки, такі, що відповідають мінімальній вартості (літака, програми, операції тощо) при фіксованому рівні ефективності системи (літака або парку літаків з урахуванням наземних засобів забезпечення). Вимога знайти максимальну ефективність при мінімальних витратах не може бути реалізована.

Розглянемо розрахунок критерію оцінки транспортних літаків - наведені витрати, в основі яких лежать собівартість тонно-кілометра й капітальні вкладення.

Наведені витрати, грн/(т·км), виражені відносно одного літака:

$$a_{\text{пр}} = a + a_{\text{кап.вкл}},$$

де a – собівартість перевезень, грн/(т·км); $a_{\text{кап.вкл}}$ – наведені капіталовкладення, грн/(т·км).

Собівартість перевезень розраховують за формулою

$$a = \frac{100A}{k_{\text{ком}} m_{\text{ком}} V_{\text{рейс}}},$$

де A – витрати на експлуатацію літака протягом льотної години, грн/год; $m_{\text{ком}}$ – комерційне навантаження, що відповідає даній дальності польоту, т; $V_{\text{рейс}}$ – рейсова швидкість літака, км/год; $k_{\text{ком}}$ – коефіцієнт комерційного навантаження, що враховує середньорічне неповне завантаження літака через сезонність

перевезень.

Рейсова швидкість літака (швидкість польоту за розкладом) ураховує витрати часу на такі етапи польоту: запуск і прогрівання двигунів, рулювання до ЗПС перед зльотом і після посадки, зліт і набір висоти, маневрування в повітрі після зльоту й перед посадкою, зниження й посадка. Для надзвукових літаків додатково враховується час на розгін літака до крейсерської надзвукової швидкості польоту й на гальмування.

Рейсова швидкість визначається за такою формулою:

$$V_{\text{рейс}} = \frac{LV_{\text{рейс}}}{L - L_{\text{зп}} + (t_{\text{зп}} + \Delta t_{\text{м}})V_{\text{крейс}}},$$

де L – відстань між аеропортами зльоту й посадки, км; $t_{\text{зп}}$ – час, що витрачається на зліт, набір висоти, зниження й посадку, год; $L_{\text{зп}}$ – горизонтальна проекція шляху, що проходить літак за час $t_{\text{зп}}$, км; $V_{\text{крейс}}$ – крейсерська швидкість польоту, км/год; $\Delta t_{\text{м}}$ – час, що витрачається на запуск і прогрівання двигунів, на рулювання й маневрування після зльоту й перед посадкою, год.

Час на набір висоти, зниження, на розгін літака до крейсерської швидкості, гальмування і відповідна горизонтальна проекція шляхів літака беруться з аеродинамічного розрахунку. Для реактивних магістральних літаків $\Delta t_{\text{м}} = 0,167$ год (10 хв).

Для наближених розрахунків можна приймати, км/год,

$$V_{\text{рейс}} = \frac{LV_{\text{крейс}}}{L + \Delta t V_{\text{крейс}}}.$$

Для дозвукових літаків, год, $\Delta t = 0,16 + 1,85 \cdot 10^{-4} H^3$ (H – висота польоту, км).

Для надзвукових пасажирських літаків $\Delta t = 0,37-0,40$ год, якщо $M_{\text{крейс}} = 2,2...2,3$.

Максимальне комерційне навантаження визначається залежно від кількості пасажирських місць і місткості багажних і вантажних приміщень на літаку:

$$m_{\text{ком}} = 90 n_{\text{пас}} + 290(V_{\text{баг}} - 20n_{\text{пас}}/120),$$

де $n_{\text{пас}}$ – кількість пасажирських місць; 90 – середня маса пасажирів (75 кг) і особистого багажу пасажирів (15 кг); 290 – середня питома маса пошти й вантажу, кг/м³; $V_{\text{баг}}$ – об'єм багажних і вантажних приміщень, м³; 120 – середня питома маса багажу пасажирів, кг/м³.

Максимальне комерційне навантаження пасажирський літак може перевозити на певну, так звану розрахункову дальність, що залежить від максимальної злітної маси й від запасу палива на літаку. При заданій максимальній злітній масі політ на дальність, більшу за розрахункову, виконується зі зменшеним комерційним навантаженням внаслідок відповідного збільшення запасу палива.

Типовий графік, що показує залежність величини комерційного навантаження пасажирського літака від дальності польоту, показано на рис. 9.1.

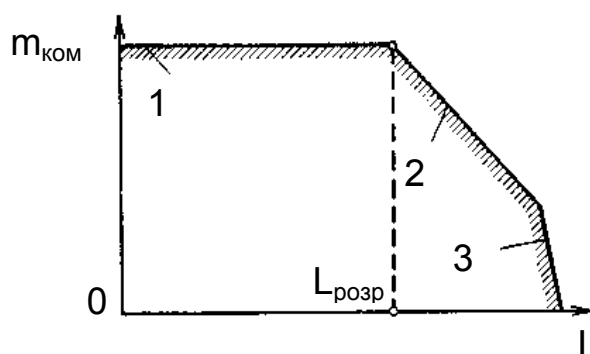


Рисунок 9.1 – Типова залежність величини комерційного навантаження пасажирського літака від дальності польоту ($L_{розр}$ відповідає мінімуму собівартості перевезень): 1 – обмеження за кількістю пасажирських місць і місткістю багажних і вантажних приміщень; 2 – обмеження за максимально припустимою злітною масою; 3 – обмеження за максимально можливим запасом палива

10 ВАГОВЕ Й ЕКОНОМІЧНЕ ОЦІНЮВАННЯ ЛА З ОБЛІКОМ ПРИЙНЯТИХ ПРОЕКТНИХ І КОНСТРУКТОРСЬКИХ РІШЕНЬ

10.1 Поняття про коефіцієнти зростання й градієнти злітної маси літака

У процесі проектування літака постійно доводиться вирішувати завдання на протиріччя маси й аеродинамічного опору, маси й ресурсу, маси й вартості конструкції тощо.

На всіх стадіях проектування літака звичайно вносяться різні зміни й поліпшення, зрівнюються варіанти конструкторських рішень. Питання полягає у тому, як досить коректно зробити ці операції, як зв'язати частинні зміни різних величин із загальною зміною критерію оцінки літака.

Вирішення може дати наближений метод, оснований на лінеаризації малих (кінцевих) збільшень. Найбільш просто завдання вирішується у тих випадках, коли за критерій оцінки приймається величина злітної маси літака.

Метод оснований на таких припущеннях:

– частинні (локальні) зміни, якщо вони вносяться одночасно, безпосередньо не зв'язані між собою, є незалежними й визначаються конструктором;

– вносячи будь-які зміни в проект, конструктор прагне зберегти задане цільове навантаження й основні льотні дані згідно з ТЗ або ТТТ;

– зміни малі, не перевищують 10...15 % вихідного значення (чим більше величина зміни, тим більше похибка методу).

На підставі першого із цих припущень можна записати

$$\Delta a = \frac{\partial a}{\partial i_1} \Delta i_1 + \frac{\partial a}{\partial i_2} \Delta i_2 + \dots + \frac{\partial a}{\partial i_n} \Delta i_n.$$

Візьмемо як критерій злітну масу літака (m_0), а як змінювані незалежні параметри – додаткову масу будь-якої частини літака ($\Delta m_{\text{дод}}$), збільшення сили лобового опору (ΔX_0), збільшення ще деякого параметра (Δi_n), що впливає на m_0 . Тоді рівняння набуде вигляду

$$\Delta m_0 = \frac{\partial m_0}{\partial m_{\text{дод}}} \Delta m_{\text{дод}} + \frac{\partial m_0}{\partial X_0} \Delta X_0 + \dots + \frac{\partial m_0}{\partial i_n} \Delta i_n,$$

де доданки правої частини і є градієнтами злітної маси літака;

$\frac{\partial m_0}{\partial m_{\text{дод}}} \Delta m_{\text{дод}} = \text{grad} m_0$ – у зв'язку з появою додаткової маси;

$\frac{\partial m_0}{\partial X_0} \Delta X_0 = \text{grad} m_0$ – у зв'язку з появою додаткового лобового опору, і

т.д.

У цьому випадку $\text{grad} m_0$ є односпрямованими векторами.

Похідні $\frac{\partial m_0}{\partial m_{\text{дод}}} \Delta m_{\text{дод}}$, $\frac{\partial m_0}{\partial X_0} \Delta X_0$, $\frac{\partial m_0}{\partial i_n} \Delta i_n$ прийнято називати

коефіцієнтами зростання злітної маси.

Простота й зручність методу градієнтів злітної маси полягає у тому, що на всіх стадіях проектування літака коефіцієнти зростання є константами й можуть бути заздалегідь обчислені, а скінченні збільшення ($\Delta m_{\text{дод}}$, ΔX_0 і т.д.) повністю визначаються конструктором.

Метод градієнтів дозволяє вирішувати досить велике коло завдань:

1) визначати вплив на критерій оцінювання літака кожного зі змінних параметрів, виявляти, який з них впливає з метою спрямувати зусилля в першу чергу на поліпшення цієї величини. Для вирішення даного завдання необхідно знайти відповідні частинні

похідні й прийняти, що скінченні збільшення змінних повинні становити однакову, порівняно невелику частину первісного значення кожної з них (наприклад, 1 %);

2) визначати сумарний, найчастіше суперечливий вплив на критерій оцінки будь-якої кількості величин. Практичний інтерес це завдання має при аналізі різних варіантів технічних рішень, пов'язаних, наприклад, зі зміною маси, сили лобового опору, ресурсу й вартості.

Очевидно, що найліпшим буде той варіант вирішення, для якого має місце екстремум критерію, наприклад екстремум наведених витрат, тобто $[\Sigma(-\Delta a)]_{\max}$ або $[\Sigma(+\Delta a)]_{\min}$;

3) знаходити еквіваленти різних пар величин, наприклад вагові еквіваленти вартості або ресурсу агрегату тощо. Це завдання має досить велике практичне значення при дослідженні доцільності проектно-конструкторських рішень, пов'язаних, наприклад, із застосуванням більш легкої, але більш дорогої конструкції, зі зменшенням аеродинамічного опору за рахунок збільшення маси тощо. Для вирішення таких завдань необхідно дорівняти нулю пари будь-яких часткових збільшень критерію (подібне завдання розглянуте нижче). У загальному випадку користуються формулою

$$\sum_{k \geq 2} \left(\frac{\partial a}{\partial i_k} \Delta i_k \right) = 0;$$

4) перераховувати значення злітної маси на нове значення, користуючись простою формулою

$$(m_0)_{\text{нов}} = (m_0)_{\text{поч}} \pm \frac{\partial m_0}{\partial i} \Delta i.$$

Розмір похибки при визначенні значення $(m_0)_{\text{нов}}$ залежить від абсолютної величини збільшення параметра Δi (рис. 10.1).

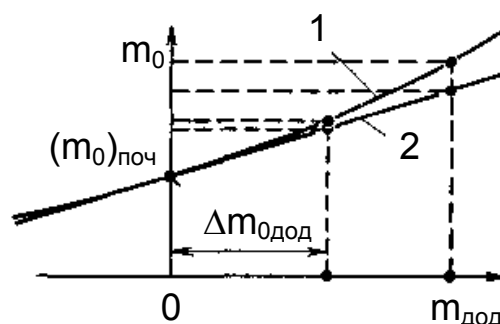


Рисунок 10.1 – Залежність злітної маси літака від додаткової маси:

- 1 – точний розв'язок з рівняння вагового балансу літака;
- 2 – вирішення методом градієнтів злітної маси літака

Якщо величина Δi не перевищує 10 % первісного значення

параметра, що часто має місце при розгляді різних модифікацій характеристик і параметрів літака, то за допомогою лінеаризації рівняння $m_0(\Delta i)$ значення $(m_0)_{\text{нов}}$ можна визначити з точністю до 1 %. Така точність при наближених розрахунках звичайно цілком задовольняє конструктора.

Таким чином, метод градієнтів злітної маси дозволяє при менших витратах праці порівняно зі звичайним розрахунком нових варіантів літака знайти в процесі проектування зв'язки між частковими й загальними змінами характеристик, порівняти між собою часткові зміни характеристик при однаковому кінцевому результаті, дати оцінку доцільності проектно-конструкторських рішень.

Зазначені завдання можуть вирішуватися на будь-якому етапі проектування дослідного зразка або при модифікаціях вже побудованого літака та літака, який експлуатується. При цьому обмеження (умови рішення) завдань на кожній стадії можуть бути різними. Наприклад, на стадії попередніх досліджень і ескізного проектування дослідного літака основними обмеженнями є як задані параметри $(L_{\text{розр}}, m_{\text{ц.н}}) = \text{const}$, так і, звичайно, прийняті $(\rho_0, \bar{P}_0) = \text{const}$. На більш пізній стадії проектування або при модифікації існуючого зразка літака, коли характеристики двигунів, розміри й форма літака визначені, обмеженням може служити $(S, P_0) = \text{const}$. Крім того, на кожній стадії проектування відомо, які льотні дані мають бути збережені при зміні інших характеристик літака. Наприклад, з появою додаткової маси агрегату або деталі, коли потрібно зберегти не тільки міцність конструкції й розрахункову дальність польоту, але також і крейсерську швидкість, збільшення злітної маси буде різним при $(\rho_0, \bar{P}_0) = \text{const}$ і при $(S, P_0) = \text{const}$.

10.2 Вагове й економічне оцінювання проектних і конструкторських рішень

При використанні методу градієнтів злітної маси літака приймаємо $(L, m_{\text{ц.н}}, V_{\text{крейс}}) = \text{const}$, що дозволяє спростити оцінювання проектних і конструкторських рішень. В основі такого оцінювання лежить поняття про вагові еквіваленти різних величин.

Відомо, що поліпшення одних характеристик проектного літака (наприклад, аеродинамічної якості, питомої годинної витрати палива, ресурсу тощо) нерідко досягається лише ціною погіршення інших (наприклад, вагових характеристик, вартості тощо). У цьому випадку в процесі проектування потрібно знайти межу доцільності поліпшення одних параметрів за рахунок погіршення інших.

Дві величини будемо вважати еквівалентними, якщо одночасно

їх зміна призводить до рівного за величиною, але протилежного за знаком зміни критерію оцінки літака (тобто не призводить до зміни критерію оцінювання). Аналітично еквівалентність величин можна виразити так:

$$\sum_{i \geq 2} \Delta a_i = 0,$$

де a – критерій оцінювання літака; i – число параметрів.

Розглянемо вагові еквіваленти вартості літака.

Умови одержання вагового еквівалента мають вигляд

$$\Delta a_m + \Delta a_{C_c} = 0.$$

Очевидно, що проектно-конструкторське рішення доцільне, якщо воно приводить до поліпшення критерію оцінювання літака.

Заради простоти будемо вважати, що для здійснення того або іншого конструкторського рішення не потрібні або потрібні досить малі витрати у вигляді додаткових капіталовкладень.

При проектуванні літаків нерідко доводиться вирішувати, за яких умов доцільно застосувати більш легку, але більш дорожу конструкцію агрегату, вузла або деталі (можливе й зворотне завдання, що ставиться в такий спосіб: за яких умов доцільно застосувати більш важку, але більш дешеву конструкцію?). Відомо, наприклад, що монолітні фрезеровані конструкції, конструкції з титану або склопластиків у цей час значно дорожчі, ніж аналогічні збірні вузли, вузли з алюмінієвих сплавів або сталі. Однак монолітні деталі, деталі з дорогих матеріалів можуть дати значну економію маси. Це протиріччя маси й вартості приводить до необхідності визначити ваговий еквівалент вартості, знайти границю, що розділяє доцільні варіанти рішень від недоцільних.

При вирішенні даного завдання приймаємо $(L, m_{ц.н}, V) = \text{const}$. Вважаємо також, що зміна вартості літака не приводить до зміни ресурсу його конструкції, тобто вважаємо $T_c = \text{const}$. Тоді

$$\frac{\partial a}{\partial m_{\text{агр}}} \Delta m_{\text{агр}} + \frac{\partial a}{\partial C_c} \Delta \bar{C}_c = 0,$$

де $\Delta m_{\text{агр}}$ – зміна маси агрегата, вузла або деталі; $\Delta \bar{C}_c$ – зміна питомої вартості літака.

Похідна $\partial a / \partial C_c$ визначається за формулою

$$\frac{\partial a}{\partial C_c} = \frac{1,4}{k_{\text{ком}}} \cdot \frac{1 + k_{\text{рс}} (T_c / t_c - 1)}{T_c} \cdot \frac{m_{\text{пуст}}}{m_{\text{ком}} V_{\text{рейс}}}.$$

Одержимо абсолютне значення відношення $\Delta C_c / \Delta m_{\text{агр}}$, грн/кг, за умови, що $\Delta C_c = \Delta \bar{C}_c m_{\text{пуст}}$.

Приймаючи (p_0, \bar{P}_0) = const, одержимо

$$\left| \frac{\Delta C_c}{\Delta m_{\text{агр}}} \right| = \frac{T_c m_{\text{ком}} V_{\text{рейс}} \chi_m [f + h(1 - \bar{m}_T) + b \bar{m}_{\text{трасх}}]}{10^5 [1 + k_{\text{рс}} (T_c / t_c - 1)]}$$

При (S, P_0) = const

$$\left| \frac{\Delta C_c}{\Delta m_{\text{агр}}} \right| = \frac{T_c m_{\text{ком}} V_{\text{рейс}} \chi_m [h(1 - \bar{m}_T) + b \bar{m}_{\text{трасх}}]}{10^5 [1 + k_{\text{рс}} (T_c / t_c - 1)]}$$

У формулах $m_{\text{ком}}$ вимірюються у тоннах, а багаточлен у квадратних дужках (у чисельнику) має розмірність грн/($t^2 \cdot \text{км}$).

Вартість конструкції літака за статистикою становить 65...75 % від вартості порожнього літака з обладнанням. Тому при визначенні додаткової вартості конструкції літака, яка виправдовується зменшенням її маси на 1 кг, значення $|\Delta C_c / \Delta m_{\text{агр}}|$ треба помножити на коефіцієнт $\beta = C_{\text{кон}} / C_c = 0,65 \dots 0,75$. У прикладах розрахунку будемо приймати $\beta = 0,7$. Позначимо

$$\Delta \bar{C}_c^* = |\Delta C_c / \Delta m_{\text{агр}}| \cdot \beta,$$

де $\bar{C}_{\text{агр}}$ – вартість 1 кг первісного агрегату, вузла або деталі; $m_{\text{агр}}$ – маса первісного агрегату, вузла або деталі; $\bar{C}_{\text{агр.нов}}$, $m_{\text{агр.нов}}$ – вартість 1 кг і маса нового агрегату, вузла або деталі (замість первісних).

Розглянемо для визначеності випадок, коли $m_{\text{агр.нов}} < m_{\text{агр}}$, а $\bar{C}_{\text{агр.нов}} > \bar{C}_{\text{агр}}$. Вартість, грн, первісної конструкції агрегату, вузла або деталі

$$C_{\text{агр}} = \bar{C}_{\text{агр}} m_{\text{агр}}.$$

Вартість нової конструкції з меншою на $\Delta m_{\text{агр}}$ масою

$$C_{\text{агр.нов}} = \bar{C}_{\text{агр}} (m_{\text{агр}} - \Delta m_{\text{агр}}) + \Delta \bar{C}_c^* \Delta m_{\text{агр}},$$

де $\Delta \bar{C}_{\text{агр}}$ – економія, грн, від зменшення маси конструкції на 1 кг.

Поділимо ліву й праву частини на добуток $\bar{C}_{\text{агр}} m_{\text{агр}} = C_{\text{агр}}$:

$$\begin{aligned} \frac{C_{\text{агр.нов}}}{C_{\text{агр}}} &= \frac{\bar{C}_{\text{агр}} m_{\text{агр}} - \bar{C}_{\text{агр}} \Delta m_{\text{агр}} + \bar{C}_c^* \Delta m_{\text{агр}}}{\bar{C}_{\text{агр}} m_{\text{агр}}} = \frac{\bar{C}_{\text{агр}} m_{\text{агр}} + \Delta m_{\text{агр}} (\Delta \bar{C}_c^* - \bar{C}_{\text{агр}})}{\bar{C}_{\text{агр}} m_{\text{агр}}} = \\ &= 1 + \frac{\Delta m_{\text{агр}}}{m_{\text{агр}}} \left(\frac{\Delta \bar{C}_c^*}{\bar{C}_{\text{агр}}} - 1 \right). \end{aligned}$$

Але $\Delta m_{\text{агр}} = m_{\text{агр}} - m_{\text{агр.нов}}$. Тоді

$$\frac{C_{\text{агр.нов}}}{C_{\text{агр}}} = 1 + \frac{m_{\text{агр}} - m_{\text{агр.нов}}}{m_{\text{агр}}} \left(\frac{\Delta \bar{C}_c^*}{\bar{C}_{\text{агр}}} - 1 \right) = 1 + \left(1 - \frac{m_{\text{агр.нов}}}{m_{\text{агр}}} \right) \left(\frac{\Delta \bar{C}_c^*}{\bar{C}_{\text{агр}}} - 1 \right) =$$

$$= \frac{\Delta \bar{C}_c^*}{\bar{C}_{\text{агр}}} - \frac{m_{\text{агр.нов}}}{m_{\text{агр}}} \left(\frac{\Delta \bar{C}_c^*}{\bar{C}_{\text{агр}}} - 1 \right),$$

звідки

$$\frac{m_{\text{агр}}}{m_{\text{агр.нов}}} = \frac{\Delta \bar{C}_c^* / \bar{C}_{\text{агр}} - 1}{\Delta \bar{C}_c^* / \bar{C}_{\text{агр}} - \bar{C}_c^* / C_{\text{агр}}}.$$

Дана формула визначає ваговий еквівалент вартості конструкції агрегатів, вузлів або деталей літака. Із цієї формули випливає:

1) якщо $C_{\text{агр.нов}}/C_{\text{агр}} > \Delta \bar{C}_c^* / \bar{C}_{\text{агр}}$, то зниженням маси вже неможливо компенсувати збільшення вартості агрегату, вузла або деталі (рис. 10.2);

2) можуть бути два випадки, коли для компенсації відносного збільшення вартості нової конструкції потрібно таке ж за величиною відносне зниження її маси, тобто коли

$$m_{\text{агр}}/m_{\text{агр.нов}} = C_{\text{агр.нов}}/C_{\text{агр}}.$$

Крім тривіального випадку, коли

$$m_{\text{агр}}/m_{\text{агр.нов}} = C_{\text{агр.нов}}/C_{\text{агр}} = 1,$$

можливий ще такий, коли

$$m_{\text{агр}}/m_{\text{агр.нов}} = C_{\text{агр.нов}}/C_{\text{агр}} = \Delta \bar{C}_c^* / \bar{C}_{\text{агр}} - 1.$$

Якщо відомі не абсолютні вартості $C_{\text{агр}}$ і $C_{\text{агр.нов}}$, а відносні: $\bar{C}_{\text{агр}} = C_{\text{агр}}/m_{\text{агр}}$ і $\bar{C}_{\text{агр.нов}} = C_{\text{агр.нов}}/m_{\text{агр.нов}}$, то формула набуває вигляду

$$\frac{m_{\text{агр}}}{m_{\text{агр.нов}}} = 1 + \frac{\bar{C}_{\text{агр.нов}} / \bar{C}_{\text{агр}} - 1}{\Delta \bar{C}_c^* / \bar{C}_{\text{агр}}}.$$

Записуючи формулу у вигляді нерівності

$$\frac{m_{\text{агр}}}{m_{\text{агр.нов}}} > 1 + \frac{\bar{C}_c^* / \bar{C}_{\text{агр}} - 1}{\Delta \bar{C}_c^* / \bar{C}_{\text{агр}} - \bar{C}_{\text{агр.нов}}^* / C_{\text{агр}}},$$

одержимо умову доцільності проектно-конструкторського рішення. У формулах $m_{\text{агр}}/m_{\text{агр.нов}}$ – відношення фактичних значень мас нової й вихідної конструкції. Зони доцільних рішень видно з рис. 10.2.

При вирішенні даного завдання економію, грн/кг, від зменшення маси конструкції на 1 кг можна знайти за такою формулою:

$$\Delta \bar{C}_c^* = \chi_m [26\xi P_0 + 0,53 \bar{C}_c (1 - \bar{m}_T) + 400 (C_P/K)_{\text{крейс}}],$$

де $\xi = 1$, якщо $(p_0, \bar{P}_0) = \text{const}$; $\xi = 0$, якщо $(S, P_0) = \text{const}$.

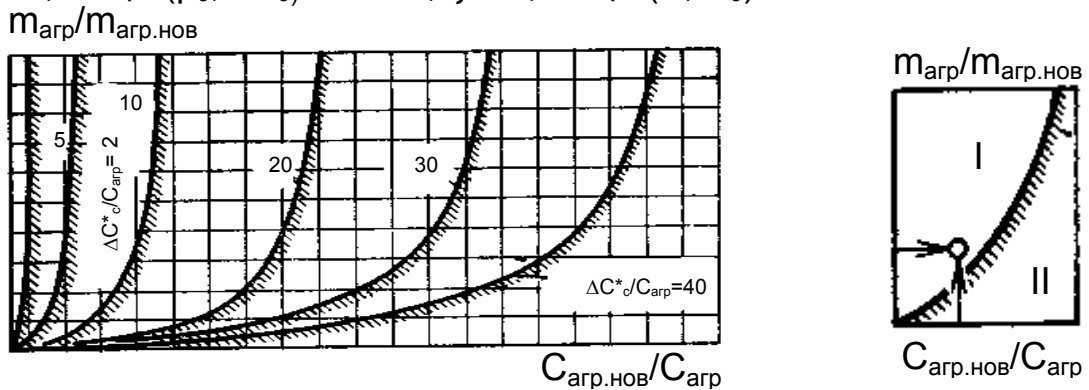


Рисунок 10.2 – Зони доцільності застосування більш дорогої, але більш легкої конструкції (агрегату, деталі): I – зона доцільності конструктивного рішення; II – зона недоцільності конструктивного рішення

Для приблизних розрахунків $\Delta \bar{C}_c^*$, грн/кг, можна користуватися такими простими залежностями:

$$\text{при } (p_0, \bar{P}_0) = \text{const } \Delta \bar{C}_c^* \approx 47\chi_m;$$

$$\text{при } (S, P_0) = \text{const } \Delta \bar{C}_c^* \approx 38\chi_m.$$

11 ОСОБЛИВОСТІ СУЧАСНИХ ЛА ЯК ОБ'ЄКТА ПРОДАЖІВ

Ще недавно процес проектування в основному полягав у виборі схеми й основних геометричних параметрів і виконувався невеликою групою проектувальників. Так, наприклад, попереднє пророблення проекту літака Локхід F-104 (50-ті роки) потребувало участі всього десяти конструкторів, чотирьох фахівців в області аеродинаміки й невеликого числа інших фахівців. Розроблення дослідного літака зайняло всього один рік і було виконане колективом, що налічував менше 100 чоловік.

Еволюція в розвитку основних параметрів і характеристик літака супроводжувалася постійним ускладненням не тільки конструкції загального компонування планера, силової установки, але й усіх його систем.

ЛА випуску 70-х років істотно складніші за літаки аналогічного призначення 50-х років. Відповідно зросли і трудомісткість їхнього виготовлення і час, що був затрачений на його створення. Практикою доведено, що час, необхідний для досліджень в аеродинамічних трубах, витрати людської праці й потрібний обсяг обчислень для створення перспективних літаків зростають за експонентним законом. Тривалість розроблення літака (до першого польоту дослідного зразка) становить у середньому 3–4 роки, а при розробленні

принципово нових літаків, що не мають прототипів (ХВ-70, «Конкорд», «Харрієр»), цей час збільшується більш ніж удвічі, досягаючи 8–10 років. Час до першого польоту серійного зразка становить від трьох до восьми років, а в ряді випадків і більше («Міраж» F.1, «Харрієр» – 10–11 років, «Конкорд» – 14 років).

ЛА 2000-х років продовжили тенденцію ускладнення структури. Ця тенденція приводить до того, що цикл створення ЛА, починаючи від проекту і закінчуючи першим польотом, може тривати декілька десятиліть. Наприклад, широкофюзеляжний літак фірми Airbus A380, за словами розроблювачів, починав проектуватися в 1988 році. Перший політ цієї машини відбувся тільки в 2006 році.

Внаслідок збільшення потрібних ресурсів людської праці й машинного часу, необхідного на розроблення конструкції, постійно зростає кількість фахівців, що беруть участь у створенні літаків. За зарубіжними даними, працевитрати (в людино-годинах (чол.-г)) на розроблення 1 кг маси конструкції літака зросли з 4–5 чол.-г/кг на початку п'ятидесятих років до 25–30 чол.-г/кг у цей час.

Усе це спричиняє збільшення витрат на створення літаків. Тенденцію зміни вартості розроблення й ціни одного екземпляра літака за останні 40 років показано на рис. 11.1.

Плановані та реальні величини вартості та часу проектування і виготовлення, як правило, істотно відрізняються. Це пояснюється обмеженими можливостями людини обробляти величезні потоки інформації, приймати рішення в умовах великої невизначеності, спричиненої неможливістю досить глибокого пророблення усіх питань, пов'язаних із проектуванням і виготовленням літака на різних етапах його розроблення.

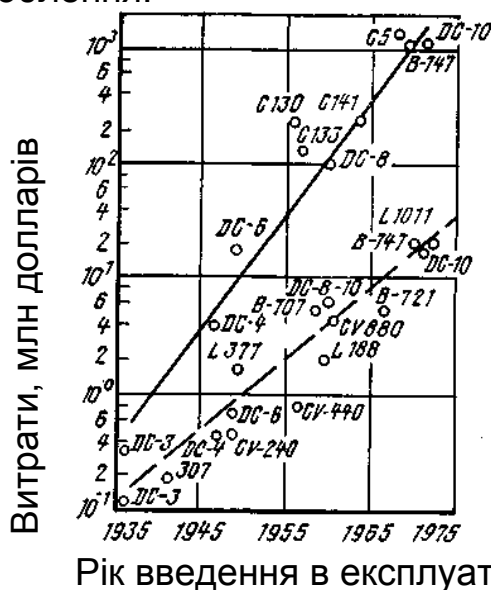


Рисунок 11.1 – Зміна вартості розроблення й ціни одного літака по роках: — вартість розроблення літака; - - - ціна одного літака

Залучення до розроблення сучасного літака великої кількості людей, усе більш вузько спеціалізованих в окремих областях знань, перетворює організацію їхньої цілеспрямованої діяльності в складну проблему.

При сучасних все прискорюваних темпах науково-технічного прогресу динаміка процесу проектування є однією з найважливіших його характеристик, і всіляке скорочення строків проектування стає одним з головних вимог. Дійсно, при збільшенні строків проектування новизна й оригінальність рішень, що використовуються у проекті, губляться. Ще не будучи реалізованим, проект може морально постаріти й втратити зміст.

Щоб забезпечити гарантію успіху програми створення сучасного літака в умовах обмежених матеріальних ресурсів і строків розроблення, потрібний більш високий ступінь точності прогнозування характеристик літака при його проектуванні. Це одне зі складних завдань розроблення великих і складних авіаційних програм.

У цей час намітилися такі шляхи подолання зазначених вище складних проблем. Одним зі шляхів підвищення точності прогнозування, а отже, зниження ризику через прийняття необґрунтованих рішень є більш широке проведення науково-дослідних і дослідно-конструкторських робіт з перспективних напрямків авіабудування. Метою таких робіт є створення науково-технічних напрацювань. За зарубіжними даними для створення конкурентоспроможного літака, який би не постарів до моменту початку його експлуатації, необхідно використати в його розробленні від 50 до 150 нових технічних рішень. При цьому важливо, щоб не менше 2/3 з них були відпрацьовані й перевірені вже до початку проектування. У цих умовах також зростає роль моделювання, напівнатурних і натурних експериментів на можливо більш ранніх етапах розроблення проекту. Наприклад, можна випробувати новий двигун або будь-яку систему літака, установивши їх на серійний літак або літаючу лабораторію. Це тим більш важливо, що цикли створення окремих підсистем літака, наприклад планера й двигуна, значно відрізняються.

Другий шлях пов'язаний з розробленням й використанням фундаментальних методів аналізу й прийняттям рішень на базі математичних моделей, що адекватно відображують характер і закономірності досліджуваних об'єктів і процесів. Реалізація цього напрямку значною мірою пов'язана з подальшим розвитком теорії проектування літаків, а також із застосуванням ЕОМ у їхньому проектуванні.

У цей час з метою скорочення строків і вартості розроблення проекту при одночасному підвищенні якості проектування ставиться завдання використання ЕОМ і засобів машинної графіки при вирішенні всіх завдань проектування, не пов'язаних із проявом неповторних людських якостей (інтуїція, уява, здатність проводити дослідження).

Використання ЕОМ при розробленні проектів літаків впливає на організацію процесу проектування, висуває нові вимоги до кваліфікації проектувальників. Від них тепер потрібно не тільки знання фізичних процесів, що зумовлюють створення літака, його експлуатацію, але й знання математичних прийомів, що дозволяють формалізувати ці процеси, тобто подати їх у вигляді, що дозволяє одержати необхідне рішення на ЕОМ.

БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК

Житомирський Г. І. Конструкція літаків: підруч. для вузів авіац. спеціальностей / Г. І. Житомирський. – М.: Машинобудування, 1991. – 400 с.

Кривцов В. С. Основи аеродинамічної техніки: підруч. для вищих навч. закладів (напрямок "Авіація й космонавтика"): в 2 ч. / В. С. Кривцов, Я. С. Карпов, М. М. Федотов. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т "Харк. авіац. ін-т", 2003. – Ч. 2. – 901 с.

Основи авіаційної техніки: підруч. для вузів / С. М. Єгер, А. М. Матвієнко, І. А. Шаталов. – М.: МАІ, 1999. – 576 с.

Проектування літаків: підруч. для вузів / С. М. Єгер, В. Ф. Мішин, Н. К. Лисейцев та ін. – М.: Машинобудування, 1983. – 616 с.

Риженко О. І. Причини авіаційних подій із цивільними й військовими літаками / О. І. Риженко, В. І. Рябков. – Х.: Харк. авіац. ін-т, 1997. – 208 с.

Риженко О. І. Особливі польотні ситуації та запобігання їх виникнення на літаках і вертольотах / О. І. Риженко, В. І. Рябков. – Х.: Харк. авіац. ін-т, 1998. – 288 с.

Технічна експлуатація літальних апаратів: підруч. для вузів / М. М. Смирнов, М. І. Владимиров, Ж. С. Черненко та ін.; за ред. Н. Н. Смирнова. – М.: Транспорт, 1990. – 423 с.

Навчальне видання

**Кобрін Віталій Миколайович
Поліщук Олена Олександрівна
Тіняков Дмитро Васильович**

**ТОВАРОЗНАВСТВО АЕРОКОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ І ВИРОБІВ
СКЛАДНОГО МАШИНОБУДУВАННЯ**

Редактор С.П. Гевло

Підписано до друку 15.12.2010

Формат 60x84 1/16. Папір офс. № 2. Офс. друк

Ум. друк. арк. 5,3. Обл.-вид. арк. 6,06. Наклад 100 прим. Замовлення 435.

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