

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

**В. С. Поляков, В. М. Андрющенко, М. С. Топал**

## **ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ ЛІТАКА В НУЛЬОВОМУ НАБЛИЖЕННІ**

Навчальний посібник

Харків «ХАІ» 2024

УДК 629.735.33.012(075.8)  
П54

Рецензенти: канд. техн. наук, доц. А. В. Приймак,  
канд. техн. наук, доц. М. М. Момот

**Поляков, В. С.**

П54 Визначення параметрів літака в нульовому наближенні [Текст] :  
навч. посіб. / В. С. Поляков, В. М. Андрющенко, М. С. Топал. – Харків :  
Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т»,  
2024. – 176 с.

ISBN 978-966-662-940-4

На основі виконання індивідуального завдання на розроблення літака подано варіант оброблення статистичних даних щодо літаків-аналогів, здійснено обґрунтований вибір схеми проєктованого літака, визначено його відносні й геометричні параметри, маси конструкції й агрегатів, вибрано двигун, розроблено теоретичне креслення, креслення загального вигляду та конструктивно-силову схему літака.

Для студентів спеціальностей авіаційного профілю під час виконання лабораторних, практичних, розрахунково-графічних робіт, курсових і дипломних проєктів.

Іл. 202. Табл. 7. Бібліогр.: 200 назв

**УДК 629.735.33.012(075.8)**

© Поляков В. С., Андрющенко В. М.,

© Топал М. С., 2024

Національний аерокосмічний

університет ім. М. Є. Жуковського

«Харківський авіаційний інститут», 2024

ISBN 978-966-662-940-4

## ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

- $V_{\text{макс}}$  – максимальна швидкість польоту, км/год  
 $V_{\text{крейс}}$  – швидкість крейсерського польоту, км/год  
 $V_{\text{зл}}$  – швидкість при відриві літака від ЗПС під час зльоту, км/год  
 $V_{\text{пос}}$  – швидкість при дотику літака до ЗПС під час посадки, км/год  
 $H_{\text{макс}}$  – максимальна висота польоту, км  
 $H_{\text{крейс}}$  – крейсерська висота польоту, км  
 $L$  – максимальна дальність польоту, км  
 $L_{\text{л}}$  – довжина літака, м  
 $L_{\text{р}}$  – довжина розбігу літака при зльоті, м  
 $L_{\text{п}}$  – довжина пробігу літака при посадці, м  
 $L_{\text{ф}}$  – довжина фюзеляжу, м  
 $L_{\text{х.ч}}$  – довжина хвостової частини фюзеляжу, м  
 $L_{\text{н.ч}}$  – довжина носової частини фюзеляжу, м  
 $L_{\text{ГО}}$  – розмах горизонтального оперення, м  
 $L_{\text{ВО}}$  – розмах вертикального оперення, м  
 $n_{\text{ек}}$  – кількість членів екіпажу  
 $n_{\text{р}}$  – коефіцієнт розрахункового перенавантаження  
 $C_{\text{р}}$  – стартове значення питомої годинної витрати палива, кг/(кгс·год)  
 $S$  – площа крила, м<sup>2</sup>  
 $S_{\text{ГО}}$  – площа горизонтального оперення, м<sup>2</sup>  
 $S_{\text{ВО}}$  – площа вертикального оперення, м<sup>2</sup>  
 $S_{\text{м.ф}}$  – площа міделевого перерізу фюзеляжу, м<sup>2</sup>  
 $\bar{S}_{\text{ел}}$  – відносна площа елерона  
 $\bar{S}_{\text{ГО}}$  – відносна площа горизонтального оперення  
 $\bar{S}_{\text{ВО}}$  – відносна площа вертикального оперення  
 $l$  – розмах крила, м  
 $\eta$  – звуження крила  
 $\lambda$  – подовження крила  
 $\lambda_{\text{ф}}$  – подовження фюзеляжу  
 $\lambda_{\text{н.ч}}$  – подовження носової частини фюзеляжу  
 $\lambda_{\text{х.ч}}$  – подовження хвостової частини фюзеляжу  
 $\chi_{\text{п.к}}$  – кут стрілоподібності крила по передній кромці, град.  
 $D_{\text{ф}}$  – діаметр фюзеляжу, м  
 $p_0$  – питоме навантаження на крило при зльоті, кг/м<sup>2</sup>  
 $t_0$  – стартова тягоозброєність  
 $n_{\text{дв}}$  – кількість двигунів  
 $M_{\text{макс}}$  – максимальне число Маха  
 $m_0$  – злітна маса літака, кг  
 $m_{\text{пор}}$  – маса порожнього літака, кг

$m_{\text{п}}$  – маса палива, кг  
 $m_{\text{кон}}$  – маса конструкції, кг  
 $m_{\text{ц.н}}$  – маса цільового комерційного навантаження, кг  
 $m_{\text{с.н}}$  – маса службового навантаження та екіпажу, кг  
 $m_{\text{ек}}$  – маса екіпажу, кг  
 $m_{\text{дв}}$  – суха маса одного двигуна, кг  
 $m_{\text{кр}}$  – маса крила, кг  
 $m_{\text{ф}}$  – маса фюзеляжу, кг  
 $m_{\text{оп}}$  – маса оперення, кг  
 $m_{\text{ш}}$  – маса шасі, кг  
 $m_{\text{СУ}}$  – маса силової установки, кг  
 $m_{\text{пас}}$  – маса одного пасажера, кг  
 $m_{\text{баг}}$  – маса багажу одного пасажера, кг  
 $m_{\text{побут.обл}}$  – маса побутового обладнання, кг  
 $n_{\text{пас}}$  – кількість пасажирів до перевезення літаком  
 $\bar{m}_{\text{кон}}$  – відносна маса конструкції літака  
 $\bar{m}_{\text{СУ}}$  – відносна маса силової установки  
 $\bar{m}_{\text{п}}$  – відносна маса палива  
 $\bar{m}_{\text{об.кер}}$  – відносна маса обладнання та системи керування  
 $\bar{m}_{\text{кр}}$  – відносна маса крила  
 $\bar{m}_{\text{ф}}$  – відносна маса фюзеляжу  
 $\bar{m}_{\text{оп}}$  – відносна маса оперення  
 $\bar{m}_{\text{ш}}$  – відносна маса шасі  
 $b_0$  – центральна хорда крила, м  
 $b_{\text{к}}$  – кінцева хорда крила, м  
 $b_a$  – середня аеродинамічна хорда крила, м  
 $b_{0\text{ГО}}$  – центральна хорда горизонтального оперення, м  
 $b_{\text{кГО}}$  – кінцева хорда горизонтального оперення, м  
 $b_{0\text{ВО}}$  – центральна хорда вертикального оперення, м  
 $b_{\text{кВО}}$  – кінцева хорда вертикального оперення, м  
 $b_{a\text{ВО}}$  – середня аеродинамічна хорда вертикального оперення, м  
 $b_{a\text{ГО}}$  – середня аеродинамічна хорда горизонтального оперення, м  
 $b$  – база шасі, м  
 $g$  – прискорення вільного падіння, м/с<sup>2</sup>  
 $a$  – винесення передньої опори, м  
 $\alpha_{\text{пос.мах}}$  – максимальний посадковий кут атаки, град.  
 $\bar{c}$  – відносна товщина профілю крила  
 $H_{\text{ц.м.}}$  – висота центра мас літака, м  
 $P_{\text{одв}}$  – статична тяга одного двигуна, кН  
 $P_0^{\text{розр}}$  – розрахункова статична тяга двигуна, кН  
 $\gamma_{\text{дв}}$  – питома маса двигуна

## ПЕРЕДМОВА

Розроблення аванпроєкту літака є найважливішою частиною підготовки бакалаврів, що згодом може бути використано під час виконання дипломного проєкту. Усі інші розділи дипломного проєкту можуть безпосередньо залежати від цієї роботи, тому студент має усвідомлено й обґрунтовано вибрати схему та параметри проєктованого літака, ретельно проаналізувавши потреби й вимоги світового ринку. Для цього необхідно зібрати статистичні дані щодо не менше п'яти літаків-аналогів і вибрати серед них єдиний прототип, характеристики якого будуть відповідати характеристикам літака, що розробляється.

У зв'язку з тим, що з кожним днем світовий рівень розвитку авіабудування стрімко підвищується, під час збору статистичних даних необхідно підбирати відносно нові літаки-аналоги й прототип, а для проєктованого літака закладати більш високі льотно-технічні характеристики або, принаймні, не нижчі, ніж характеристики аналогів і прототипу.

Метою цього посібника є надання допомоги студентам в одержанні досвіду та набутті навичок визначення параметрів літака в нульовому наближенні відповідно до їх індивідуальних завдань. Для цього в посібнику докладно описано процес визначення параметрів літака в нульовому наближенні й наведено приклад виконання розрахунків одного з варіантів індивідуального завдання.

У цій роботі розроблено вузькофюзеляжний середньоміагістральний літак з дальністю польоту 6000 км для транспортування 100 пасажирів і визначено в нульовому наближенні його параметри.

При цьому передбачено виконання таких етапів:

- збір та оброблення статистичних даних (льотних, масових, геометричних характеристик) щодо літаків та їх силових установок;
- розроблення технічного завдання й тактико-технічних вимог до літака;
- вибір та обґрунтування схеми літака та його агрегатів у нульовому наближенні;
- вибір двигуна й визначення його параметрів;
- визначення основних геометричних параметрів агрегатів;
- побудова теоретичного креслення проєктованого літака;
- виконання креслення загального вигляду й конструктивно-силової схеми літака;
- формулювання висновків.

Статистичні дані збираються щонайменше щодо п'яти літаків-аналогів, серед яких вибирається один прототип (літак з характеристиками, найбільш схожими з характеристиками проєктованого

літака). Літаки-аналоги (у тому числі прототип) і літак, що проєктується, повинні мати однакові аеродинамічні схеми, місця розташування, кількість та форму в плані крил, схеми фюзеляжу, оперення і шасі, а також тип двигунів, їх кількість і місця розташування. Для шасі потрібно використовувати однаковий тип злітно-посадкових пристроїв.

У роботі має бути надано інформацію про таке:

- вибір профілю крила;
- допоміжна силова установка (ДСУ) літака;
- механізація крила, що використовується на проєктованому літаку;
- багажні відділення на літаку (за їх наявності на літаках-аналогах);
- знімні панелі/люки-лази для обслуговування внутрішніх об'ємів крила;
- пристрої безперешкодного проходження електричного заряду по конструкції проєктованого літака;
- системи керування колесами стояків, установлення коліс у положення по осі літака, наявність/відсутність демпферів шимі;
- аварійні виходи, їх кількість і розміри, відстань між виходами.

Під час оформлення роботи необхідно керуватися вимогами ДСТУ 3008:2015. Інформація та документація. Звіти в сфері науки і техніки. Структура та правила оформлення, ДСТУ 8302:2015. Інформація та документація. Бібліографічне посилання. Загальні положення та правила складання.

Розрахунково-пояснювальна записка оформлюється на аркушах формату А4.

Креслення розроблених конструкцій виконуються за допомогою комп'ютерних систем SolidWorks, ADEM, AutoCAD або подібних систем з обов'язковим дотриманням вимог ЄСКД і здаються окремо в електронному вигляді на аркушах формату А1 (а також у вигляді додатків у розрахунково-пояснювальній записці з кресленням, зменшеним до формату А4).

Створення тривимірної моделі (майстер-геометрії) проєктованого літака в одній із CAD-систем (див. Додаток Г) не є обов'язковим.

## 1 ЗБІР ТА ОБРОБЛЕННЯ СТАТИСТИЧНИХ ДАНИХ

Збір та оброблення статистичних даних під час проєктування літака дає змогу отримати інформацію про сучасний рівень розвитку літакобудування, масові, геометричні та льотно-технічні характеристики (ЛТХ) літаків, що використовуються.

Аналіз статистичного матеріалу дає можливість:

- розробити технічне завдання на проєктування літака;
- вибрати аеродинамічну схему літака;
- розрахувати масу конструкції основних агрегатів літака, масу силової установки, палива, обладнання, службового навантаження;
- вибрати двигун (двигуни);
- розрахувати основні геометричні параметри агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі);
- розробити конструктивно-силові схеми агрегатів літака та узгодити їх.

Збираючи статистичні дані, необхідно використовувати дані про літаки, аналогічні проєктованому. Літаки-аналоги повинні мати не тільки однакові схеми, тип двигунів і місця їх розташування тощо, а й близькі льотно-технічні характеристики, умови експлуатації, кількість пасажирів або масу вантажу, що перевозиться. Для кожного літака, що заноситься до статистичної таблиці, слід мати схему загального вигляду в трьох проєкціях, побудованих згідно з вимогами ЄСКД.

Унаслідок того, що проєктування літака проводиться в нульовому наближенні, потрібно розглянути не менше п'яти літаків-аналогів останніх років випуску.

Для збору статистичних даних вибрано такі літаки:

- Mitsubishi Regional Jet 90LR (MRJ90LR);
- Airbus 220-100ER (A220-100ER);
- Boeing 737-600 (B737-600);
- Sukhoi Superjet 100LR (SSJ100LR);
- Embraer 190-E2 (E190-E2).

**Mitsubishi Regional Jet 90LR (MRJ-90LR)** – регіональний реактивний літак (рисунок 1), розроблений японською компанією Mitsubishi Aircraft Corporation, підрозділ Mitsubishi Heavy Industries [1]. Це перший пасажирський лайнер, сконструйований в Японії 1965 року.

Дальність польоту літака MRJ90LR становить 3310 км, місткість в однокласовому компонуванні – 92 пасажирів. Довжина літака становить 35,8 м, розмах крила – 29,2 м, висота на стоянці – 10,5 м. Крейсерська швидкість дорівнює 828 км/год, максимальна злітна маса – 42800 кг, а затребувана довжина ЗПС для посадки – 1740 м [1].

Літак, який виконано за нормальною аеродинамічною схемою, має палубне (фюзеляжне) розташування горизонтального оперення, триостякове висувне шасі з носовим стояком і два двигуни, розташовані під крилом на пілонах. Також літак має стрілоподібне крило складної форми в плані з кінцевими аеродинамічними поверхнями типу «Blended Winglet».

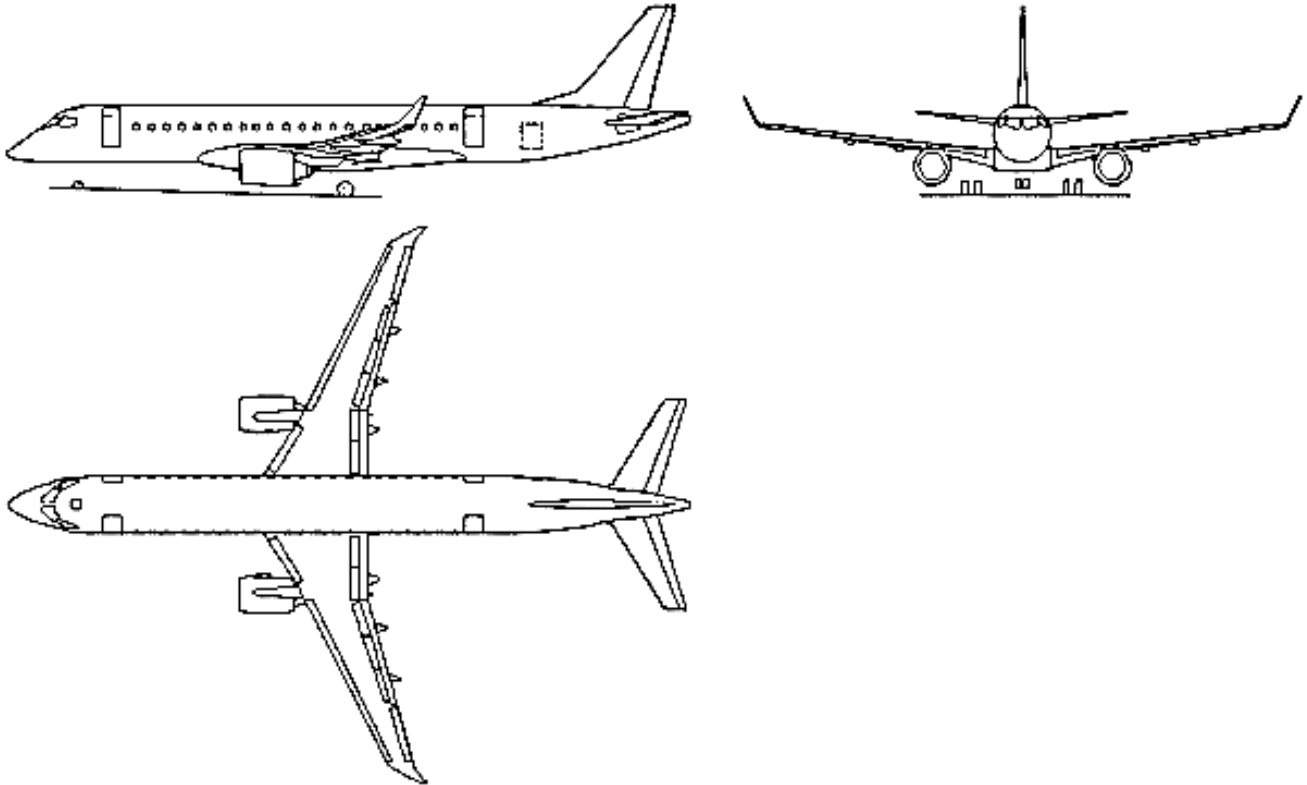


Рисунок 1 – Схема літака MRJ90LR

**Airbus A220-100ER (A220-100ER)**, раніше відомий як Bombardier CS100ER, – пасажирський вузькофюзеляжний двомоторний реактивний літак середньої дальності (рисунок 2), розроблений компанією Bombardier Aerospace.

Модель CS100 здійснила перший політ 16 вересня 2013 року, а 18 грудня 2015 року департаментом транспорту Канади їй присвоєно сертифікат типу. До експлуатації введено 15 липня 2016 року.

Airbus отримав контрольний пакет акцій (50,01 %) у програмі CSeries у жовтні 2017 року, угоду було завершено в липні 2018 року. За Bombardier залишився 31 % акцій, а 19 % – за Investissement Quebec [2].

Місткість літака Airbus A220-100ER в однокласовому компонуванні становить 110 пасажирів, дальність польоту з максимальним завантаженням – 5460 км. Довжина літака дорівнює 34,9 м, розмах крила – 35,1 м, висота на стоянці – 11,5 м. Максимальна злітна маса становить 58150 кг, крейсерська швидкість – 830 км/год, площа крила – 112,3 м<sup>2</sup>, максимальна висота польоту – 12500 м [2].



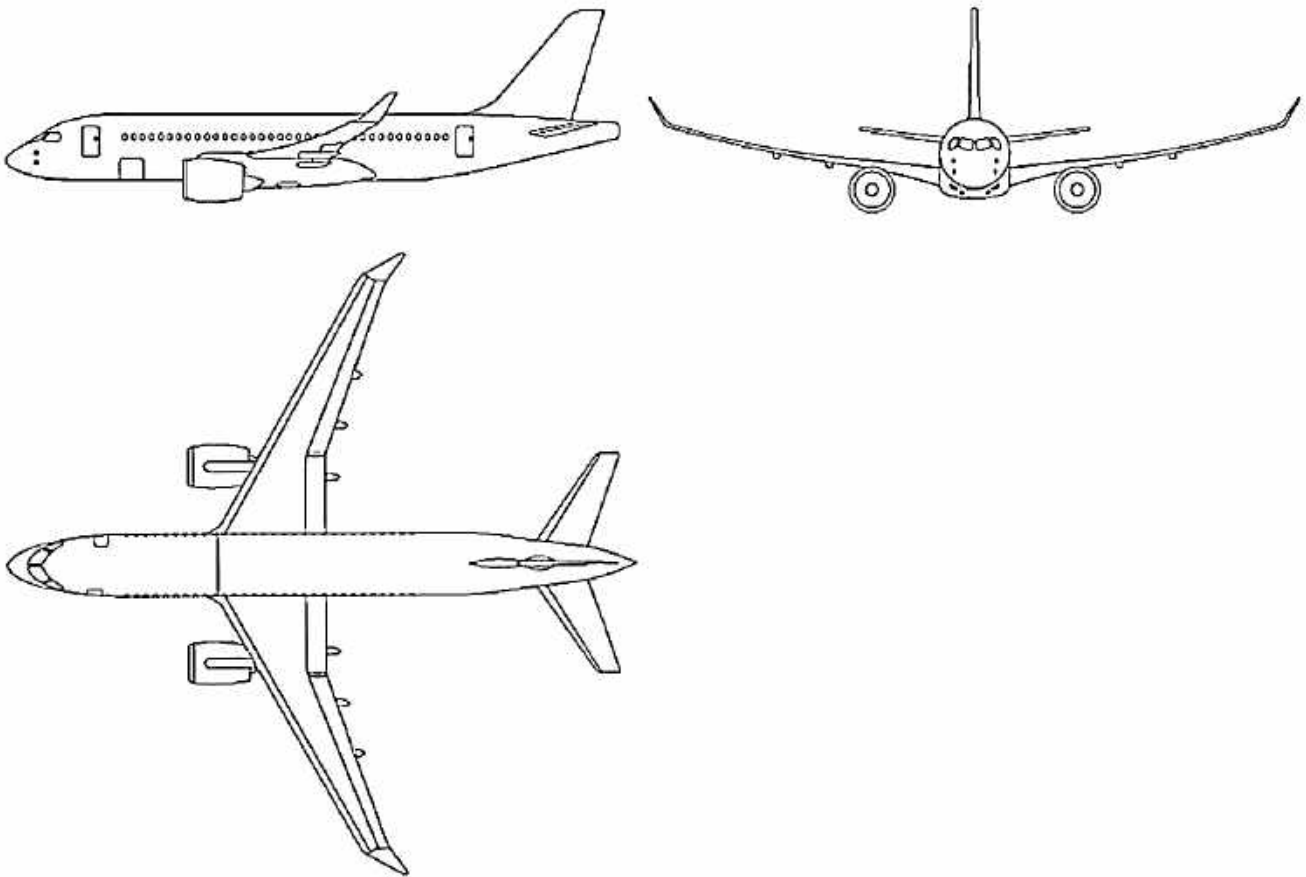


Рисунок 2 – Схема літака A220-100ER

**Boeing 737-600 (B737-600)** – пасажирський літак (рисунок 3) для авіаліній малої та середньої протяжності, створений для заміни моделі 737-500. Після завершення виробництва Boeing 717 Boeing 737-600 залишився єдиним стомісним літаком корпорації Boeing [3].

Довжина й висота літака дорівнюють 31,2 м і 12,6 м відповідно, мінімальна кількість пасажирських місць – 110, максимальна злітна маса – 65150 кг, розмах крила – 34,3 м, максимальна ширина пасажирського салону – 3,5 м, крейсерська швидкість – 852 км/год, дальність польоту – 5648 км [3].

Пасажирський літак Boeing 737-600 є найменшим представником сімейства літаків Boeing 737NG (Next Generation). Літак відрізняється від літака Boeing 737-500 новим крилом, хвостовим оперенням, цифровим кокпітом і більш досконалыми двигунами Pratt & Whitney CFM56-7B.

На крилі Boeing 737-600 застосовується аеродинамічна й геометрична скрученість. У зоні середньої аеродинамічної хорди крила використано профіль b737b-il, який є модифікацією профілю NACA 22112.

Boeing 737-600 уведено в комерційну експлуатацію 1998 року. Першою авіакомпанією, яка його експлуатувала, стала Scandinavian Airlines System (SAS).

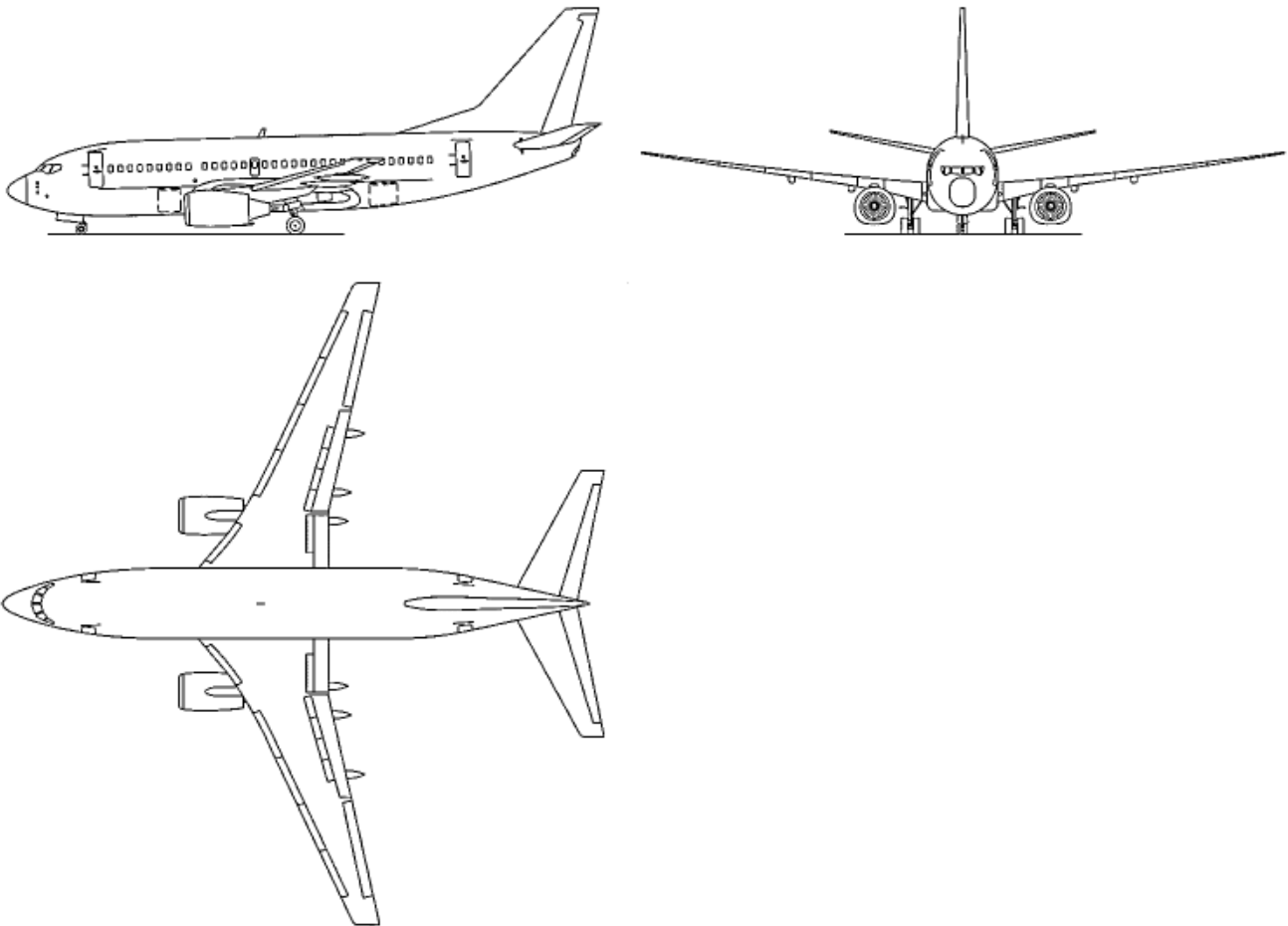


Рисунок 3 – Схема літака Boeing 737-600

**Sukhoi Superjet 100LR (SSJ100LR)** – російський близькомагістральний вузькофюзеляжний пасажирський літак (рисунок 4), призначений для перевезення 98 пасажирів на відстань 4580 км [4].

Літак випускається з 2008 року спільним підприємством Superjet International за участі іноземних компаній: італійської Alenia Aeronautica, французької Snecma, американської Boeing та інших.

Довжина літака становить 29,94 м, розмах крила – 27,8 м, висота на стоянці – 10,28 м, крейсерська швидкість – 840 км/год, максимальна злітна маса – 49450 кг.

Літак, який виконано за нормальною компоувальною схемою, – двомоторний низькоплан зі стрілоподібним крилом великого подовження складної форми в плані з однокільовим вертикальним оперенням і горизонтальним оперенням палубного розташування. Має тристоякове висувне шасі з носовим стояком і два двигуни, розташовані під крилом на пілонах.

Перший пробний політ SSJ-100 здійснив 19 травня 2008 року. Перший комерційний рейс здійснений вірменською компанією Armavia 21 квітня 2011 року [4].

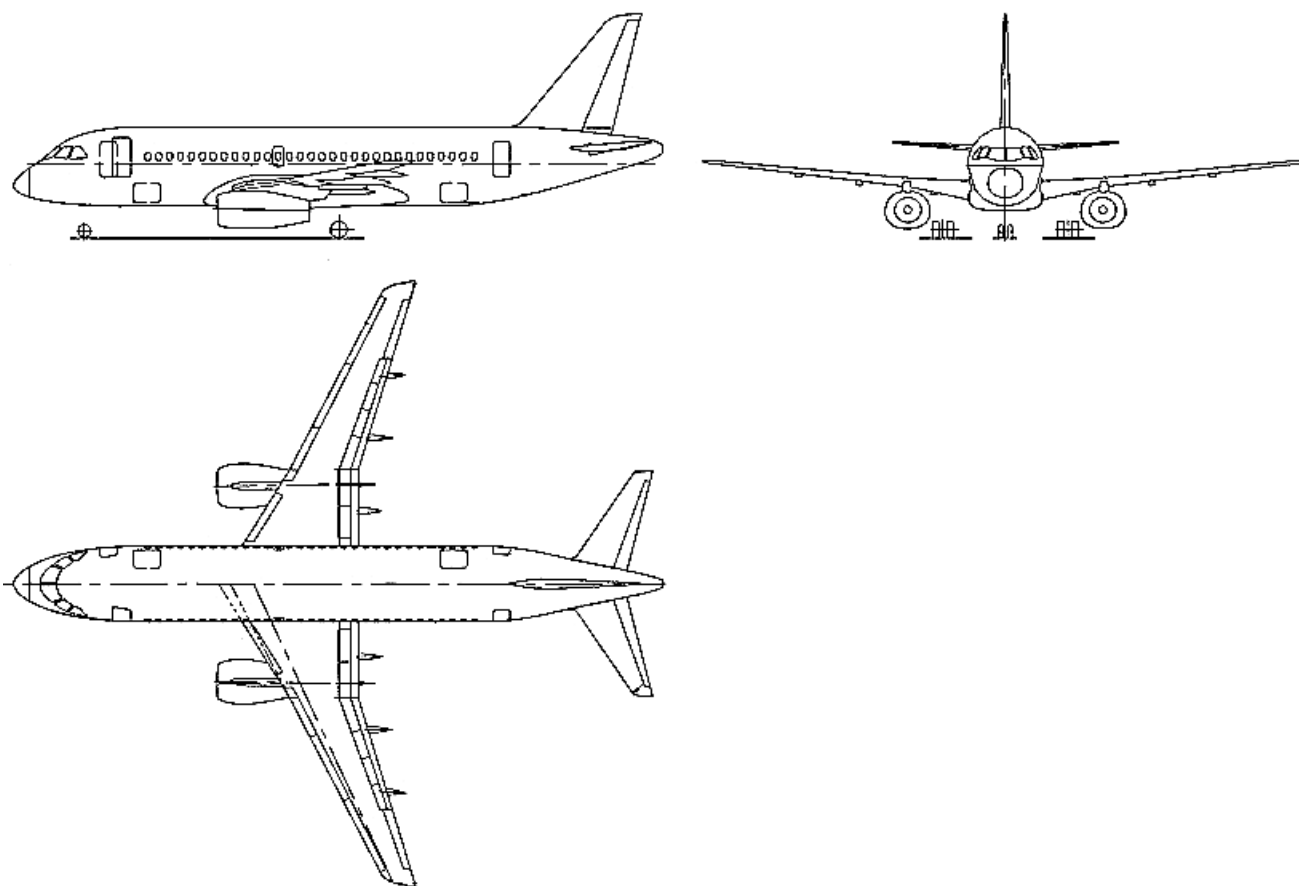


Рисунок 4 – Схема літака SSJ100LR

**Embraer 190-E2 (E190-E2)** – двомоторний середньоміагістральний вузькофюзеляжний пасажирський літак (рисунок 5) для маршрутів середньої дальності.

Літак, який виконано за нормальною аеродинамічною схемою, має палубне (фюзеляжне) розташування горизонтального оперення, тристоякове висувне шасі з носовим стояком і два двигуни, розташовані під крилом на пілонах, а також має стрілоподібне крило складної форми в плані з кінцевими аеродинамічними поверхнями типу "Blended Winglet".

Довжина літака становить 36,2 м, розмах крила – 33,72 м, висота на стоянці – 11 м, максимальна швидкість – 870 км/год, максимальна злітна маса – 56400 кг.

Після успішного проходження комплексу льотних і наземних випробувань, що розпочалися в травні 2016 року, у I кварталі 2018 року цей літак першим серед лінійки E-Jets E2 був сертифікований авіаційною владою Бразилії (ANAC), США (FAA) та Європи (EASA). Відразу після цього почалося постачання літака стартовому замовнику – норвезькому регіональному перевізнику Widerøe [5].

Статистичні дані щодо літаків-аналогів і вимоги ТЗ до літака, що розробляється, зведено в таблицю 1.

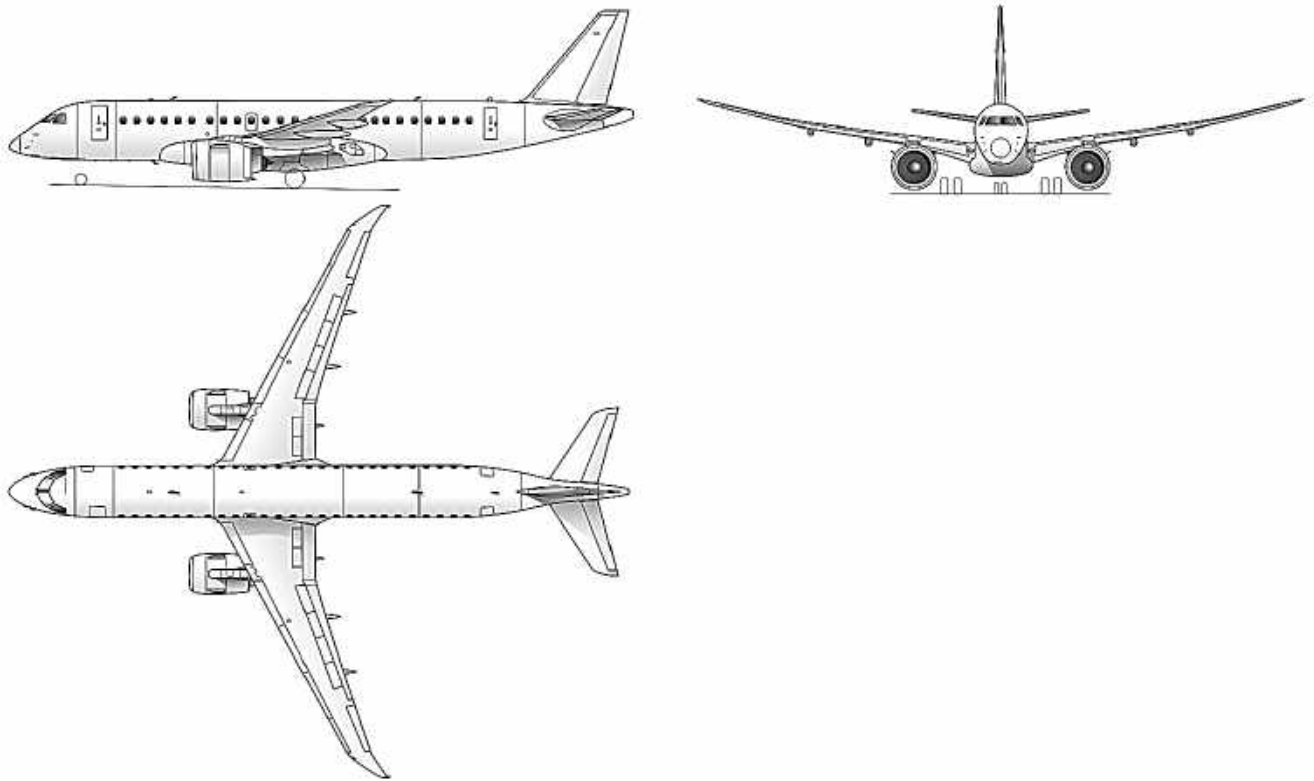


Рисунок 5 – Схема літака E190-E2

Таблиця 1 – Статистичні дані щодо літаків-аналогів і параметри проєктованого літака

Параметри	Найменування літака					
	MRJ90LR	A220-100ER	Boeing 737-600	SSJ100LR	E190-E2	Проєктований літак
Льотні дані						
$V_{\text{макс}}$ , км/год	906	870	876	860	870	920
$H_{\text{макс}}$ , км	11,9	12,5	12,5	12,2	12,5	12,5
$V_{\text{крейс}}$ , км/год	828	830	852	840	797	900
$H_{\text{крейс}}$ , км	11,5	12	10,5	12	11,5	12
$L$ (тах $m_{\text{п}}$ ), км	4000	6500	8330	5000	6000	7000
$L$ (тах $m_{\text{ц.н}}$ ), км	3310	5460	5648	4578	5280	6000
$L_{\text{р}}$ , м	1740	1500	1878	2052	1800	1500
$L_{\text{п}}$ , м	1480	1350	1340	1630	1250	1300
Масові дані						
$m_0$ , кг	42500	58150	65150	49000	56400	–
$m_{\text{пор}}$ , кг	22600	35220	35220	23000	33000	–
$m_{\text{п}}$ , кг	10000	10930	20296	14400	13690	–
$m_{\text{ц.н}}$ , кг	10200	12000	14380	10800	13080	–
$n_{\text{пас}}$	92	110	110	98	114	100

Закінчення таблиці 1

Параметри	Найменування літака					
	MRJ90LR	A220-100ER	Boeing 737-600	SSJ100LR	E190-E2	Проектований літак
Дані силової установки						
Кількість і тип двигунів	2×ТРДД PW1217G	2×ТРДД PW1500G	2×ТРДД PW CFM56-7	2×ТРДД SaM146-1S18	2×ТРДД PW1900G	2×ТРДД
$P_{0ДВ}$ , кН	78,2	95,5	82	79	90	–
$m_{ДВ}$ , кг	1700	2200	2370	1708	2177	–
$C_p$ , кг/(кгс·год)	0,53	0,55	0,62	0,61	0,58	–
Геометричні дані						
$S$ , м <sup>2</sup>	82,5	112,3	124,6	77	103	–
$l$ , м	29,2	35,1	35,7	27,8	33,7	–
$\chi_{п.к.}$ , град.	34	28	26	26	24	24
$\lambda$	10,3	11	9,4	10	11	9,8
$\eta$	5	3	4,4	3,1	3	3
$L_{\phi}$ , м	35,8	34,9	31,2	29,9	36,2	–
$D_{\phi}$ , м	2,9	3,7	3,89	3,24	2,9	–
$\lambda_{\phi}$	12,3	9,4	7,7	9,2	12,5	10,7
$S_{м.ф.}$ , м <sup>2</sup>	6,61	10,75	12,05	8,24	6,61	–
$\bar{S}_{ел}$	0,035	0,042	0,02	0,031	0,048	0,04
$\bar{S}_{ГО}$	0,247	0,221	0,263	0,194	0,321	0,3
$\bar{S}_{ВО}$	0,171	0,198	0,212	0,182	0,232	0,2
Похідні величини						
$p_0 = \frac{m_0 g}{10S}, \frac{даН}{м^2}$	505,4	506,7	514,4	624,3	537,2	550
$t_0 = \frac{n_{ДВ} P_{0ДВ}}{m_0 g}$	0,375	0,336	0,26	0,329	0,325	0,34
$\bar{m} = \frac{m_{ц.н}}{m_0}$	0,24	0,21	0,22	0,22	0,23	0,22
$\gamma_{ДВ} = \frac{m_{ДВ} g}{P_{0ДВ}}$	0,21	0,23	0,28	0,21	0,24	–

## 2 РОЗРОБЛЕННЯ ТЕХНІЧНОГО ЗАВДАННЯ І ТАКТИКО-ТЕХНІЧНИХ ВИМОГ ДО ЛІТАКА

Після збору статистичних даних щодо літаків-аналогів виникає можливість розробити технічне завдання й тактико-технічні характеристики до літака, що проектується. Цей етап проводиться з урахуванням аналізу зібраних статистичних матеріалів.

Призначенням літака є транспортування 100 пасажирів на відстань 6000 км.

Вузькофюзеляжний середньомагістральний літак, що проектується, його двигуни, обладнання та інші комплектувальні вироби, а також експлуатаційна документація мають відповідати:

- Авіаційним правилам CS-25 «Certification Specifications for Large Aeroplanes» і додатковим вимогам до льотної придатності літака, що разом утворюють «Сертифікаційний базис типа літака, що проектується»;
- Авіаційним правилам PART 33 «AIRWORTHINESS STANDARDS: AIRCRAFT ENGINES»;
- Авіаційним правилам CS-APU «Easy Access Rules for Auxiliary Power Units».

За шумом на місцевості літак має задовольняти вимогам глави 4 міжнародних стандартів «Охорона довкілля» додатка 16 до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію (том 1 «Авіаційний шум», 2017 р.) і вимогам частини 36 Авіаційних правил CS-36 «Certification Specifications, Acceptable Means of Compliance and Guidance Material for Aircraft Noise».

За емісією двигуна літак має відповідати вимогам додатка 16 до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію (том II «Емісія авіаційних двигунів», 2017 р.) і вимогам Авіаційних правил CS-34 «Certification Specifications, Acceptable Means of Compliance and Guidance Material for Aircraft Engine Emissions and Fuel Venting».

Що стосується захисту від актів незаконного втручання, літак має задовольняти вимогам додатків ICAO 6, 8, 17 (з поправками 97, 98), Повітряному кодексу України (стаття 8).

Характеристики надійності, експлуатаційної технологічності й контролепридатності мають відповідати «Загальним вимогам до експлуатаційно-технічних характеристик повітряних суден цивільної авіації» [6].

Для пасажирських літаків насамперед необхідно забезпечити:

- максимальну надійність літака й безпеку перевезення пасажирів;
- високу економічність перевезень;
- певні життєві умови та комфорт пасажирів під час польоту;
- можливість виконувати рейси у складних метеорологічних умовах для досягнення високої регулярності польотів;
- мінімальний вплив на навколишнє середовище [6].

Літак має бути пристосований до здійснення зльотів і посадок з аеродромів з кодовим номером 3 і кодовою літерою «С» [7]. Довжина ЗПС таких аеродромів не перевищує 1800 м, а найменша ширина становить 30 м [8]. Для літаків, що експлуатуються на таких аеродромах, розмах крила становить 24...36 м [9].

Літак має бути виконаний за нормальною (класичною) аеродинамічною схемою. Аеродинамічна якість проєктованого літака на крейсерському режимі польоту має бути не меншою за 14 одиниць.

Літак має витримувати всі експлуатаційні навантаження, можливі в польоті, без утворення залишкових деформацій у конструкції. При цьому необхідно отримати мінімальну масу конструкції шляхом правильного визначення навантажень, раціонального вибору конструкційних матеріалів, конструктивно-силової схеми та технології виробництва.

Літак має бути пристосований до модифікації шляхом подовження/укорочування довжини фюзеляжу з варіюванням пасажиромісткості.

Ураховуючи стандарти й рекомендовані практики [10] Міжнародної організації цивільної авіації (ICAO), кількість бортпровідників у межах цієї роботи можна визначити з розрахунку один бортпровідник на 50 пасажирських крісел повітряного судна. Тоді склад екіпажу – 5 осіб (2 пілоти та 3 бортпровідники на випадки нічних рейсів).

Практична дальність польоту з максимальним цільовим навантаженням  $L_{(\max m_{ц.н})}$  становить 6000 км, а з максимальним запасом палива  $L_{(\max m_{п})}$  – 7000 км. Число Маха (M) на висоті 12000 м (на крейсерському режимі польоту) становить 0,84. Зазначені тактико-технічні характеристики літака, величини  $L_p$ ,  $L_{п}$ ,  $H_{крейс}$  та склад екіпажу ( $n_{ек}$ ) заносять до таблиці 2.

Таблиця 2 – Тактико-технічні характеристики (ТТХ) літака та  $n_{ек}$

$M_{(H_{крейс}=12 \text{ км})}$	$M_{\max}$	$L_{(\max m_{ц.н})}$ , км	$n_{пас}$	$L_p$ , м	$L_{п}$ , м	$H_{крейс}$ , м	$H_{\max}$ , м	$n_{ек}$
0,84	0,86	6000	100	1500	1300	12000	12500	5

За статистичними даними визначають основні параметри крила:  $\lambda$ ,  $\eta$ ,  $\chi_{п.к}$ ,  $\bar{c}$ ,  $\bar{S}_{ел}$ , параметри фюзеляжу, горизонтального (ГО) і вертикального (ВО) оперення та заносять до таблиці 3.

Таблиця 3 – Основні параметри агрегатів літака

$\lambda$	$\chi_{п.к}$ , град.	$\eta$	$\bar{c}$	$\bar{S}_{ел}$	$\lambda_{\phi}$	$D_{\phi}$ , м	$L_{\phi}$ , м	$\eta_{ВО}$
9,8	24	3	0,125	0,04	10,7	3	32,1	3
$\bar{S}_{ГО}$	$\bar{S}_{ВО}$	$\lambda_{ГО}$	$\lambda_{ВО}$	$\chi_{ГО}$ , град.	$\chi_{ВО}$ , град.	$\bar{c}_{ГО}$	$\bar{c}_{ВО}$	$\eta_{ГО}$
0,3	0,2	5	2	32	40	0,1	0,1	3

### 3 ВИБІР ТА ОБҐРУНТУВАННЯ СХЕМИ ЛІТАКА

Після вивчення статистичних даних щодо літаків-аналогів для проєктованого літака вибрано нормальну (класичну) схему з низькорозташованим стрілоподібним крилом, горизонтальне оперення палубного розташування й однокільове вертикальне оперення у хвостовій частині фюзеляжу.

*Обґрунтування вибраної аеродинамічної схеми літака.* Нормальна (класична) аеродинамічна схема має такі переваги:

- найбільша поздовжня стійкість (відносно поперечної осі);
- крило знаходиться в чистому незбуреному повітряному потоці і не затінюється оперенням;
- носова частина фюзеляжу є короткою й не створює дестабілізувальний момент відносно осі по курсу, що дає змогу зменшити площу вертикального оперення та його масу;
- поліпшений огляд передньої півсфери для екіпажу.

Також вибрана схема має деякі недоліки:

- горизонтальне оперення знаходиться в скошеному збуреному крилом потоці, що знижує його ефективність і призводить до необхідності підвищувати його площу й масу, а в разі винесення ГО із зони збурення вгору, на вертикальне оперення, або вниз збільшуються маси ВО та фюзеляжу;
- для забезпечення стійкості польоту літака ГО має створювати від'ємну піднімальну силу, що зменшує піднімальну силу літака ( $Y_L = Y_{кр} - Y_{ГО}$ ), потребує збільшення площі крила та його маси [6].

*Обґрунтування вибраного розташування крила відносно фюзеляжу.* Для пасажирських літаків вибір розташування крила по висоті фюзеляжу здійснюється насамперед з міркувань компоновки.

Через потребу вільного місця всередині фюзеляжу використання схеми середньоплана не є доцільним. На відміну від середньоплана, схеми високоплана та низькоплана не заважають створенню єдиної вантажної кабіни. Вибираючи між ними, для вузькофюзеляжних магістральних літаків перевагу віддають схемі низькоплана, оскільки ця схема має такі переваги:

- завдяки ефекту екранування (як екран працює поверхня ЗПС) збільшується  $Y_{кр}$ , зменшуються  $V_{зл}$  і  $V_{пос}$ ;
- меншими є висота стояків шасі та їх маса (порівняно з параметрами стояків, які кріпляться до крила високоплана), спрощується їх прибирання;
- засоби механізації можуть розміщуватися також на підфюзеляжній частині крила;



- підвищується безпека пасажирів та екіпажу під час аварійної посадки – крило є захистом;
- спрощується обслуговування двигунів, розташованих на крилі;
- вищою є плавучість під час аварійної посадки на воду, що дає змогу евакуювати пасажирів та екіпаж.

Недоліки схеми:

- найбільшим є опір унаслідок інтерференції, але його можна істотно зменшити шляхом установлення залізів у місці зчленування крила і фюзеляжу;
- погіршений огляд нижньої півсфери;
- необхідність захищати повітрозабірник від потрапляння сторонніх предметів під час руху по аеродрому [6].

*Обґрунтування вибраного профілю крила.* Профіль крила – місцевий переріз крила площиною, паралельною до базової площини літака.

Для літака, що розробляється, можна використати профіль крила літака прототипу або літаків-аналогів, назви яких наведено в першому стовпці (рисунок 6) таблиці електронного ресурсу [11]. У другому стовпці таблиці наведено назви профілів, які використовуються для літаків, поіменованих у першому стовпці.

Conventional Aircraft:	Wing Root Airfoil	Wing Tip Airfoil
3Xtrim 3X47 Ultra	TsAGI R-3 (15.5%)	TsAGI R-3 (15.5%)
3Xtrim 3X55 Trainer	TsAGI R-3 (15.5%)	TsAGI R-3 (15.5%)
AA 65-2 Canario	Clark Y	Clark Y
AAA Vision	NACA 63A415	NACA 63A415
AAI AA-2 Mamba	NACA 4412	NACA 4412
AAI AQ-2 Pioneer	NACA 4415	NACA 4415
AAI Shadow 200	NACA 4415	NACA 4415
AAI Shadow 400	NACA 4415 ?	NACA 4415 ?
AAVSA Quail Commander	Clark Y	Clark Y
AAVSA Sparrow Commander	Clark Y	Clark Y
Abaris Golden Arrow	NACA 65-215	NACA 65-215
ABC Robin	RAF-34	RAF-34
Abe Midget V	Goettingen 387	Goettingen 387
Abe Midget II	Goettingen 387	Goettingen 387
Abrams Explorer	NACA 23018	NACA 23009
Ace Baby Ace	Clark Y mod	Clark Y mod
Ackland Legend	Viken GTO	Viken GTO
Adam Aircraft A500	NASA LS(1)-0417	NASA LS(1)-0417
Adam Aircraft A700	NASA LS(1)-0417	NASA LS(1)-0417
Addyman S.T.G.	Goettingen 436	Goettingen 436
AER Pegaso M 100S	NACA 63-618	NACA 63-615 mod
AerItalia G.222	NACA 64A315.2 ?	NACA 64A315.2 ?
AerItalia/AerMacchi/Embraer AMX	? 12%	? 12%
AerMacchi AM-3	NACA 23016	NACA 4412
Aermacchi M-290TP Redigo	NACA 63-218(mod B3)	NACA 63-412(mod B3)
AerMacchi MB.308	NACA 230??	NACA 230??
AerMacchi MB.314	NACA 230??	NACA 230??
AerMacchi MB.320	NACA 230??	NACA 230??
AerMacchi MB.326	NACA 64A114	NACA 64A212
AerMacchi MB.336	NACA 64A114	NACA 64A212
AerMacchi MB.339	NACA 64A114	NACA 64A212
Aermacchi SF-260	NACA 64-212	NACA 64-210
AerMacchi/Lockheed AL.60 Conestoga	NACA 23016	NACA 4412
Aero 145	Aero 58-64	Aero 58-64
Aero A-300	? 22%	? 16%
Aero Boero 115	NACA 23012	NACA 23012
Aero Boero 150	NACA 23012	NACA 23012

Рисунок 6 – Відповідність «літак (перший стовпець) – профіль крила (другий стовпець)»

Для крила вибирається профіль b737b-il, що використовується в зоні середньої аеродинамічної хорди крила літака Boeing 737-600, який є аналогом проєктованого літака.

Характеристики профілю (рисунок 7) можна побачити на електронному ресурсі [12], натиснувши на назву профілю в таблиці на першій сторінці ресурсу або розмістивши назву профілю в пошуковому рядку.

Координати контуру у відносних величинах наведено в залитій сірим кольором таблиці з першої сторінки електронного ресурсу [12], показаній на рисунку 7. У цій таблиці перший стовпець – це координати профілю по хорді. При цьому 0 та 1 – координати носа та хвостика хорди відповідно. Цифри в стовпці 2 без знака (але при цьому мається на увазі знак «+») та зі знаком «-» – це відносні координати точок на контурі профілю над і під хордою відповідно.

Зазначимо, що місцева хорда крила – відрізок прямої, що з'єднує точки перетину передньої та задньої кромки крила площиною, що містить профіль крила, а центральна хорда крила – місцева хорда крила в базовій площині літака.

*Обґрунтування вибраної форми крила в плані.* Крило – стрілоподібної форми, що має такі переваги:

- збільшення швидкості, при якій настає хвильова криза, унаслідок чого опір на трансзвукових швидкостях порівняно з прямим крилом є меншим;
- повільне збільшення піднімальної сили залежно від кута атаки, отже, краща стійкість до турбулентності атмосфери;
- збільшуються критичні швидкості флатера та дивергенції.

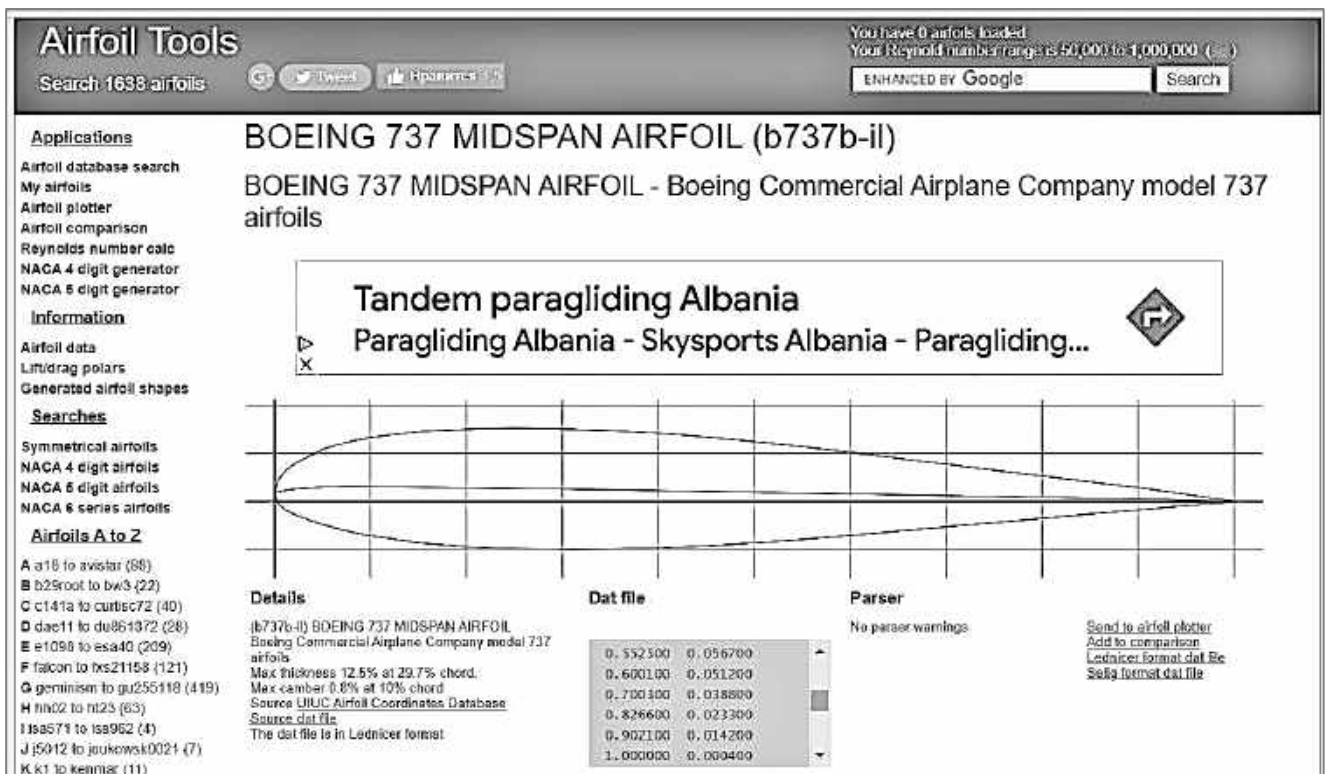


Рисунок 7 – Характеристики профілю b737b-il

Але така форма крила має й недоліки:

- несна здатність знижується в  $\cos 2\chi$  разів, що спричиняє необхідність збільшення площі крила та його маси;
- деяке зниження ефективності елеронів і механізації внаслідок зриву потоку [6].

*Обґрунтування вибраної схеми оперення.* У зв'язку з тим, що вибране розташування крила – низькоплан, немає потреби виносити горизонтальне оперення на кіль. У цьому випадку вигідніше застосувати палубне (фюзеляжне) розташування стабілізатора (у хвостовій частині фюзеляжу), що має такі переваги:

- полегшується вертикальне оперення, оскільки на нього не впливають осьові навантаження від горизонтального оперення;
- достатньо місця (у хвостовій частині фюзеляжу) для розміщення кріплень стабілізатора та пристроїв для його перестановки, а також для розміщення допоміжної силової установки.

*Обґрунтування вибраної силової установки.* Для проєктованого літака доцільно встановити два двигуни. Відмова від одnodвигунної схеми пояснюється тим, що виникають великі складнощі з його компонуванням, а також один двигун не відповідає вимогам безпеки польотів. Використання трьох і більше двигунів призводить до обважнення й ускладнення конструкції, унаслідок чого збільшується вартість літака.

Вибирається силова установка – два ТРДД, що розташовані під крилом на пілонах. Таке розташування має кілька переваг:

- зручність обслуговування двигуна та його заміни;
- менший шум від двигунів у пасажирському салоні;
- підвищення протипожежної безпеки.

*Обґрунтування вибраної схеми злітно-посадкових пристроїв.* Основні стояки шасі знаходяться за центром ваги літака, додатковий стояк – у носовій частині. При такій схемі шасі реактивний струмінь від двигунів не впливає на поверхню ЗПС (порівняно зі схемою з хвостовим стояком) і не спричиняє її пошкоджень.

Крім того, до переваг цієї схеми можна віднести таке:

- унеможлиблюється ризик перекидання (капотування) при різкому гальмуванні (порівняно зі схемою шасі з хвостовим стояком);
- літак не схильний до козління, оскільки внаслідок розташування центра ваги літака перед основними стояками шасі, носовий стояк опускається, отже, зменшуються кут атаки й піднімальна сила при посадці;
- покращується огляд із кабіни.

З огляду на вищевикладене для проєктованого літака вибирається схема, яку показано на рисунку 8.

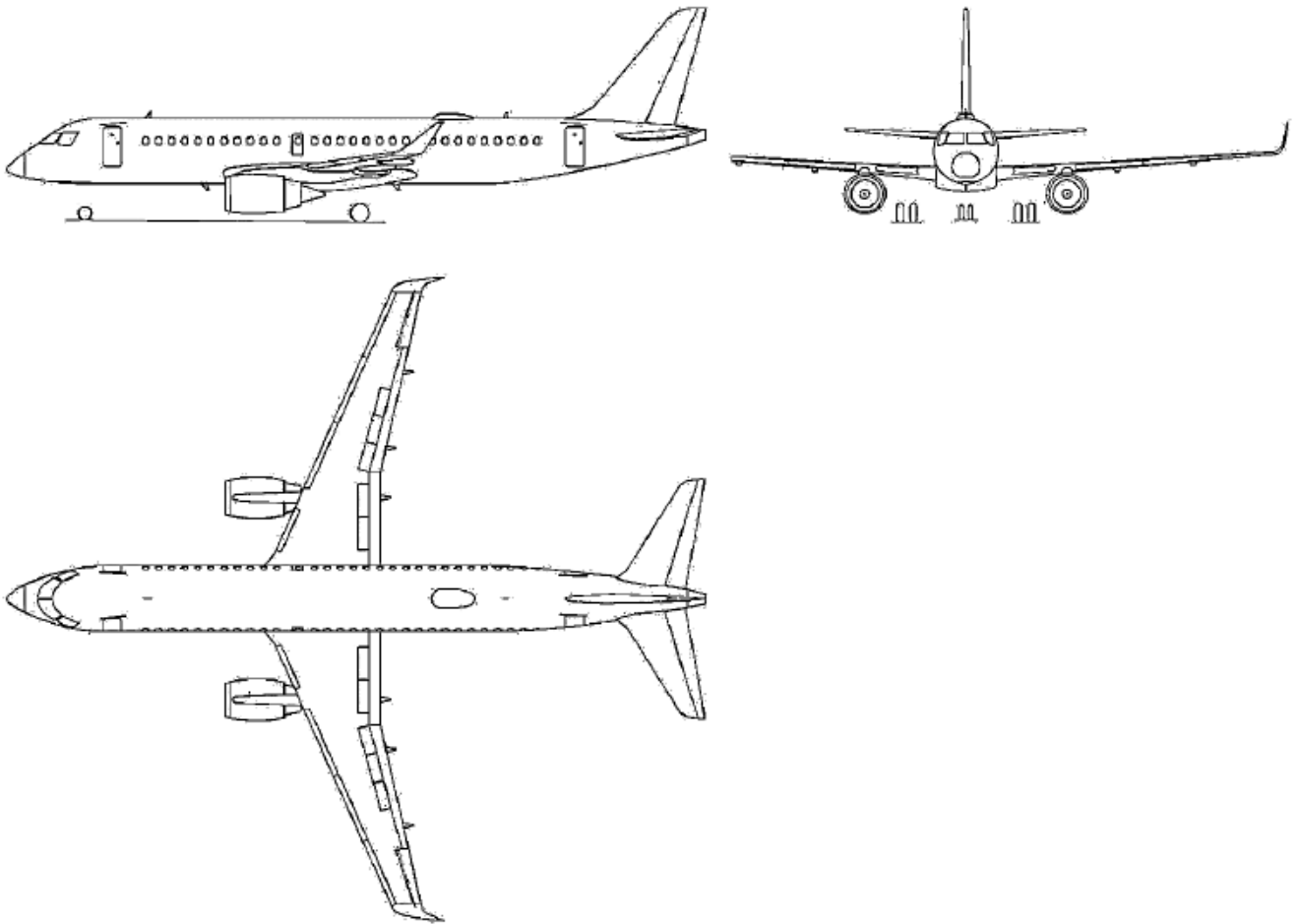


Рисунок 8 – Схема проєктованого літака

Далі на основі розрахунків у цій роботі для проєктованого літака виконано (див. додаток Б) креслення загального вигляду – документа, що визначає конструкцію, взаємодію його складових частин і пояснює принцип роботи виробу.

#### 4 ВИЗНАЧЕННЯ ЗЛІТНОЇ МАСИ ЛІТАКА В НУЛЬОВОМУ НАБЛИЖЕННІ

Злітну масу літака в нульовому наблизенні визначають після вибору схеми літака й розраховують за формулою

$$m_0 = \frac{m_{ц.н} + m_{с.н}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{су} + \bar{m}_{п} + \bar{m}_{об.кер})}, \quad (1)$$

де  $m_{с.н}$  – маса службового навантаження й екіпажу (уважають, що середня маса кожного члена екіпажу становить 80 кг);  
 $\bar{m}_{кон}$  – відносна маса конструкції літака, яка складається з відносних мас крила, фюзеляжу, оперення й шасі;  
 $\bar{m}_{су}$  – відносна маса силової установки, що являє собою відносну масу двигунів разом із засобами їх установлення й системами обслуговування;  
 $\bar{m}_{п}$  – відносна маса палива;  
 $\bar{m}_{об.кер}$  – відносна маса обладнання й системи керування, включаючи гідросистему, пневмосистему, систему електропостачання, пілотажно-навігаційне обладнання, системи керування рулем висоти, рулем напрямку, елеронами, закрилками, передкрилками та інтерцепторами [6].

Масу цільового навантаження  $m_{ц.н}$  можна розрахувати, виходячи з вибраної кількості пасажирів. Відповідно до вимог ІСАО середня маса одного пасажирів з багажем впродовж 70 років становила 90 кг (75 кг – маса пасажирів, 15 кг – маса багажу) [13, с. 1, 3].

Згідно з рекомендаціями 14-ї Наради групи експертів зі статистики (STAP/14) група експертів погодилася з тим, що ІАТА (Міжнародна асоціація повітряного транспорту) за підтримки ІСАО серед своїх членів-авіакомпаній проведе дослідження щодо доцільності збільшення середньої маси пасажирів з багажем з 90 до 100 кг [13, с. 4].

У червні 2009 року ІАТА отримала відповідь на своє дослідження від 28 авіакомпаній-перевізників, 80 % з яких погодилися, що для статистичних цілей середня маса пасажирів 100 кг краще відбиває сьогоденну дійсність. Ця маса в загальному випадку містить середню масу зареєстрованого багажу, що становить 20 кг [13, с. 7].

Аналогічна маса пасажирів плюс маса зареєстрованого багажу нині рекомендується Європейським Союзом (ЄС) як така, що використовується за замовчуванням, якщо немає фактичних значень маси, необхідних для підготовки статистичних даних, які авіаперевізники мають подавати в межах системи торгівлі квотами на емісію ЄС (ETS).

Тоді

$$m_{ц.н} = n_{пас} (m_{пас} + m_{баг}) = 100 \cdot (80 + 20) = 10000 \text{ кг.}$$

Маса службового навантаження  $m_{с.н}$  містить масу екіпажу (пілотів і бортпровідників) і масу побутового обладнання, яку розраховують за такою формулою [6]:

$$m_{побут.обл} = 12 (n_{пас} + n_{ек}) = 12 \cdot (100 + 5) = 1260 \text{ кг.}$$

Тоді

$$m_{с.н} = m_{ек} + m_{побут.обл} = 80 n_{ек} + m_{побут.обл} = 80 \cdot 5 + 1260 = 1660 \text{ кг.}$$

Після знаходження маси цільового й службового навантажень необхідно визначити відносні маси конструкції  $\bar{m}_{кон}$ , силової установки  $\bar{m}_{су}$ , палива  $\bar{m}_{п}$ , обладнання й системи керування  $\bar{m}_{об.кер}$ . Діапазони цих відносних величин наведено в таблиці 4 [6].

Таблиця 4 – Діапазони відносних мас елементів конструкції літака й палива

Призначення літака		$\bar{m}_{кон}$	$\bar{m}_{су}$	$\bar{m}_{об.кер}$	$\bar{m}_{п}$
Дозвукові, пасажирські, магістральні	легкі	0,30...0,32	0,12...0,14	0,12...0,14	0,18...0,22
	середні	0,28...0,30	0,10...0,12	0,10...0,14	0,26...0,30
	важкі	0,25...0,27	0,08...0,10	0,09...0,11	0,35...0,40
Надзвукові пасажирські		0,20...0,24	0,08...0,10	0,07...0,09	0,45...0,52
Багатоцільові для місцевих авіаліній		0,29...0,31	0,14...0,16	0,12...0,14	0,12...0,18
Спортивно-пілотажні		0,32...0,34	0,26...0,30	0,06...0,07	0,10...0,15
Сільськогосподарські спеціалізовані		0,24...0,30	0,12...0,15	0,12...0,15	0,08...0,12
Легкі гідролітаки		0,34...0,38	0,12...0,15	0,12...0,15	0,10...0,20
Мотопланери		0,45...0,52	0,08...0,10	0,06...0,08	0,08...0,12
Винищувачі		0,28...0,32	0,18...0,22	0,12...0,14	0,25...0,30
Бомбардувальники	легкі	0,26...0,28	0,10...0,12	0,10...0,12	0,35...0,40
	середні	0,22...0,24	0,08...0,10	0,07...0,10	0,45...0,50
	важкі	0,18...0,20	0,06...0,08	0,06...0,08	0,55...0,60
Військово-транспортні	легкі	0,30...0,32	0,12...0,14	0,16...0,18	0,20...0,25
	середні	0,26...0,28	0,10...0,12	0,12...0,14	0,25...0,30
	важкі	0,28...0,32	0,08...0,10	0,06...0,08	0,30...0,35

Оскільки проєктований літак належить до середніх пасажирських дозвукових магістральних літаків, вибрано такі значення відносних мас:  $\bar{m}_{\text{кон}} = 0,28$ ;  $\bar{m}_{\text{СУ}} = 0,1$ ;  $\bar{m}_{\text{об.кер}} = 0,1$ .

Для точнішого визначення відносної маси палива можна скористатися такою формулою [6]:

$$\bar{m}_{\text{п}} = 1,1 \left( 1 - e^{-\frac{L C_p}{V_{\text{крейс}} K_{\text{макс}}}} \right), \quad (2)$$

де  $C_p$  – стартове значення питомої годинної витрати палива (у цій роботі взято  $C_p = 0,53$  кг/даН · год);

$K_{\text{макс}}$  – максимально можливе значення аеродинамічної якості;

$K_{\text{макс}} = 14 \dots 18$ , причому більші значення є характерними для важких літаків ( $m_0 \geq 200$  т) (у цій роботі взято  $K_{\text{макс}} = 15$ ).

З метою забезпечення необхідної кількості палива для подолання перегінної дистанції у формулу (2) підставляють максимальну дальність польоту  $L = 7000$  км, тоді

$$\bar{m}_{\text{п}} = 1,1 \left( 1 - e^{-\frac{7000 \cdot 0,53}{900 \cdot 15}} \right) = 0,26.$$

Отримані значення підставляють у формулу (1):

$$m_0 = \frac{10000 + 1660}{1 - (0,28 + 0,1 + 0,26 + 0,1)} = 44846 \text{ кг.}$$

Для подальших розрахунків значення злітної маси літака в нульовому наближенні беруть таким, що дорівнює 45000 кг.

## 5 РОЗРАХУНОК МАС ОСНОВНИХ АГРЕГАТИВ ЛІТАКА, МАС СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ, ПАЛИВА, ОБЛАДНАННЯ ТА СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ

Відносні маси агрегатів літака  $\bar{m}_i$  залежно від маси конструкції літака  $m_{\text{кон}}$  наведено в таблиці 5 [6].

Таблиця 5 – Відносні маси агрегатів літаків

Відносна маса	Типи літаків	$m_0, \text{ Т}$				
		10	50	100	150	200
$\bar{m}_i$	Пасажирські і неманеврені	10	50	100	150	200
	Маневрені	–	5	10	15	20
$\bar{m}_{\text{кр}}$	Пасажирські	0,393	0,396	0,391	0,384	0,377
	Неманеврені	0,389	0,397	0,400	0,402	0,398
	Маневрені	–	0,345	0,333	0,335	0,333
$\bar{m}_{\text{ф}}$	Пасажирські	0,357	0,351	0,357	0,358	0,367
	Неманеврені	0,346	0,342	0,332	0,328	0,332
	Маневрені	–	0,410	0,408	0,403	0,400
$\bar{m}_{\text{оп}}$	Пасажирські	0,066	0,069	0,071	0,076	0,073
	Неманеврені	0,083	0,081	0,083	0,079	0,077
	Маневрені	–	0,084	0,086	0,082	0,080
$\bar{m}_{\text{ш}}$	Пасажирські	0,184	0,184	0,181	0,182	0,183
	Неманеврені	0,182	0,182	0,185	0,191	0,193
	Маневрені	–	0,161	0,173	0,180	0,187

Для визначення маси конструкції проєктованого літака обчислюють добуток вибраного в розділі 4 значення відносної маси конструкції ( $\bar{m}_{\text{кон}} = 0,28$ ) на злітну масу літака:

$$m_{\text{кон}} = \bar{m}_{\text{кон}} m_0 = 0,28 \cdot 45000 = 12600 \text{ кг.}$$

Обчислюють масу крила. Оскільки проєктований літак є пасажирським і має злітну масу, близьку до 50 т, з таблиці 5 вибирають значення відносної маси крила для пасажирських літаків зі злітною масою 50 т.

Тоді

$$m_{\text{кр}} = \bar{m}_{\text{кр}} m_{\text{кон}} = 0,396 \cdot 12600 = 4990 \text{ кг.}$$



Аналогічно визначають маси фюзеляжу, оперення та шасі, вибравши перед цим їх відносні маси згідно з таблицею 5:

$$m_{\phi} = \bar{m}_{\phi} m_{\text{кон}} = 0,351 \cdot 12600 = 4423 \text{ кг};$$

$$m_{\text{оп}} = \bar{m}_{\text{оп}} m_{\text{кон}} = 0,069 \cdot 12600 = 869 \text{ кг};$$

$$m_{\text{ш}} = \bar{m}_{\text{ш}} m_{\text{кон}} = 0,184 \cdot 12600 = 2318 \text{ кг}.$$

Масу палива знаходять як добуток отриманого у формулі (2) значення відносної маси палива ( $\bar{m}_{\text{п}} = 0,26$ ) на злітну масу літака:

$$m_{\text{п}} = \bar{m}_{\text{п}} m_0 = 0,26 \cdot 45000 = 11700 \text{ кг}.$$

Усі отримані значення мас заносять до таблиці 6.

Таблиця 6 – Розрахункові маси агрегатів літака

$m_0$ , КГ	$m_{\text{ц.н}}$ , КГ	$m_{\text{с.н}}$ , КГ	$m_{\text{кон}}$ , КГ	$m_{\text{кр}}$ , КГ	$m_{\phi}$ , КГ	$m_{\text{оп}}$ , КГ	$m_{\text{ш}}$ , КГ	$m_{\text{п}}$ , КГ	$m_{\text{су}}$ , КГ	$m_{\text{об.кер}}$ , КГ
45000	10000	1660	12600	4990	4423	869	2318	11700	4500	4500

## 6 ВИБІР ТИПУ ДВИГУНА

Вибір двигунів значною мірою визначається необхідністю забезпечити злітно-посадкові характеристики, задані в ТТХ. Ці вимоги впливають на комплексний вибір таких параметрів літака, як тягоозброєність, навантаження на крило, тип механізації крила.

За статичними даними визначають тягоозброєність проєктованого літака цього класу ( $t_0 = 0,34$ ) і відносно цього параметра розраховують необхідну статичну тягу:

$$P_0^{\text{розр}} = t_0 m_0 g = 0,34 \cdot 45000 \cdot 9,81 = 150,1 \text{ кН.}$$

Тоді розрахункова статична тяга одного двигуна ( $P_{01}^{\text{розр}}$ ) буде такою:

$$P_{01}^{\text{розр}} = \frac{P_0^{\text{розр}}}{n_{\text{дв}}} = \frac{150,1}{2} = 75,05 \text{ кН.}$$

Для забезпечення отриманого значення розрахункової статичної тяги вибрано два ТРДД Pratt & Whitney PW1700G. Двигун, схему якого зображено на рисунку 9, має спеціальні вузли, які можуть бути використані для його підвішування до літака.

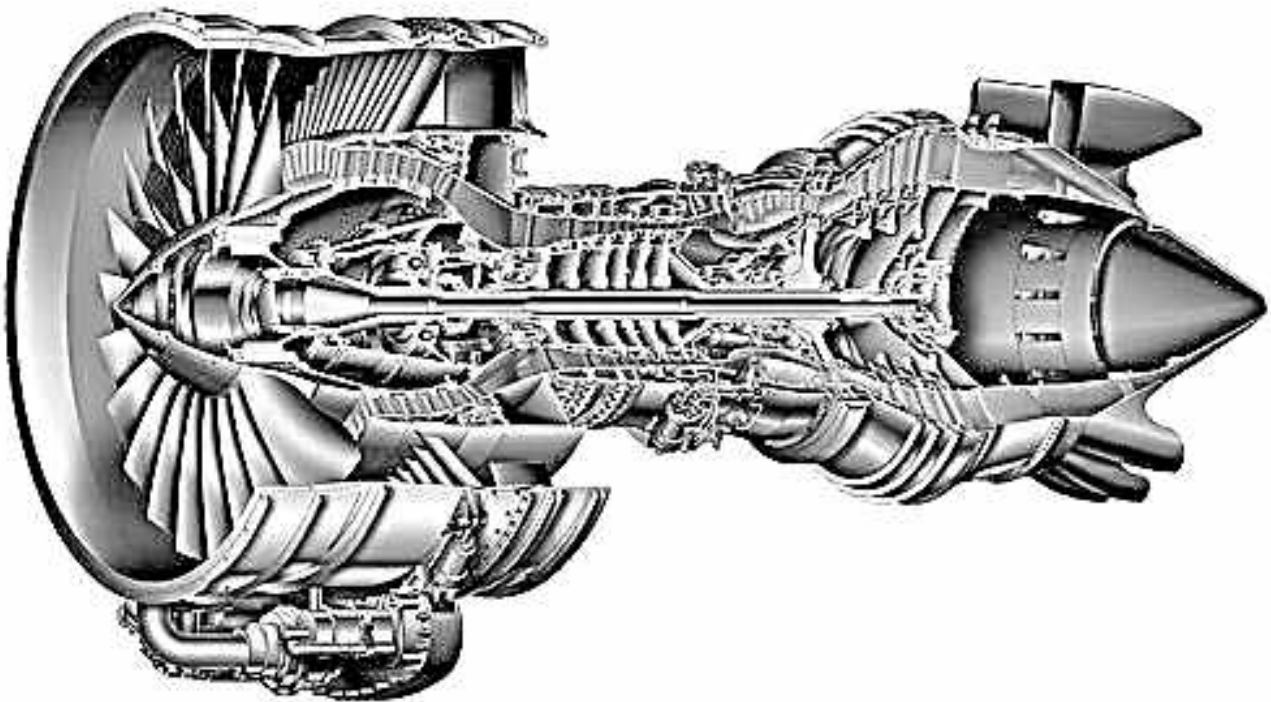


Рисунок 9 – Схема двигуна Pratt & Whitney PW1700G

Характеристики двигуна [14]:

- статична тяга (одного двигуна) – 76 кН;
- суха маса двигуна – 1724 кг;

- довжина – 2880 мм;
- діаметр вентилятора – 1420 мм;
- ступінь двоконтурності – 9:1.

При цьому статична тяга двох ТРДД Pratt & Whitney PW1700G дорівнюватиме  $2 \cdot 76 = 152$  кН, що на 1,27 % більше  $P_0^{\text{розр}}$ .

Для кріплення двигуна подібного типу на ньому передбачено вузли підвішування, як на двигунах для Airbus A320 [15, 16], показаних на рисунку 10.

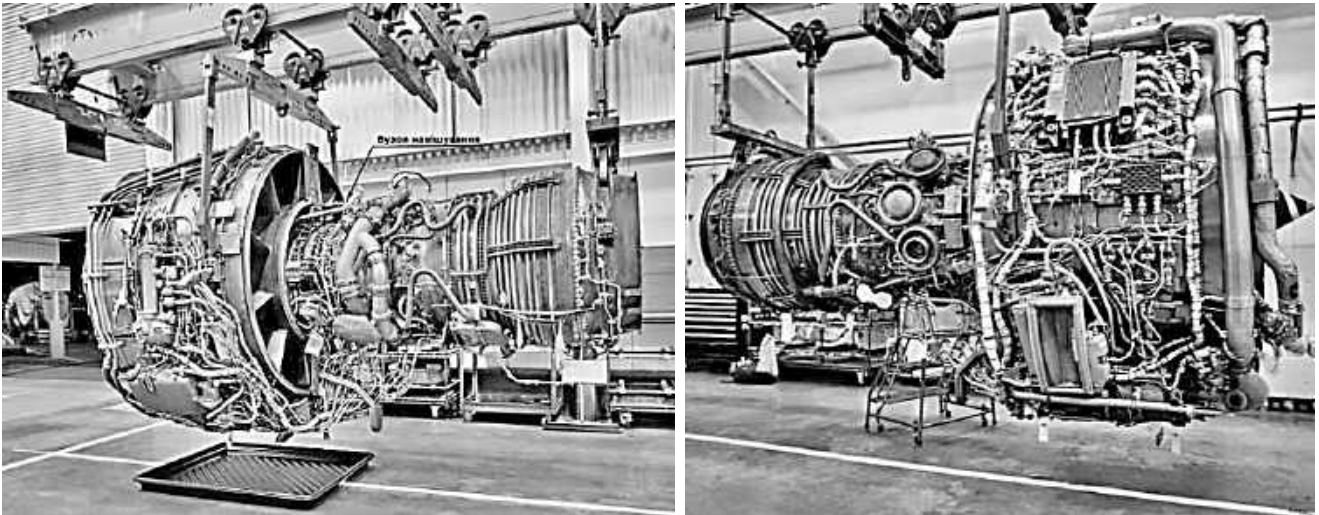


Рисунок 10 – Вузли підвішування двигунів Pratt & Whitney CFMI CFM56-5B або IAE V2500-A5 (статична тяга обох – 118 кН) літака A320 (вигляд двигунів з різних боків).

Двигун Pratt & Whitney PW4000 [17] і вузли його підвішування показано на рисунку 11.

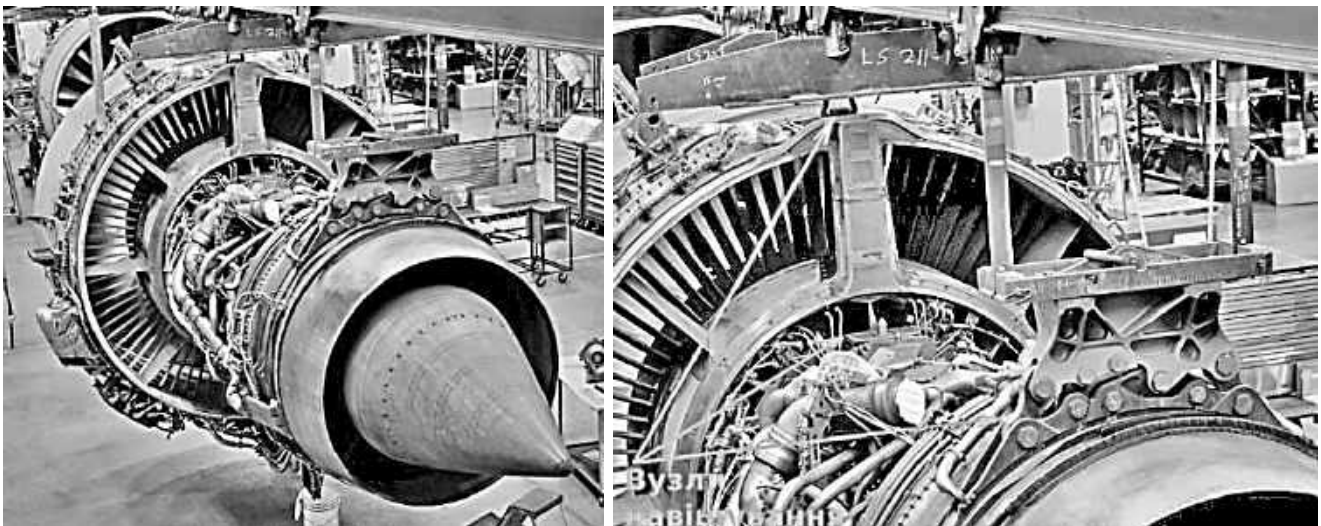


Рисунок 11 – Вузли підвішування двигуна PW4000

Двигун IAE V2500, що використовується на літаках Airbus 319/320/321, і вузли його підвішування [18] зображено на рисунку 12.

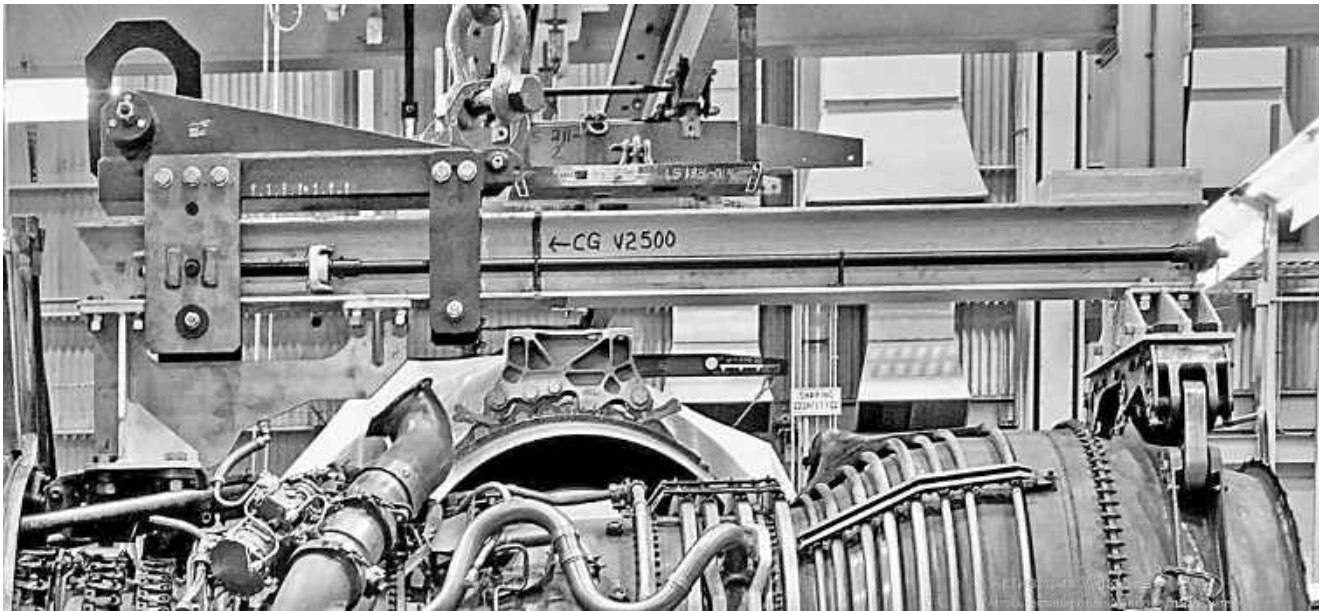
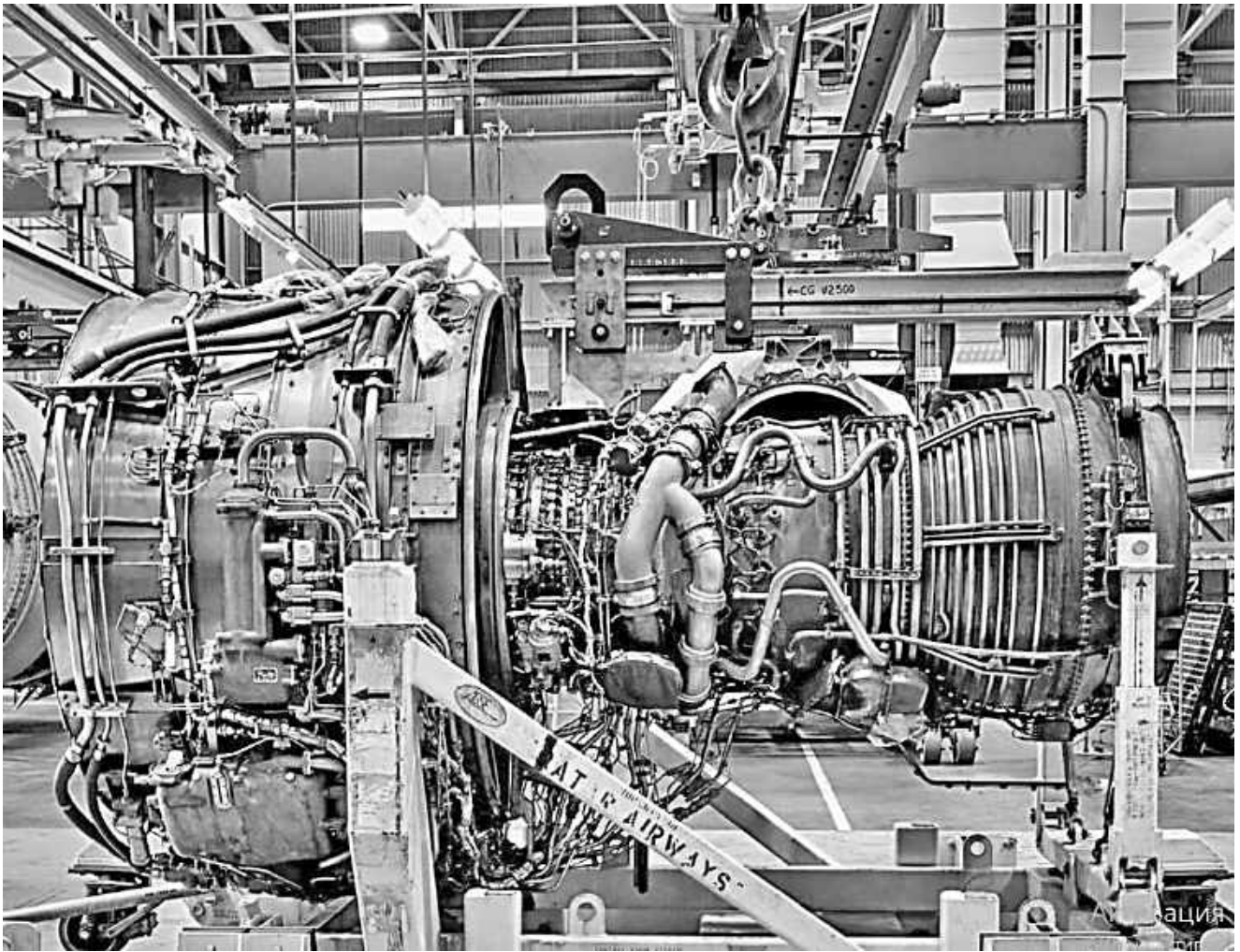


Рисунок 12 – Двигун IAE V2500 і вузли його підвішування

До вузлів підвішування, показаних на рисунку 12, за місцем розташування близькі вузли підвішування двигуна Д-18Т [19], який використовується на літаках Ан-124-100 (рисунок 13).

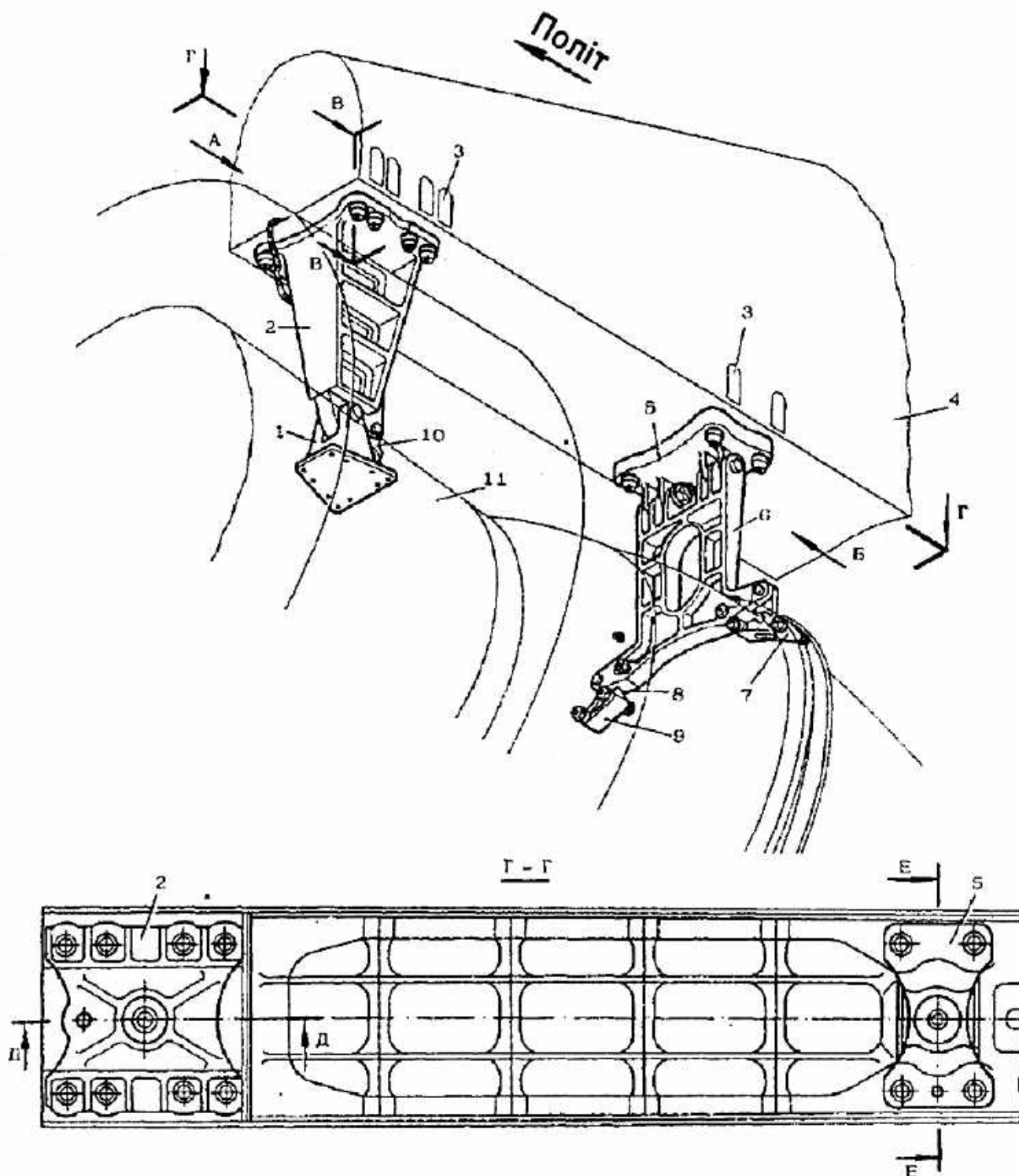


Рисунок 13 – Вузли підвішування двигуна Д-18Т до пілона літака Ан-124-100:

- 1 – опорний кронштейн; 2 – тяговий кронштейн; 3 – люк; 4 – пілон;
- 5 – верхній кронштейн; 6 – траверса; 7 – кронштейни; 8 – серга;
- 9 – кронштейн; 10 – серга; 11 – двигун

На рисунку 14 зображено пілон літака Ан-124-100 у зоні його під'єднання до крила.

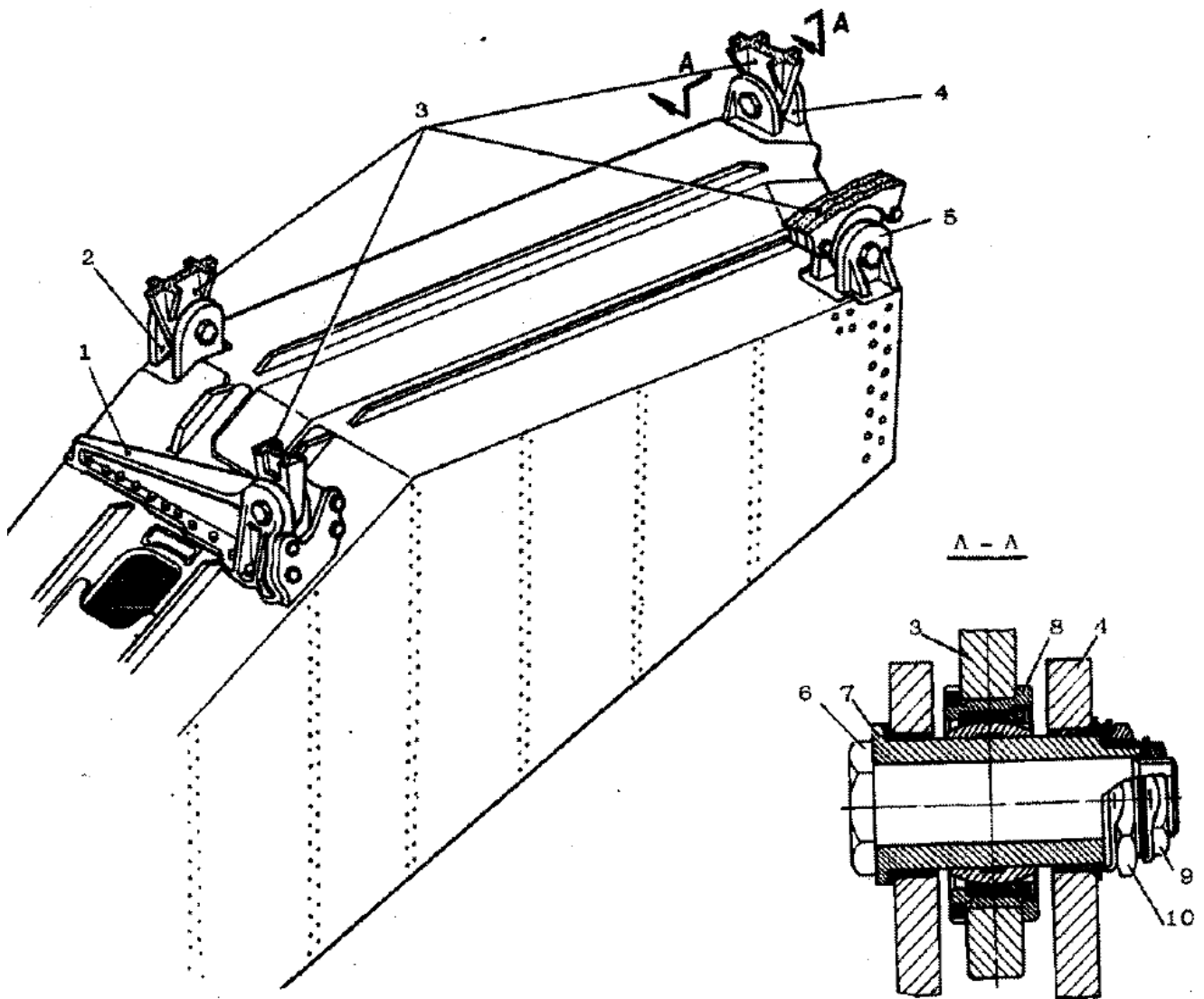


Рисунок 14 – Вузли підвішування пілона до крила літака Ан-124-100:  
 1, 2, 4, 5 – кронштейни пілона; 3 – кронштейни крила; 6 – болт;  
 7 – втулка; 8 – шарнір; 9, 10 – гайки

Як і у випадку літака Ан-124-100, для встановлення двигунів на літаках використовують пілони.

В енциклопедії «Авіація» наводиться таке означення пілона: «Пілон (від гр. *pylon*, буквально – ворота) – несна обтічна конструкція для встановлення зовнішніх агрегатів літального апарата (крила, двигуна) або кріплення вантажів (баків, озброєння тощо). Найбільш поширені форми пілонів – трапеція, паралелограм або близькі до них фігури. Конструкція пілонів може бути моноблоковою, фермовою з несилвою обшивкою або змішаною».

На сучасних пасажирських літаках найбільш часто використовується схема навішування пілонів з гондолами й двигунами під крилом (рисунки 15–18).

Схеми й приклади вигляду пілонів зображено на рисунках 15–33.

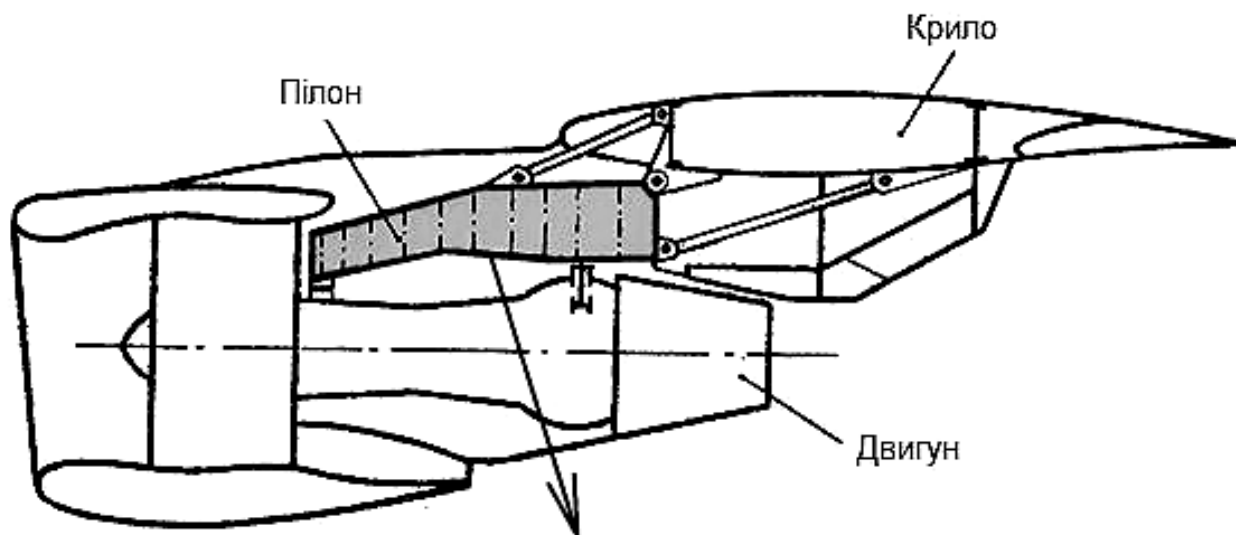


Рисунок 15 – Схема під'єднання та зовнішній вигляд пілона, який використовується для літаків Bombardier [20, 21]

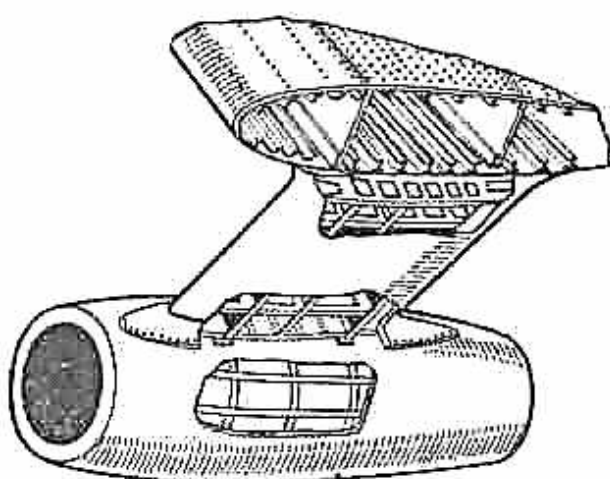


Рисунок 16 – Схема кріплення гондoli двигуна на вертикальному пілоні під крилом і вигляд вертикального пілона, під'єданого до консолі крила [22, 23]



Рисунок 17 – Загальний вигляд пілона та гондоли літака Boeing 747 [24]

Схему пілона та його зовнішній вигляд зі встановленою під крилом гондолою двигуна літака Douglas DC-8 показано на рисунку 18.

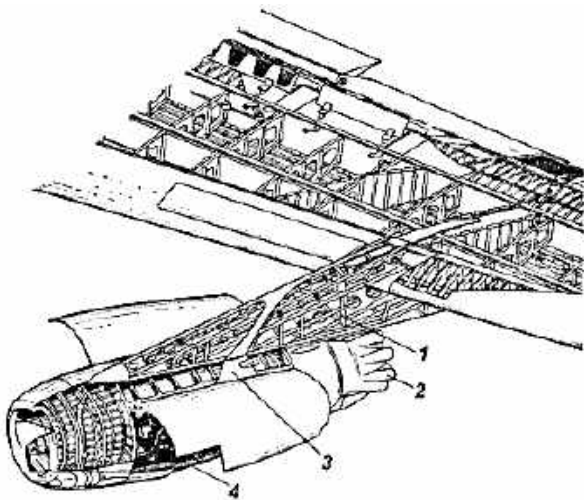


Рисунок 18 – Схема і зовнішній вигляд пілона двигуна літака Douglas DC-8:  
1 – пілон; 2 – шумозаглушувальний насадок; 3 – двигун; 4 – гондола



Вигляд пілона літаків Airbus A320neo [26] зображено на рисунку 19.



Рисунок 19 – Пілон для встановлення двигуна літака Airbus A320neo

Зовнішній вигляд гондоли з двигуном PW1100G-JM, підвішеним на пілоні крила літака Airbus A320neo [27], показано на рисунку 20.



Рисунок 20 – Двигун Pratt & Whitney PW1100G на пілоні літака Airbus A320neo

Зовнішній вигляд пілона літаків Airbus A320 [28] показано на рисунку 21.

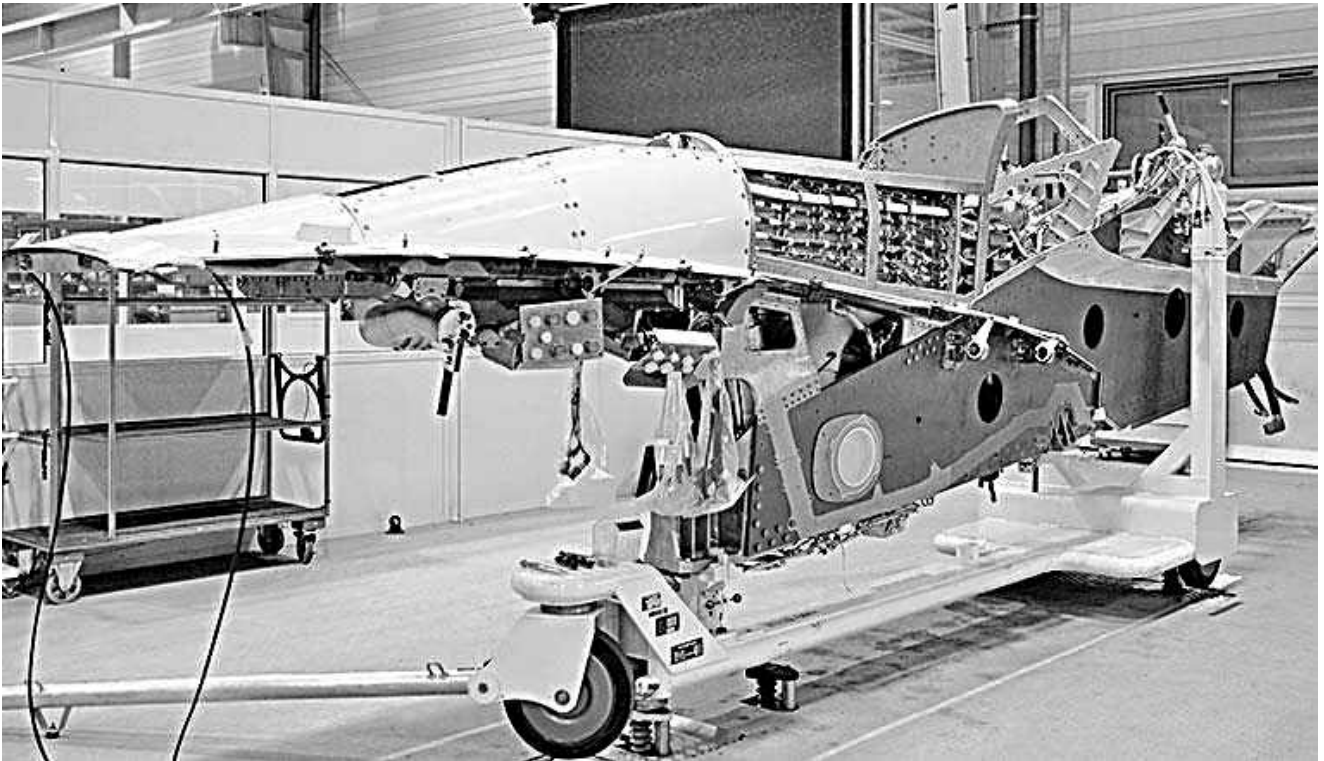


Рисунок 21 – Пілон, який використовується для встановлення газотурбінних двигунів на крило літаків Airbus A320

Пілон літака Boeing 787-9 і кріплення двигуна до пілона крила літака Airbus A321 зображено на рисунках 22 і 23.



Рисунок 22 – Пілон літака Boeing 787-9 [29]



Рисунок 23 – Кріплення двигуна IAE V2500 до пілона літака Airbus A321 [30]

Зовнішній вигляд пілонів і гондол з двигунами серії CFM56-5 [31] сімейства літаків Airbus A320 показано на рисунку 24.



Рисунок 24 – Видгляд пілонів і гондол з двигунами серії CFM56-5

На рисунку 25 показано гондоли з двигунами на пілонах літака Airbus A319 [32, 33].



Рисунок 25 – Гондоли з двигунами на пілонах літака Airbus A319

Пілон літака Boeing 737-9 MAX з двигуном CFM International LEAP-1B [34] зображено на рисунку 26.



Рисунок 26 – Пілон літака Boeing 737-9 MAX з двигуном CFM International LEAP-1B

Вигляд гондоли двигуна на пілоні літака Embraer E190 (вигляд знизу) [35], зону сполучення пілона двигуна літака Airbus A320-214 з правою консоллю крила [36] і пілон літака A380 [37] показано на рисунках 27, 28 і 29 відповідно.

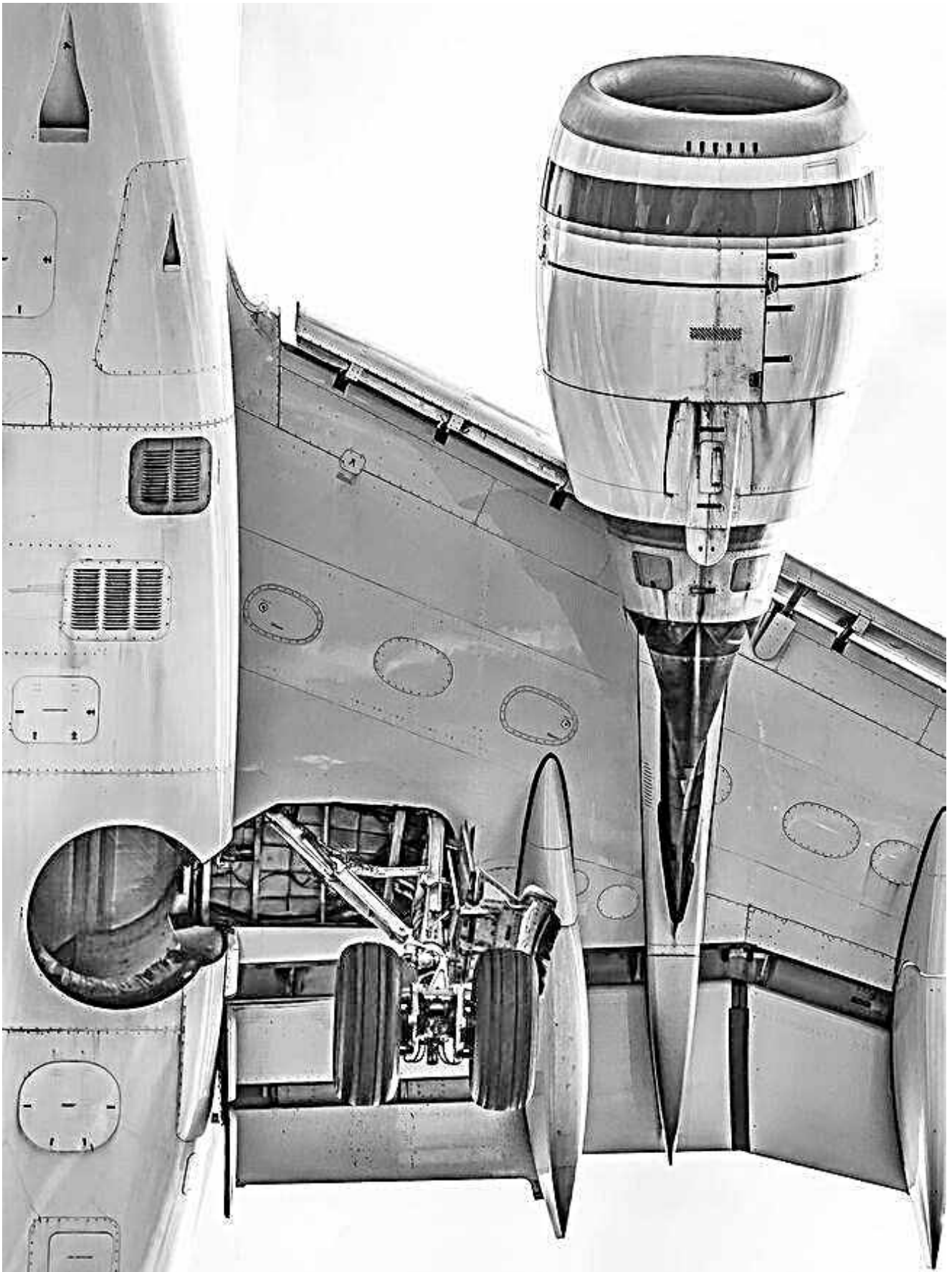


Рисунок 27 – Гондола двигуна на пілоні під крилом літака Embraer E190



Рисунок 28 – Вигляд зони сполучення пілона двигуна з правою консоллю крила літака Airbus A320-214



Рисунок 29 – Загальний вигляд пілона літака Airbus A380

Кріплення до пілона авіаційного двоконтурного турбореактивного двигуна General Electric GE9X [38, 39] показано на рисунку 30. Цим двигуном оснащуються літаки Boeing 777X, і його занесено до книги Рекордів Гіннеса як двигун з найпотужнішою тягою серед реактивних авіаційних двигунів у світі. Розмір двигуна: діаметр вентилятора – 3,4 м, довжина – 5,69 м, суха маса – 9630 кг, ступінь двоконтурності – 9,9:1.



Рисунок 30 – Кріплення найбільшого в світі двигуна General Electric GE9X

Загальний вигляд пілона для навішування двигуна на літак Airbus A330neo, а також дві фотографії процесу встановлення двигуна показано на рисунках 31 і 32.

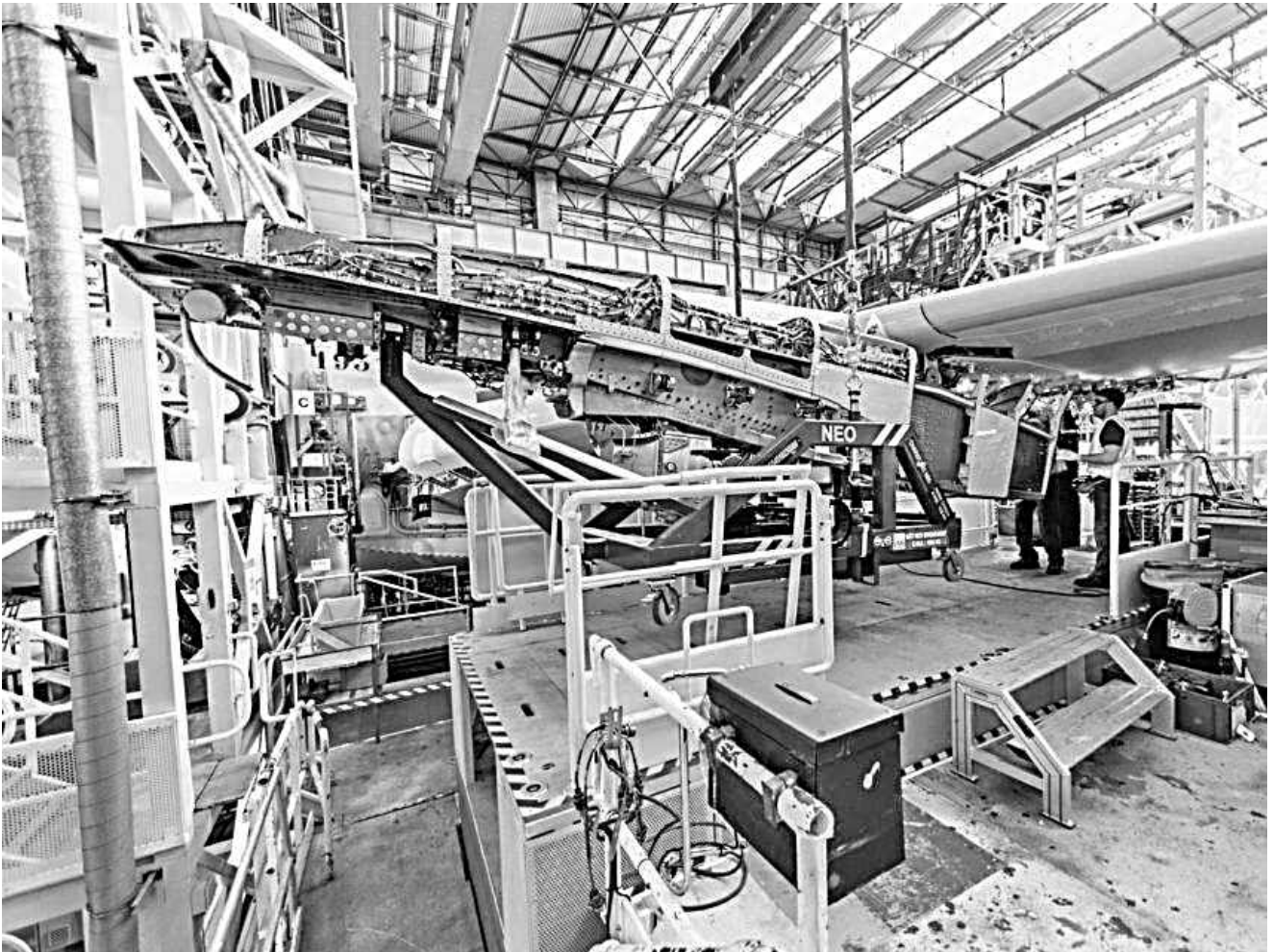


Рисунок 31 – Пілон [40] для встановлення двигуна літака Airbus A330neo



Рисунок 32 – Установлення двигуна Rolls Royce Trent 7000 [41, 42] на пілон літака Airbus A330neo

Під'єднаний до літака Airbus A330neo двигун Rolls Royce Trent 7000 [43] зображено на рисунку 33.



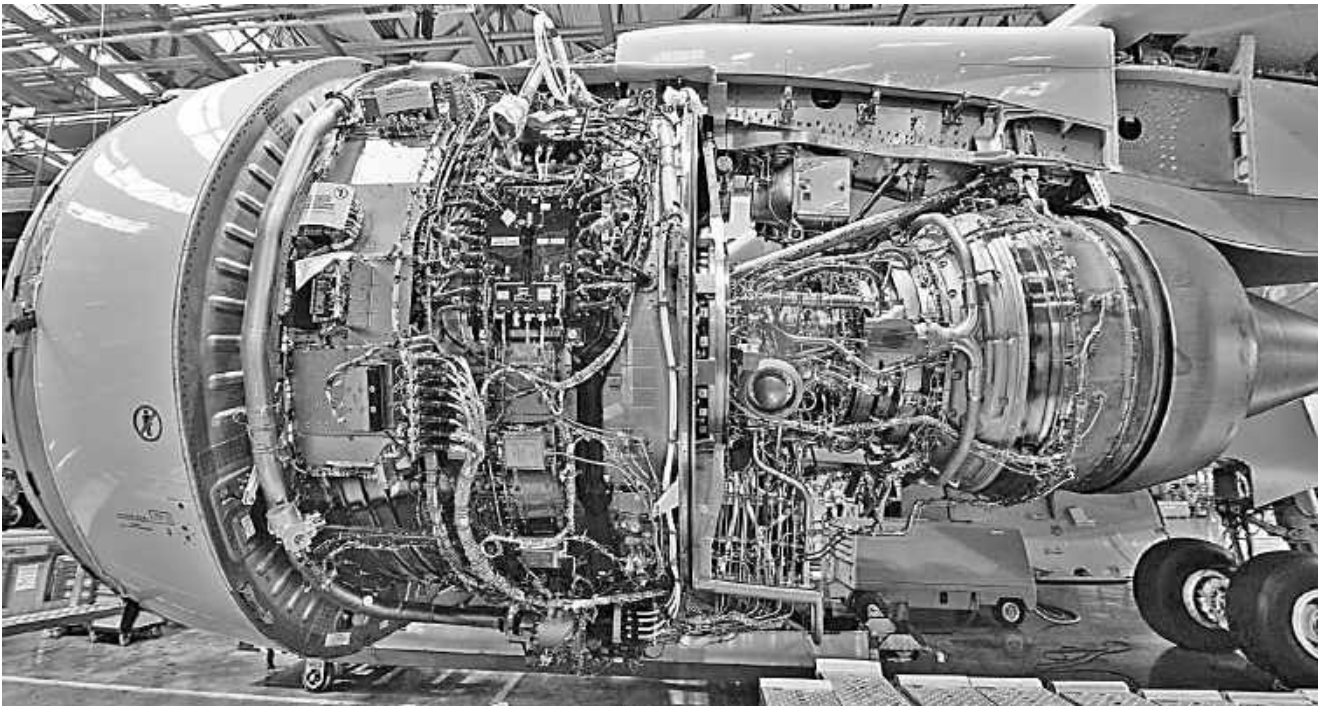


Рисунок 33 – Двигун Rolls Royce Trent 7000, під'єднаний до літака Airbus A330neo

Кілька варіантів конструктивно-силової схеми крила в зоні під'єднання пілонів показано на рисунках 34–38.

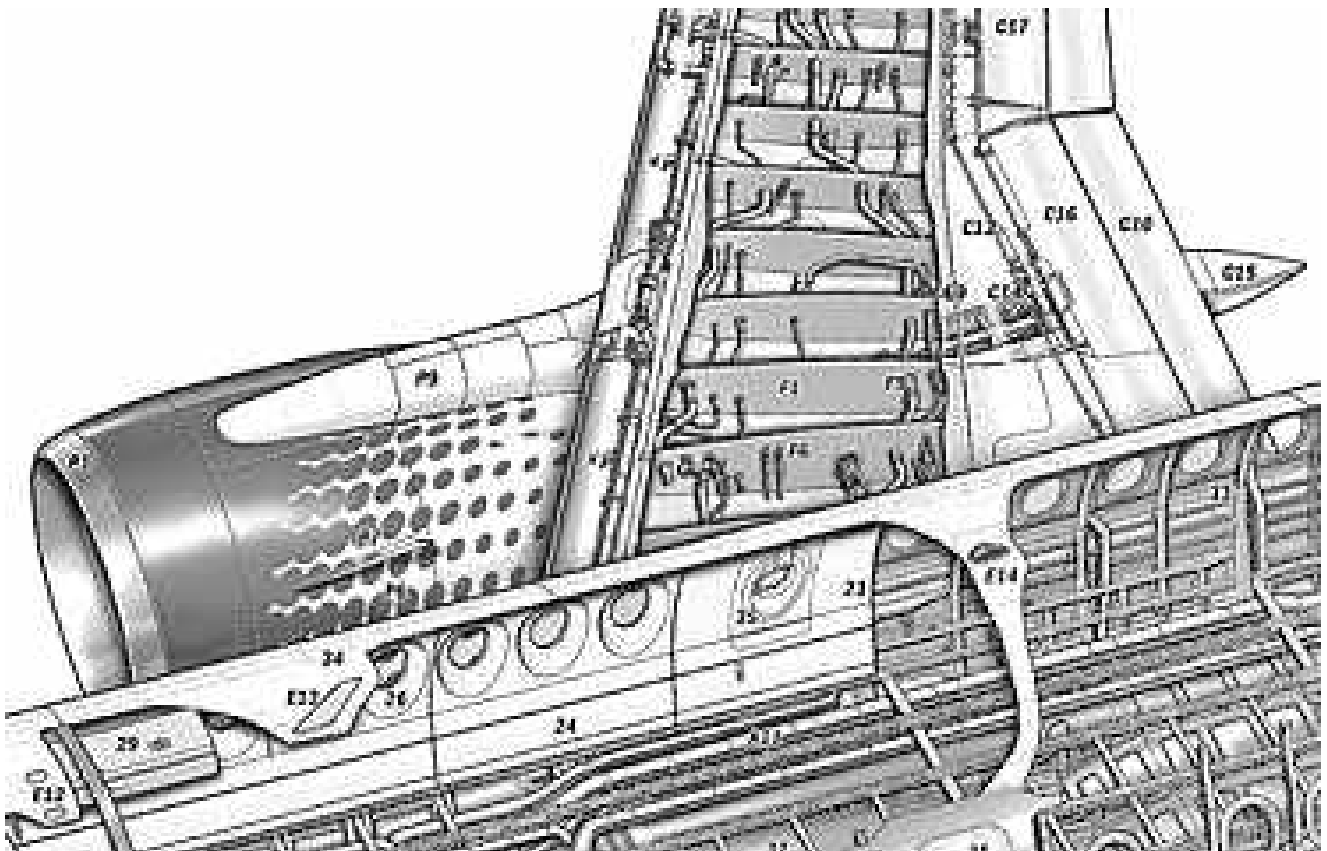


Рисунок 34 – Схема кріплення пілона літака Airbus A220-100 [44]

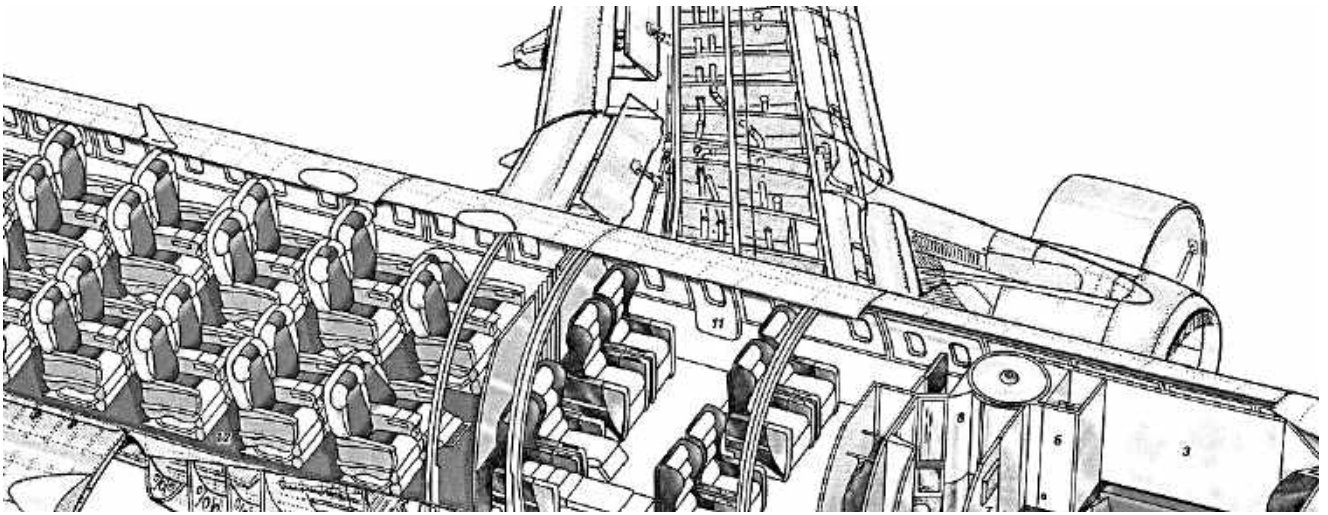


Рисунок 35 – Схема підвішування пілона літака A319 [45]

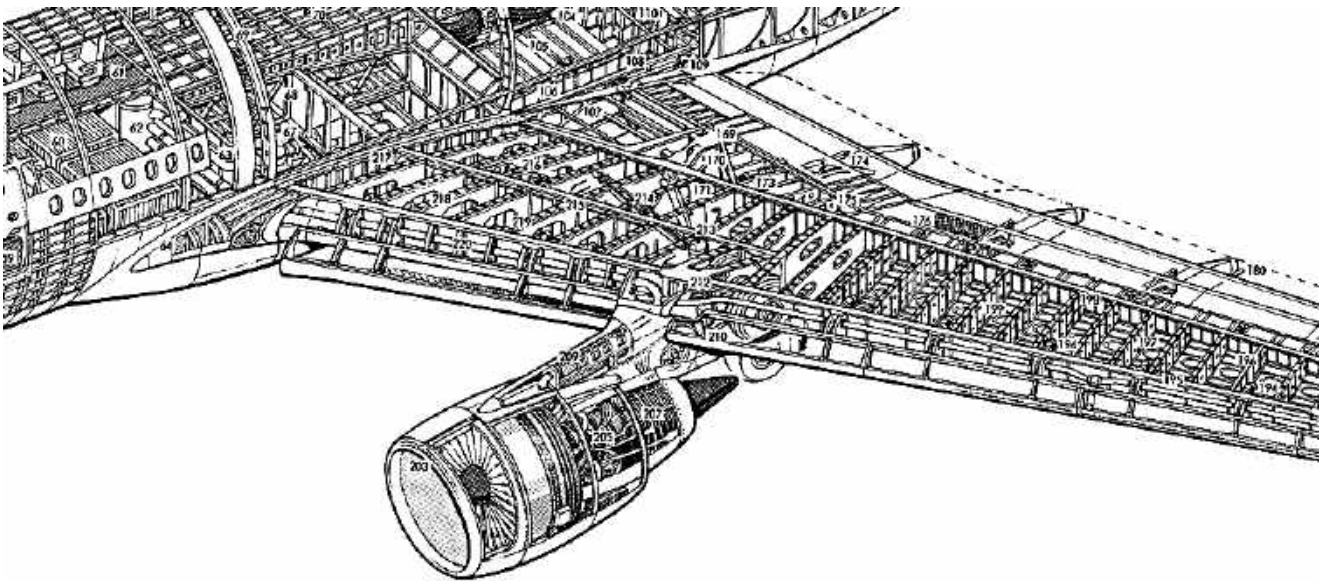


Рисунок 36 – Схема підвішування пілона літака Airbus A330-300 [46]

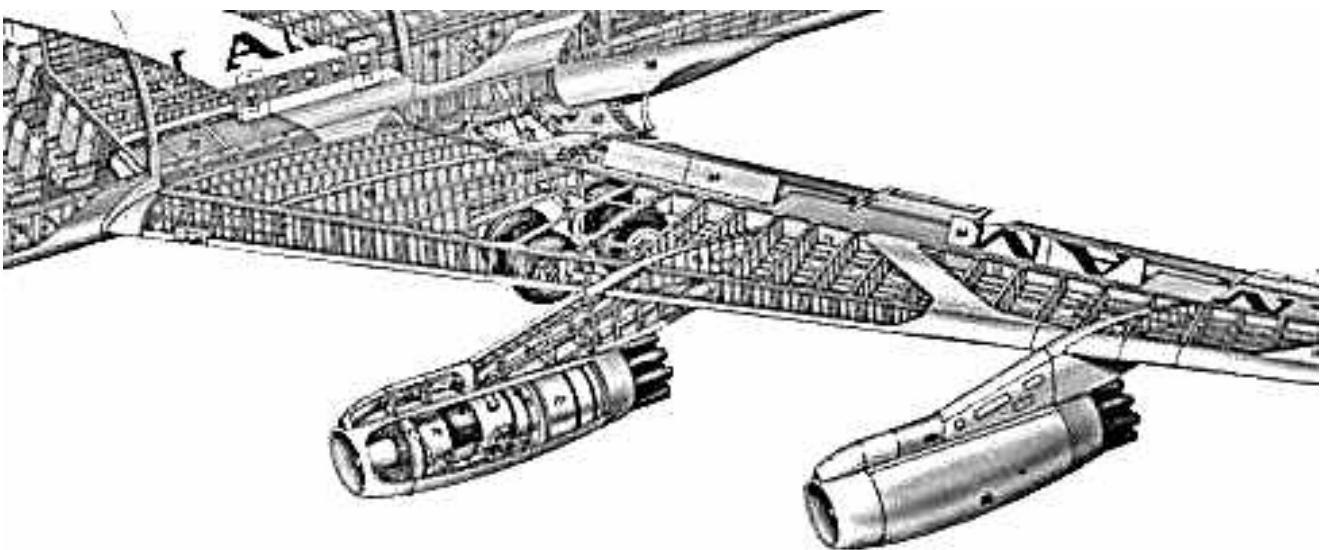


Рисунок 37 – Схема кріплення пілонів літака Boeing-707 [47]

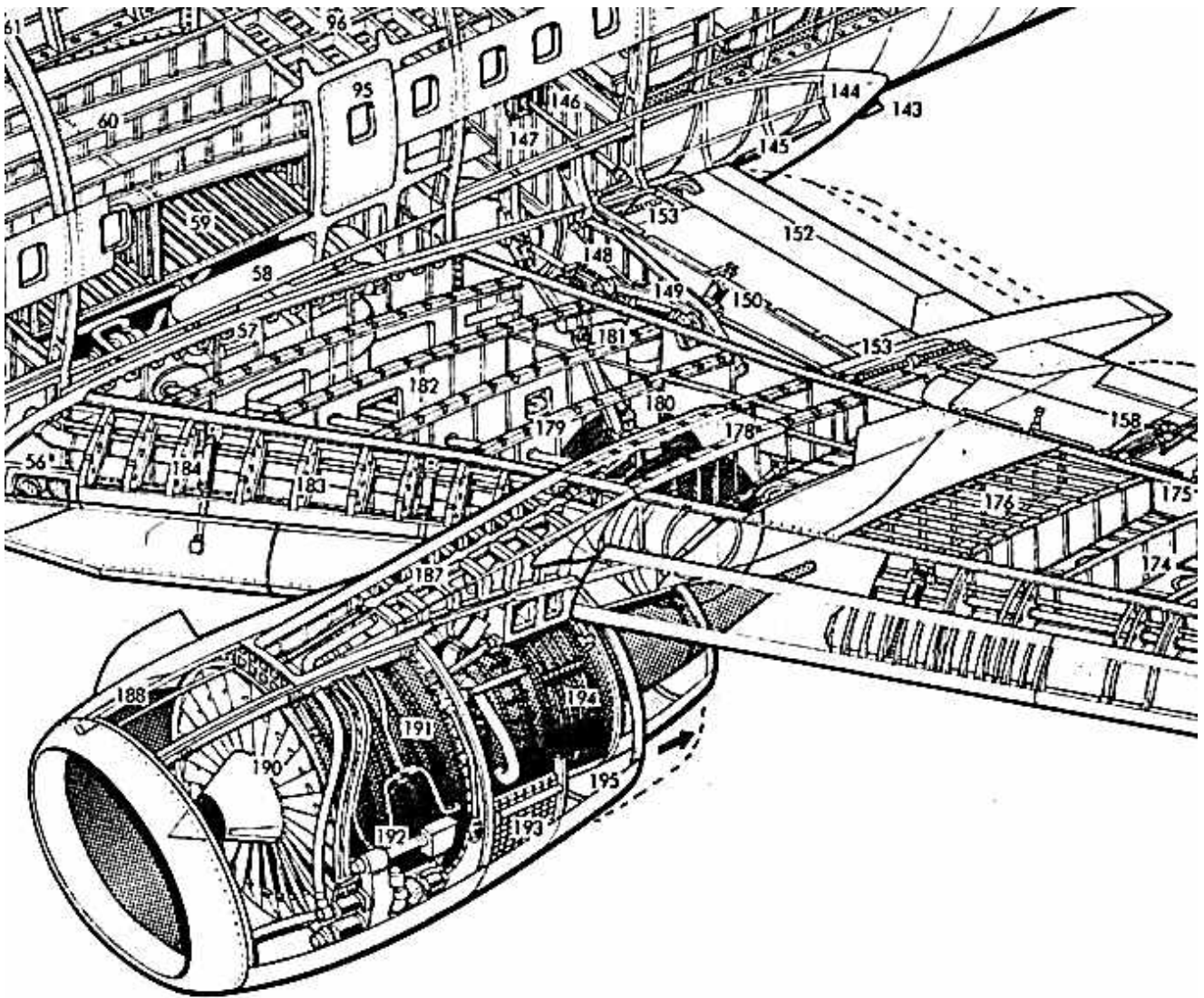


Рисунок 38 – Схема встановлення пілона літака Boeing 737 [48]

На багатьох літаках з газотурбінними двигунами встановлюють допоміжні силові установки (ДСУ) для запуску основних маршових двигунів (тобто двигунів, що створюють тягу). ДСУ забезпечують живлення електроенергією, підтримання тиску у пневматичній системі й подавання повітря для кондиціювання й обігрівання літаків на аеродромі.

ДСУ може використовуватися як джерело аварійного електроживлення літака в повітрі для запуску двигунів, що зупинилися під час польоту.

В енциклопедії «Авіація» наведено таке означення ДСУ: «Допоміжна силова установка (ДСУ), енерговузол – силова установка на сучасних літаках і гелікоптерах для пуску основних двигунів, живлення стисненим повітрям системи кондиціювання, приведення в дію електрогенераторів та іншого допоміжного обладнання. Застосування бортових ДСУ забезпечує незалежність літального апарата від наземних джерел живлення. У польоті ДСУ може використовуватися як аварійне джерело енергії».

Як приклад нижче наведено інформацію про ДСУ літака Boeing 787.

Як допоміжну силову установку на літаку Boeing 787 застосовано двигун APS5000, що є одновальним газотурбінним двигуном з регульованою швидкістю обертання вала, установленим у хвостовій частині фюзеляжу – у негерметичному відсіку ДСУ.

Схему допоміжної силової установки літака Boeing 787, а також зовнішній вигляд ДСУ AI-450-МС і AI9-3Б виробництва акціонерного товариства "МОТОР СІЧ" показано на рисунках 39, 40.

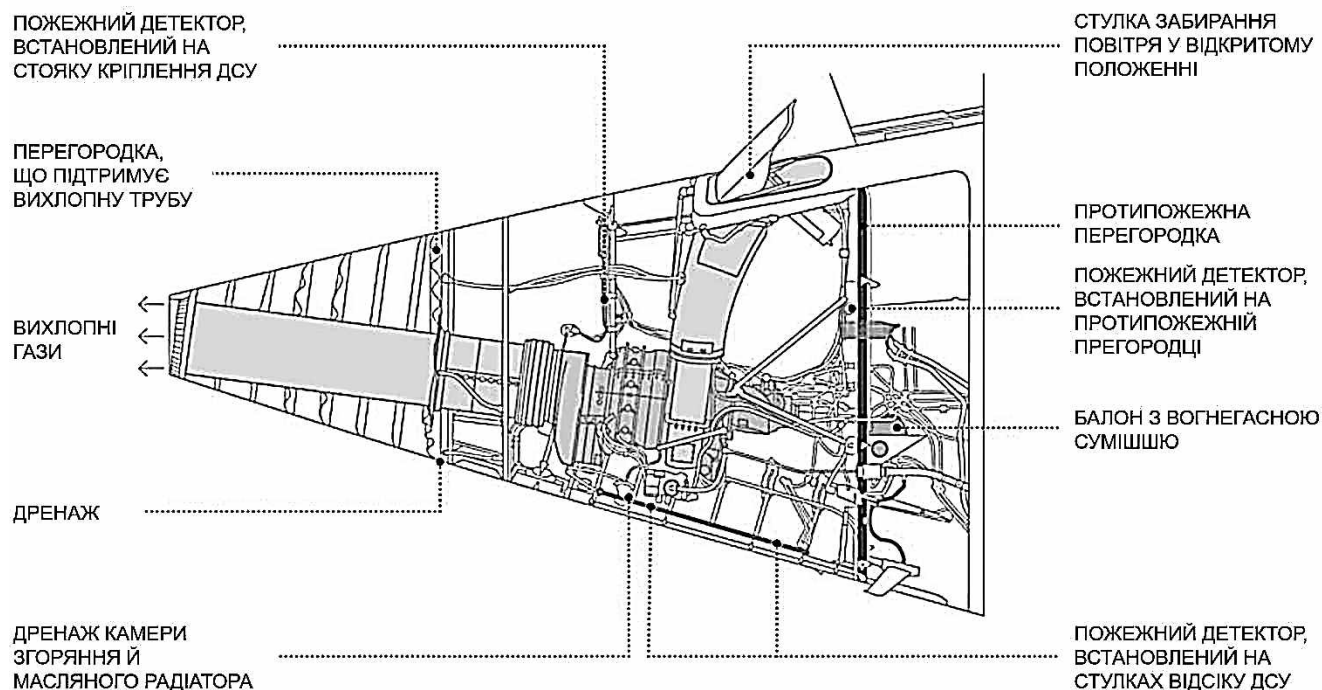


Рисунок 39 – Схема розміщення ДСУ на літаку Boeing 787 [49]

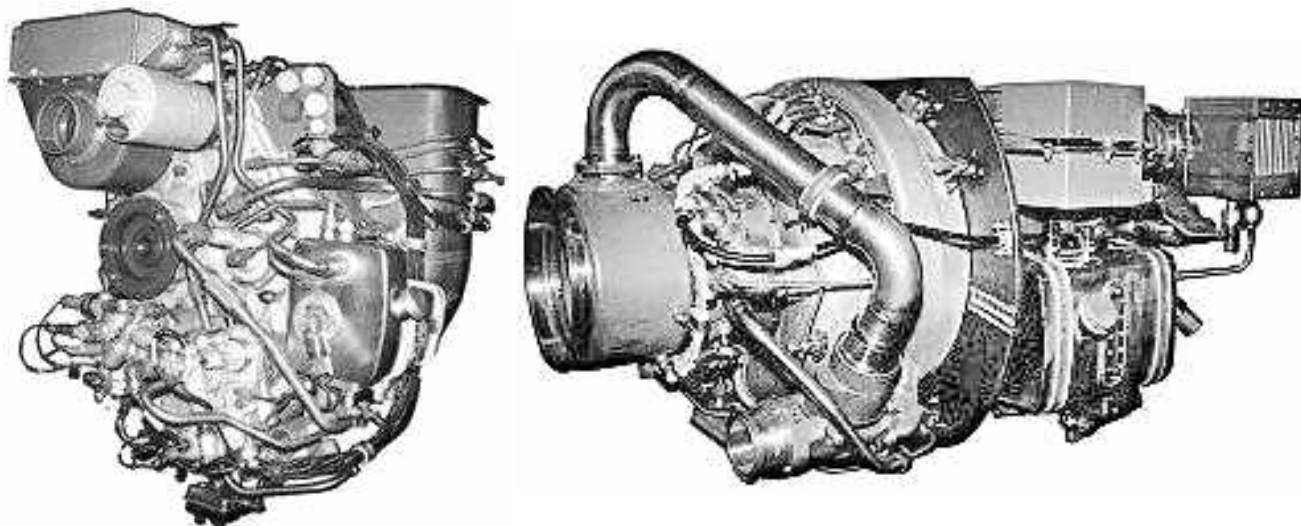


Рисунок 40 – Зовнішній вигляд допоміжних силових установок AI-450-МС (на фото зліва) та AI9-3Б (на фото справа) з сайту виробника (акціонерного товариства "МОТОР СІЧ")

Загальний вигляд ДСУ літака Airbus A320 зображено на рисунку 41.

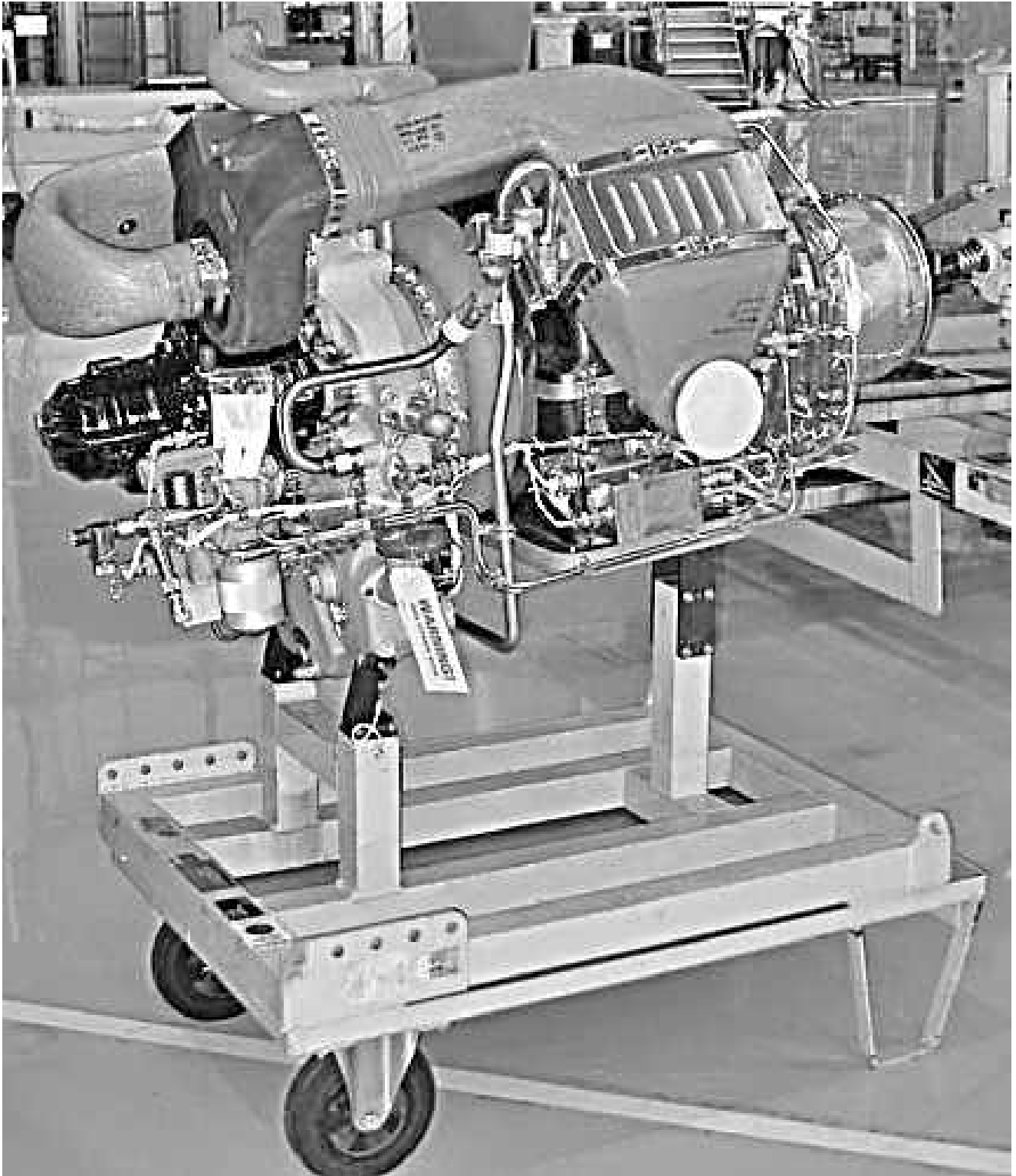


Рисунок 41 – Загальний вигляд ДСУ літака A320 [50]

Допоміжна силова установка на пасажирських літаках розташовується у задній (хвостовій) частині фюзеляжу.

У зоні встановлення ДСУ мають бути передбачені посилені шпангоути для її кріплення.

Вигляд хвостових частин літаків Airbus і Boeing з допоміжними силовими установками в спеціальних відсіках показано на рисунках 42–52.

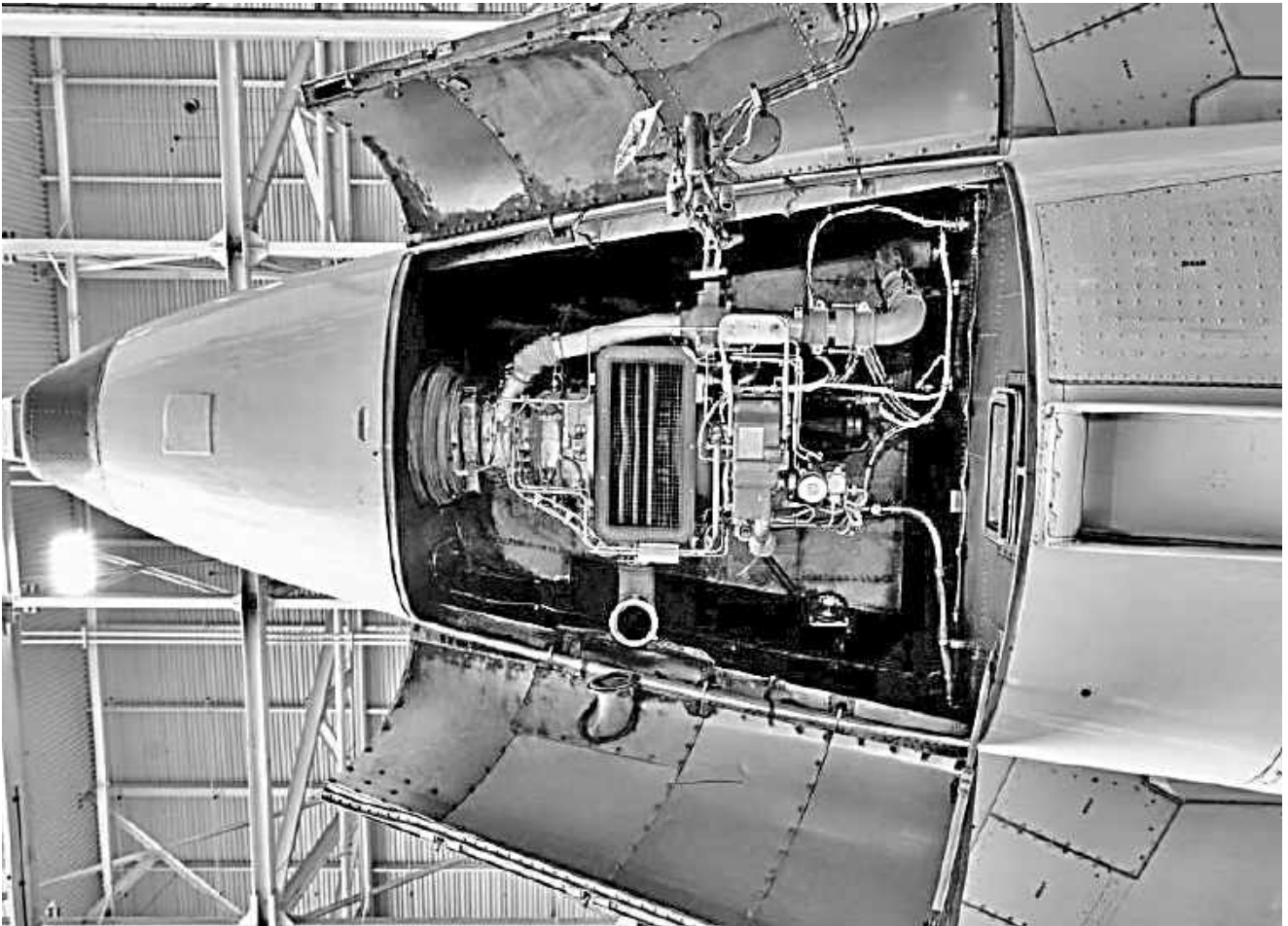


Рисунок 42 – ДСУ літака Airbus A320 [51]

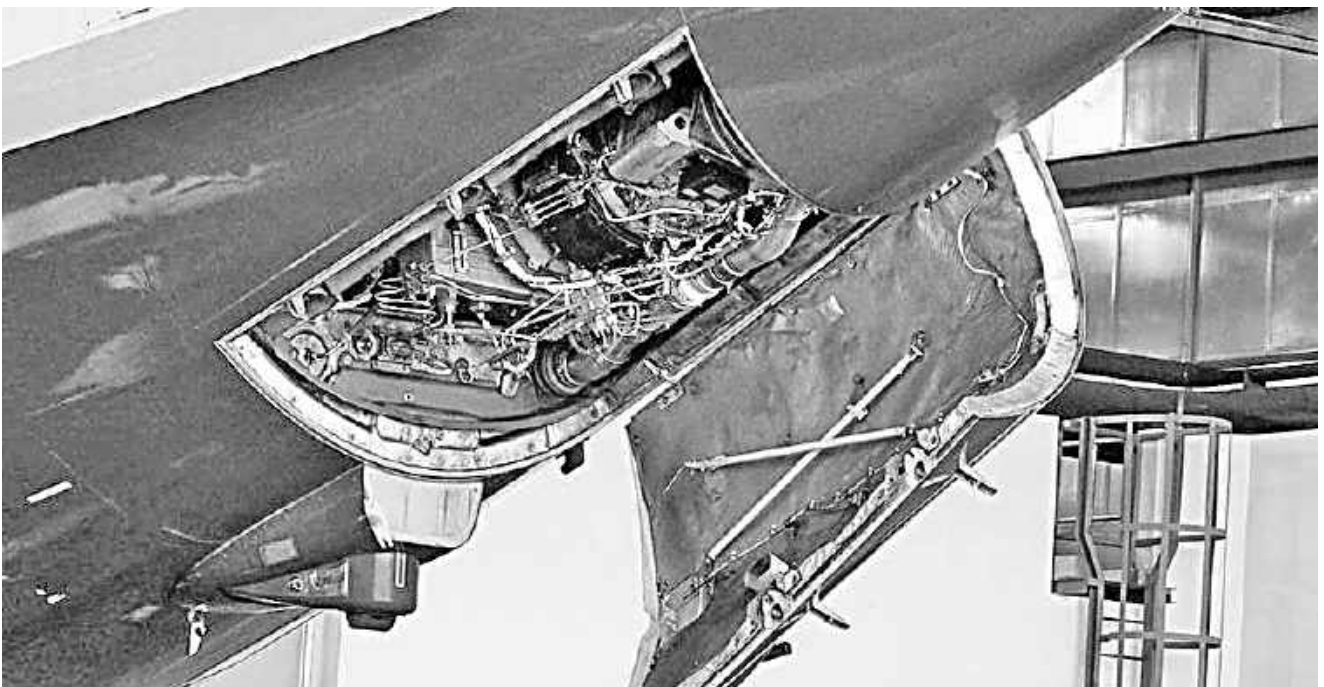


Рисунок 43 – Відкрита ступка відсіку ДСУ літака Boeing 737 [52]



Рисунок 44 – Відсік ДСУ й вихлопний пристрій у хвостовій частині літака Airbus A380 [53, 54]



Рисунок 45 – Відкритий відсік ДСУ літака Boeing 737-800 [55]

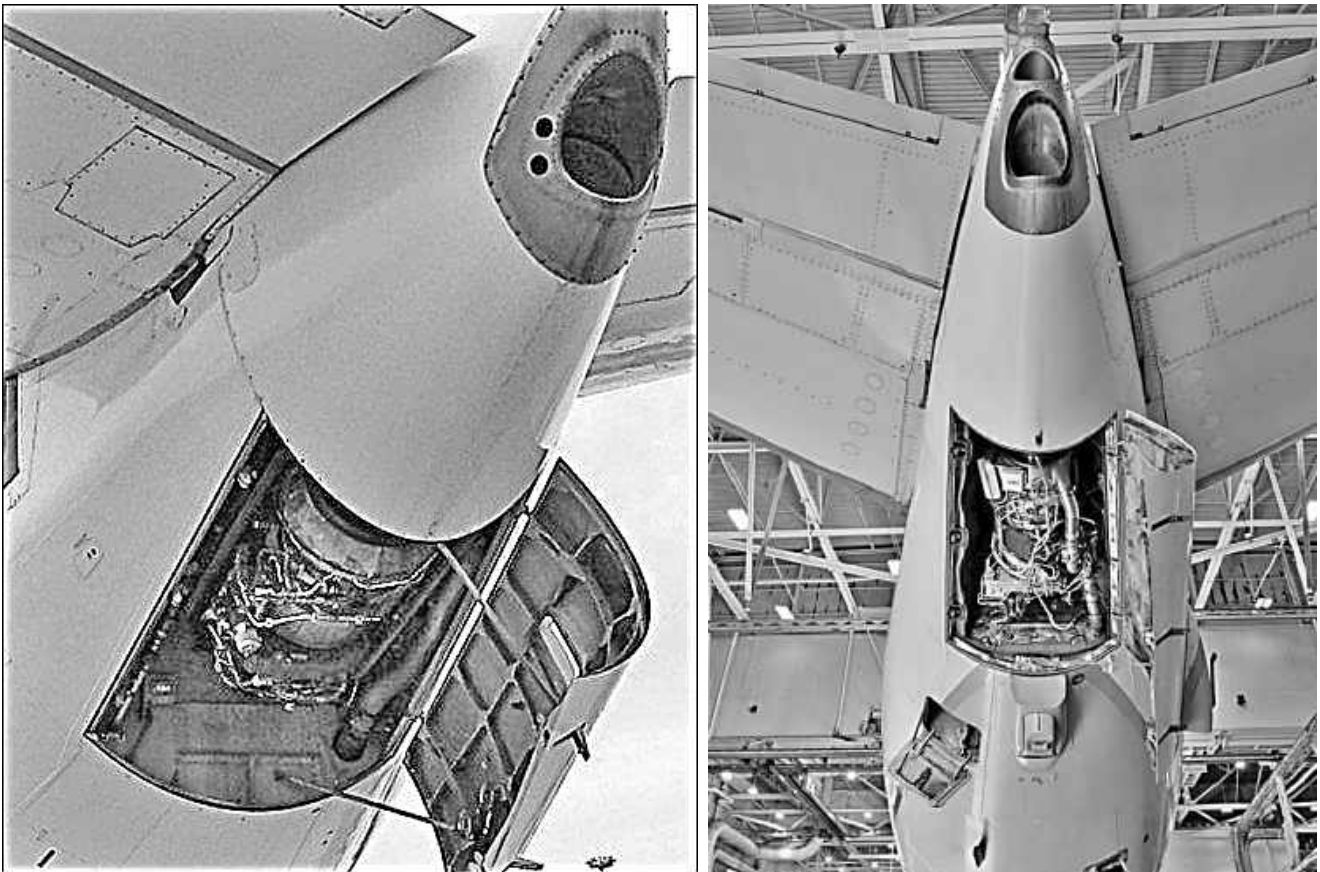


Рисунок 46 – ДСУ й вихлопний пристрій у хвостовій частині літаків Boeing 737 [56, 57]



Рисунок 47 – Закриті стулки й вихлопний пристрій ДСУ в хвостовій частині [58] літака Boeing 747





Рисунок 48 – Закриті ступки відсіку ДСУ й вихлопний пристрій літака Boeing 757 [59]



Рисунок 49 – Відкриті ступки й вихлопний пристрій ДСУ в хвостовій частині літака Boeing 767 [60]

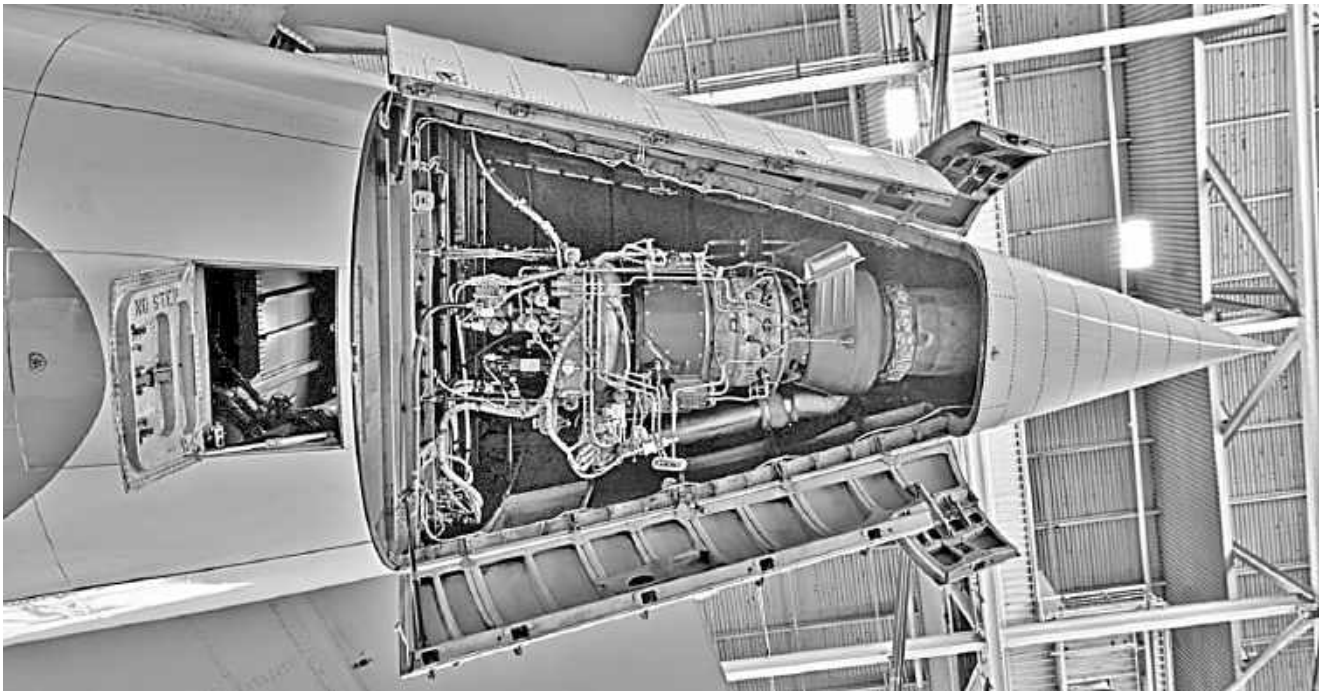


Рисунок 50 – Відсік ДСУ літака Boeing 777-200 (стулки відкриті) [61]

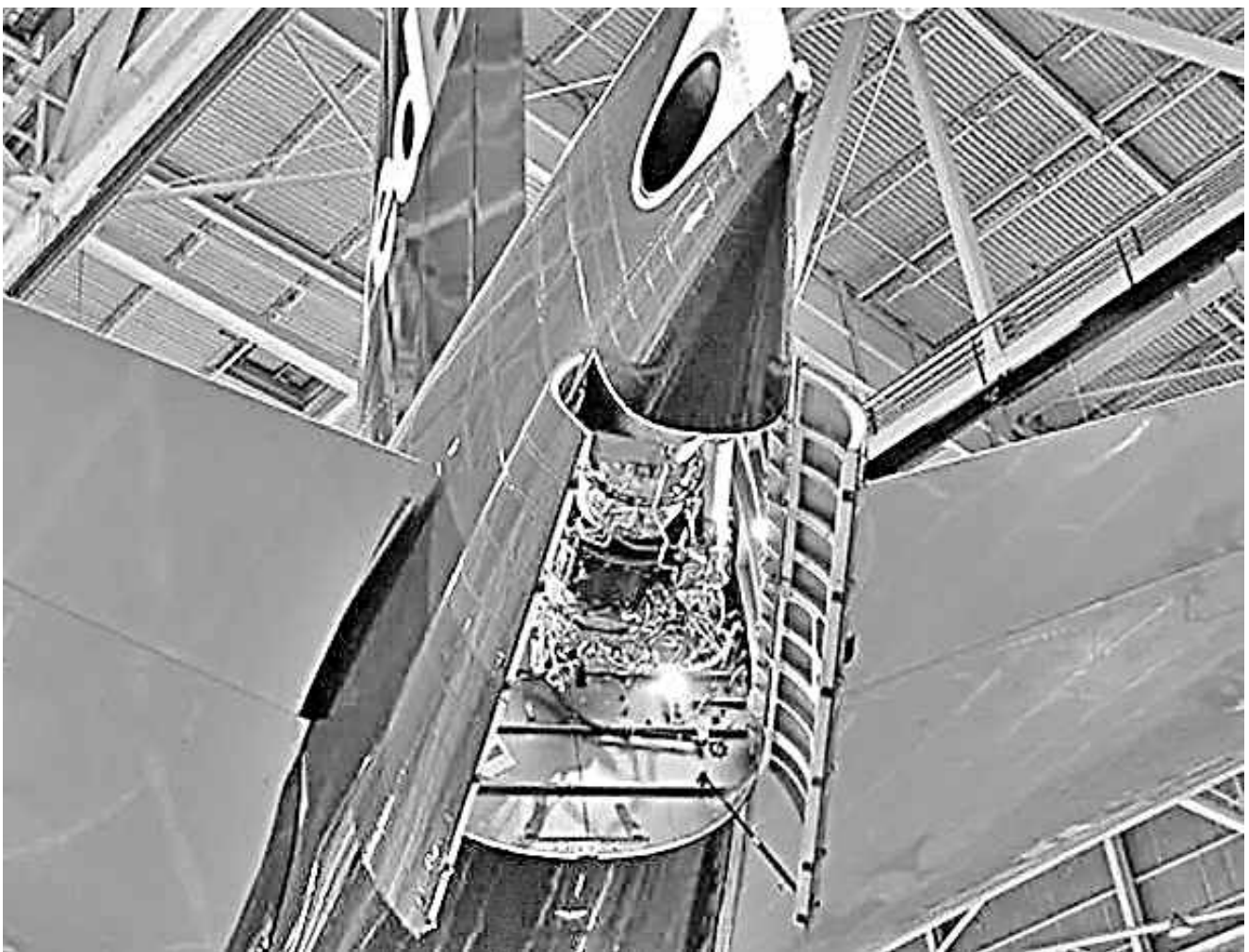


Рисунок 51 – Відсік ДСУ й вихлопний пристрій літака Boeing 777-232/ER (стулки відкриті) [62]



Рисунок 52 – Закриті стулки й вихлопний пристрій ДСУ в хвостовій частині літака Boeing 787 [63, 64]

Відкриту стулку повітрязабірника ДСУ в хвостовій частині літака Ту-134 показано на рисунку 53.



Рисунок 53 – Відкрита стулка повітрязабірника ДСУ в хвостовій частині літака Ту-134 [65]

На транспортних літаках ДСУ може розміщуватися в обтічнику гондоли шасі.

Так, допоміжна силова установки літака Ан-124-100 складається з двох одновальних газотурбінних двигунів ТА-12, розміщених у лівому й правому обтічниках шасі між шпангоутами № 68 і № 72 [19].

Розміщення ДСУ літака С.160 Transall в обтічнику гондоли шасі [66] показано на рисунку 54.

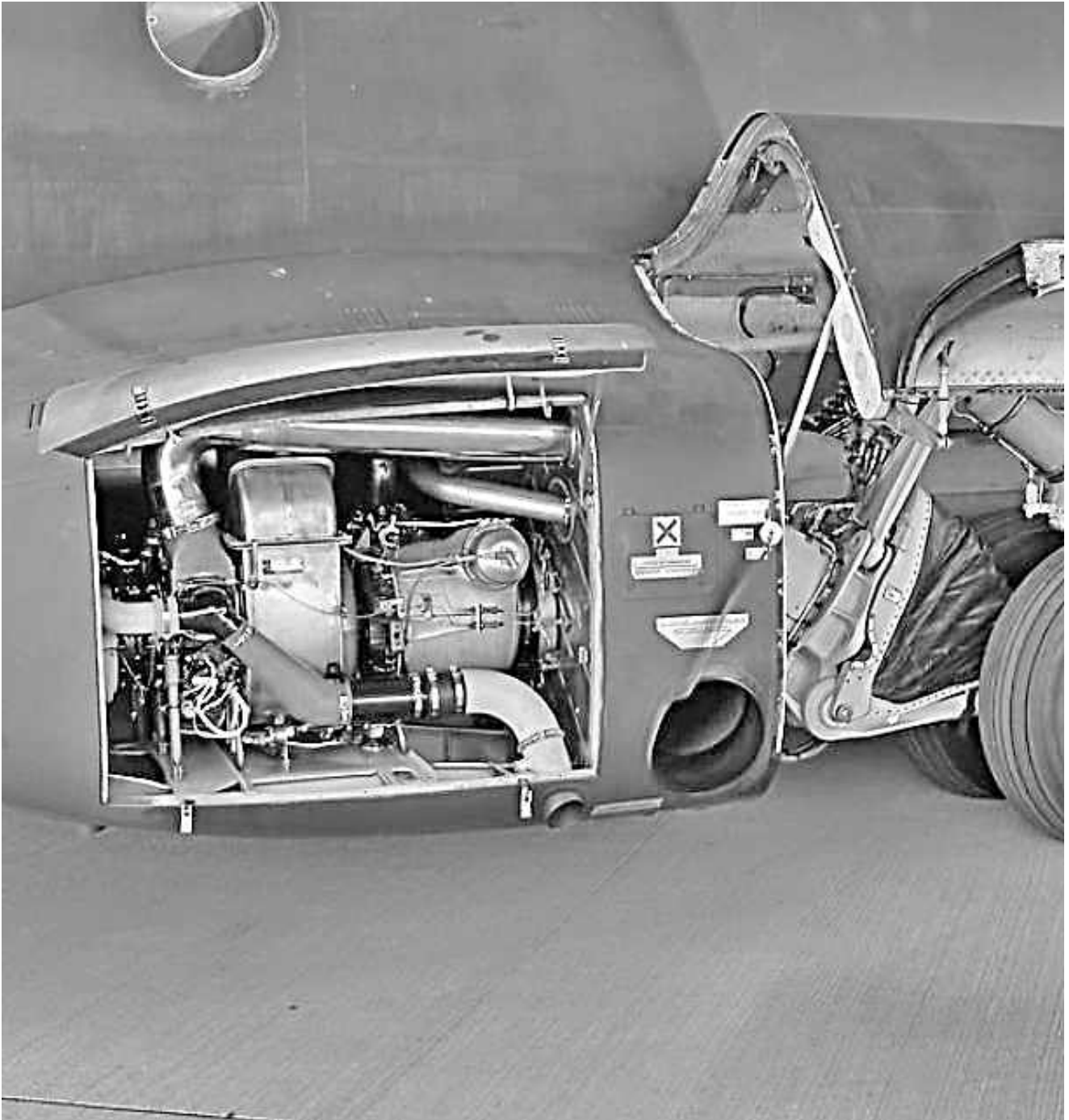


Рисунок 54 – Допоміжна силова установка в обтічнику гондоли основних стояків шасі літака Transall С-160D

## 7 ВИЗНАЧЕННЯ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ОСНОВНИХ АГРЕГАТІВ ЛІТАКА

### 7.1 Визначення геометричних параметрів крила

За статистичними даними щодо літаків-аналогів, наведених у таблиці 1, питома навантаження на крило при зльоті беруть таким:  $p_0 = 550 \text{ даН/м}^2$ .

Площу крила визначають так [6]:

$$S = \frac{m_0 g}{10 p_0} = \frac{45000 \cdot 9,81}{10 \cdot 550} = 80,26 \text{ м}^2.$$

Розмах крила – відстань між двома площинами, що торкаються кінців крила і є паралельними до базової площини літака.

Розмах крила АВ [67], показаний на рисунку 55, визначають виходячи із заданого значення його подовження:

$$l = \sqrt{\lambda S} = \sqrt{9,8 \cdot 80,26} = 28 \text{ м.}$$



Рисунок 55 – Розмах крила Airbus A320

Центральну  $b_0$  і кінцеву  $b_k$  хорди крила визначають за заданим значенням звуження ( $\eta = 3$ ), знайденими розмахом  $l$  і площею  $S$ :

$$b_0 = \frac{S}{l} \frac{2\eta}{\eta + 1} = \frac{80,26}{28} \cdot \frac{2 \cdot 3}{3 + 1} = 4,3 \text{ м};$$

$$b_k = \frac{b_0}{\eta} = \frac{4,3}{3} = 1,43 \text{ м}.$$

Середню аеродинамічну хорду (САХ) обчислюють так:

$$b_a = \frac{2}{3} b_0 \frac{\eta^2 + \eta + 1}{(\eta + 1)\eta} = \frac{2}{3} \cdot 4,3 \cdot \frac{3^2 + 3 + 1}{(3 + 1) \cdot 3} = 3,1 \text{ м}.$$

Визначають координату САХ по розмаху крила:

$$Z_a = \frac{l}{6} \frac{\eta + 2}{\eta + 1} = \frac{28}{6} \cdot \frac{3 + 2}{3 + 1} = 5,83 \text{ м},$$

а також координату носика САХ по осі  $Ox$ :

$$X_a = \frac{l}{6} \frac{\eta + 2}{\eta + 1} \operatorname{tg} \chi_{\text{пк}} = Z_a \operatorname{tg} \chi_{\text{пк}} = 5,83 \operatorname{tg}(24^\circ) = 2,6 \text{ м}.$$

Крило літака – це несна поверхня літака, призначена для створення аеродинамічної піднімальної сили. На крилі літака розташовують рульові поверхні й механізацію крила.

Як рульові поверхні для керування літаком за креном використовуються елерони. Елерони – це рухомі частини крила, що відхиляються одночасно в протилежні сторони (уверх і вниз), для керування літаком відносно його поздовжньої осі.

Зазначимо, що несною поверхнею літака називають поверхню, що створює піднімальну силу, значно більшу за лобовий опір.

Якщо одна аеродинамічна поверхня виконує функції елерона і руля висоти, то така поверхня має назву «елевон», якщо функції елерона й закрилка – «флаперон».

Механізація крила складається з передкрилків, відхильних носків, щитків Крюгера, закрилків, погашувачів піднімальної сили (спойлерів) та інтерцепторів.

Передкрилок – профільована частина крила, розташована в носовій частині й призначена для покращання аеродинамічних характеристик крила.

Під час переміщення передкрилків утворюються щілини між ними та крилом; відхильні носки щілин не створюють.

Погашувач піднімальної сили (спойлер) – відхильний конструктивний елемент, розташований на верхній частині крила в зоні, що обслуговується закрилками, і призначений для гальмування й різкого зменшення піднімальної сили крила.

Інтерцептор – поверхня, розташована на крилі й призначена для керування літаком за креном. Інтерцептор разом з елеронами (елевонами, флаперонами) забезпечує ефективність керування за креном.

Загальний вигляд лівої консолі крила літака Boeing 747 показано на рисунку 56.

Передню кромку крила оснащено трьома секціями щитків (передкрилків) Крюгера, тобто всі передкрилки на Boeing 747 є щитками (передкрилками) Крюгера. Відмінність між внутрішньою та зовнішніми секціями полягає лише у механізмі їх випускання (див. схеми нижче).

До речі, на заводі-виробнику ці щитки (передкрилки) називають Leading Edge Flaps. Саме «flaps» як закрилки, хоча вони й розташовані на передній кромці.

Крім того, на крилі літака Boeing 747 розташовані (рисунки 56, 57) рульові поверхні у вигляді елеронів (зовнішні й внутрішні секції), а також елементи механізації крила, такі як трищільні закрилки й погашувачі піднімальної сили (спойлери).

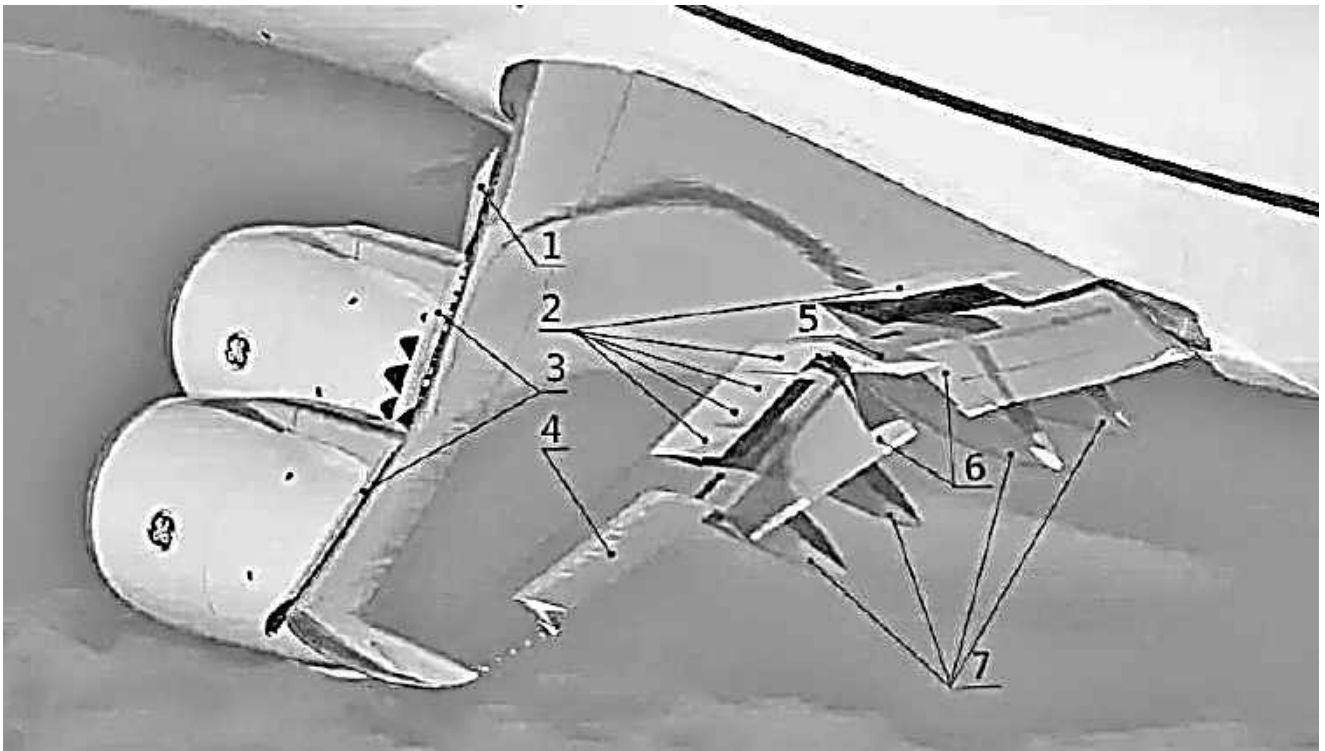


Рисунок 56 – Ліва консоль крила літака Boeing 747 [68]:

1 – внутрішня секція щитків (передкрилків) Крюгера; 2 – погашувачі піднімальної сили (спойлери); 3 – зовнішні секції щитків (передкрилків) Крюгера; 4 – елерон; 5 – внутрішній елерон; 6 – закрилки; 7 – обтічники механізму закрилків

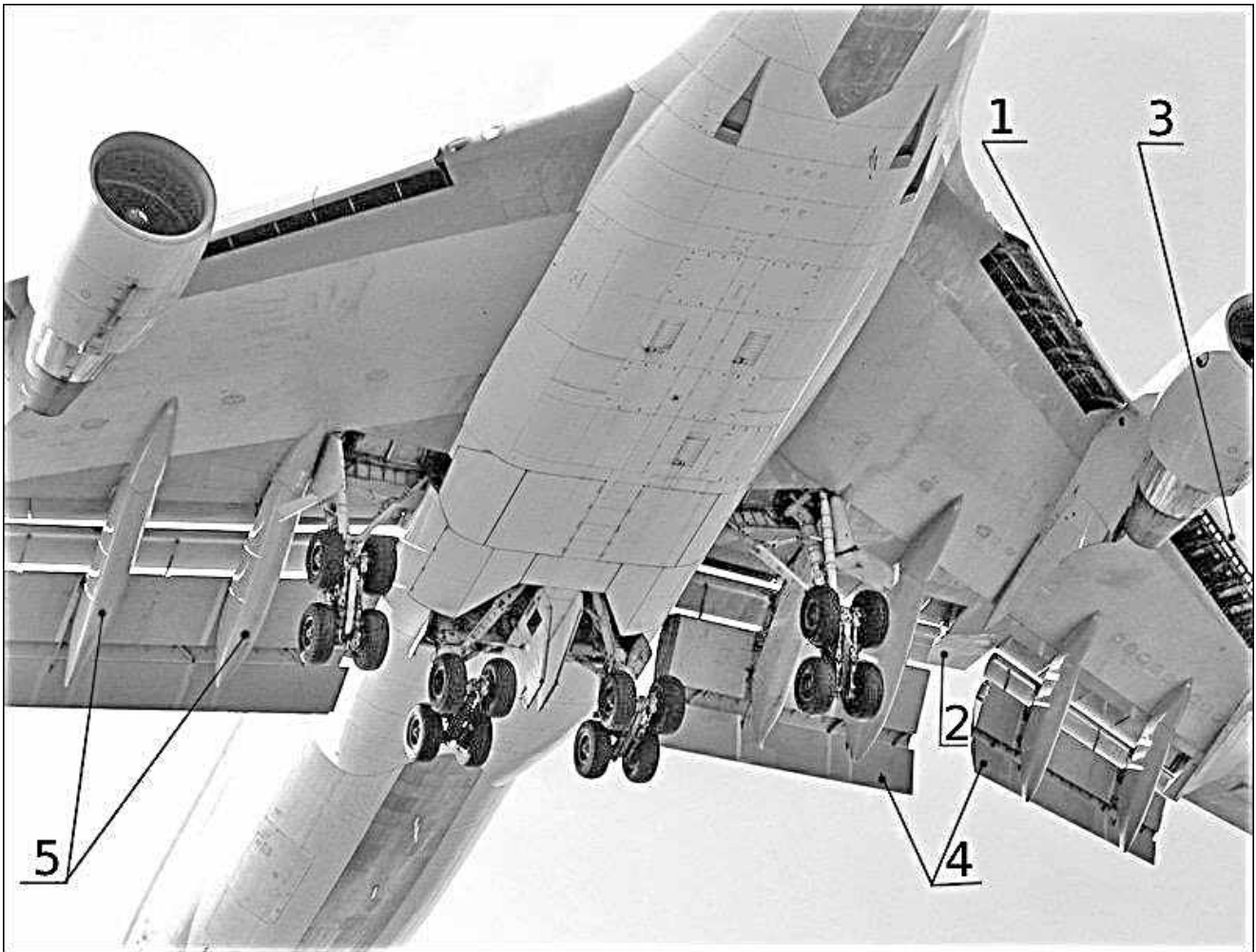


Рисунок 57 – Механізація крила літака Boeing 747 [69]:

1 – внутрішня секція щитків (передкрилків) Крюгера; 2 – внутрішній елерон; 3 – зовнішня секція щитків (передкрилків) Крюгера; 4 – трищілинні закрилки Фаулера; 5 – обтічники механізму випускання-прибирання закрилків

На рисунку 58 зображено погашувачі піднімальної сили (спойлери) на правій консолі літака Boeing 747.



Рисунок 58 – Спойлери літака Boeing 747 у випущеному й прибраному станах



На рисунку 59 показано наявні засоби механізації передньої кромки крила [70].

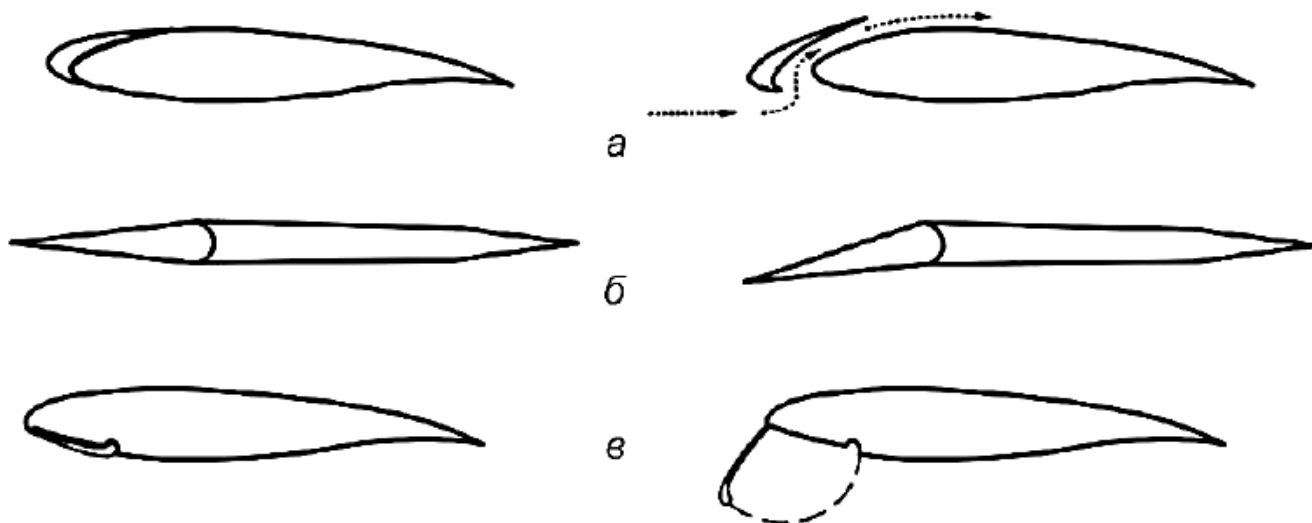


Рисунок 59 – Схеми засобів механізації передньої кромки крила:  
а – передкрилки; б – відхильні носки; в – щиток Крюгера

Використовуються такі типи передкрилків:

а) фіксований передкрилок – передкрилок, жорстко закріплений відносно крила (рисунки 60 і 62, а);



Рисунок 60 – Фіксований передкрилок на передній кромці крила літака [71]

б) автоматичний передкрилок (рисунки 61 і 62, б) – передкрилок, що висувається під дією повітряного потоку при збільшенні кута атаки й автоматично прибирається при його зменшенні;



Рисунок 61 – Модернізований на ПАТ «Мотор Січ» літак Ан-2 з автоматичним передкрилком на верхньому крилі [72]

в) керований передкрилок – передкрилок, положення якого змінюється під дією системи керування (рисунок 62, в).

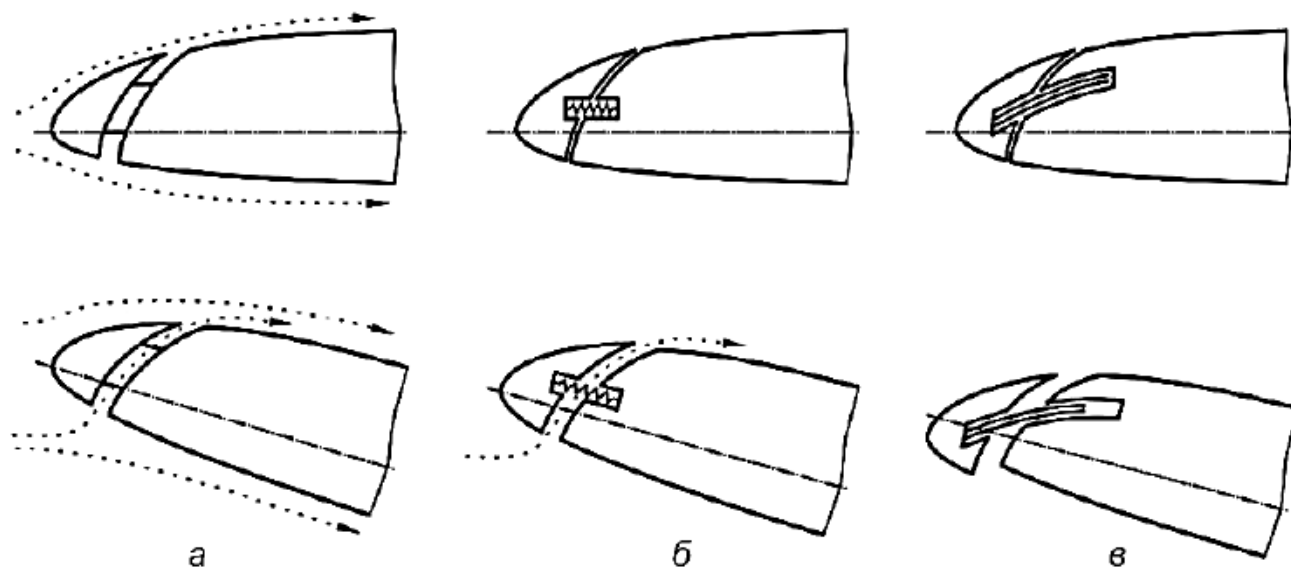
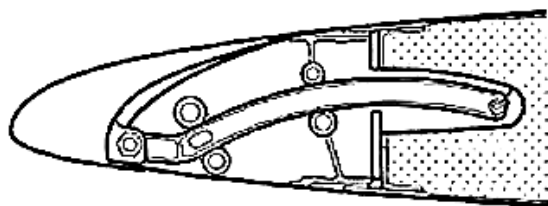


Рисунок 62 – Типи передкрилків [70]

Схема керованих передкрилків у прибраному й випущеному станах та їх зовнішній вигляд у випущеному стані показано на рисунках 63–65.

Передкрилок прибраний



Передкрилок випущений

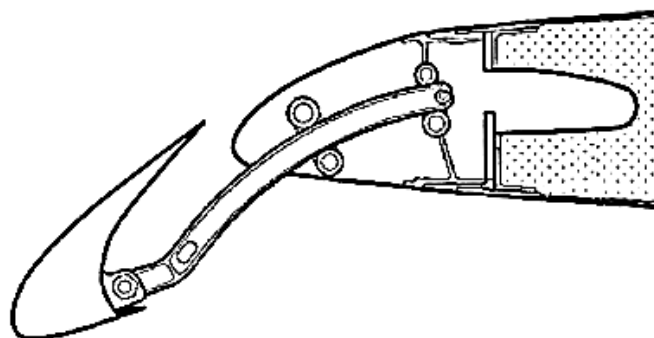


Рисунок 63 – Схема керованого передкрилка у прибраному та випущеному станах [73]



Рисунок 64 – Керований передкрилок у випущеному стані [74]



Рисунок 65 – Керовані передкрилки літака у випущеному стані [75]

Відхильні носки є звичайним компонентом для літаків STOL (Short Take-Off and Landing – літаків укороченого зльоту й посадки).

Найважливішою перевагою носків є їх простота: геометрія є фіксованою, форма крила не змінюється під час польоту, немає приводів або інших рухомих частин.

Потенційним недоліком відхильних носків є те, що через їх наявність принципово змінюється форма профілю крила в бік форми, яка є більш оптимізованою для польоту на низькій швидкості з великим кутом атаки, ніж для високошвидкісного польоту з малим кутом атаки.

Зазвичай відхильні носки спричиняють додатковий опір і зменшення швидкості. Для багатьох місій з легким літаком STOL збільшення лобового опору є прийнятним.

Приклад зовнішнього вигляду відхильних носків можна побачити на рисунку 66.



Рисунок 66 – Загальний вигляд відхильних носків [76]

На деяких маневрених високошвидкісних літаках використовувалися передні кромки з відхильними носками. Відхильні носки можуть бути оснащені шарнірами для змінення кута відхилення.

Основним недоліком шарнірної передньої кромки є те, що радіус кривизни на верхній поверхні крила є занадто малим, що спричиняє розділення потоку. Розділення потоку не є проблемою для надзвукового літака, де значно більший кут стрілоподібності передньої кромки приводить до утворення стабільного вихору на верхній поверхні, що забезпечує наявність необхідної піднімальної сили.

Відомостей про використання відхильних носків на комерційних дозвукових авіалайнерах немає.

Цікаву інформацію наведено в документі NASA-CR-4746 (1996 р.) про дослідження різновидів передньої відхильної кромки – шарнірної

передньої кромки і так званої передньої кромки змінного розхилу (VC) [77], схеми яких показано на рисунку 67.

Передню кромку VC успішно випробували на експериментальному літаку NASA Advanced Flight Technology Integration (AFT I) 111. Однак через малу швидкість і велику піднімальну силу така конструкція не використовується на дозвукових комерційних авіалайнерах.

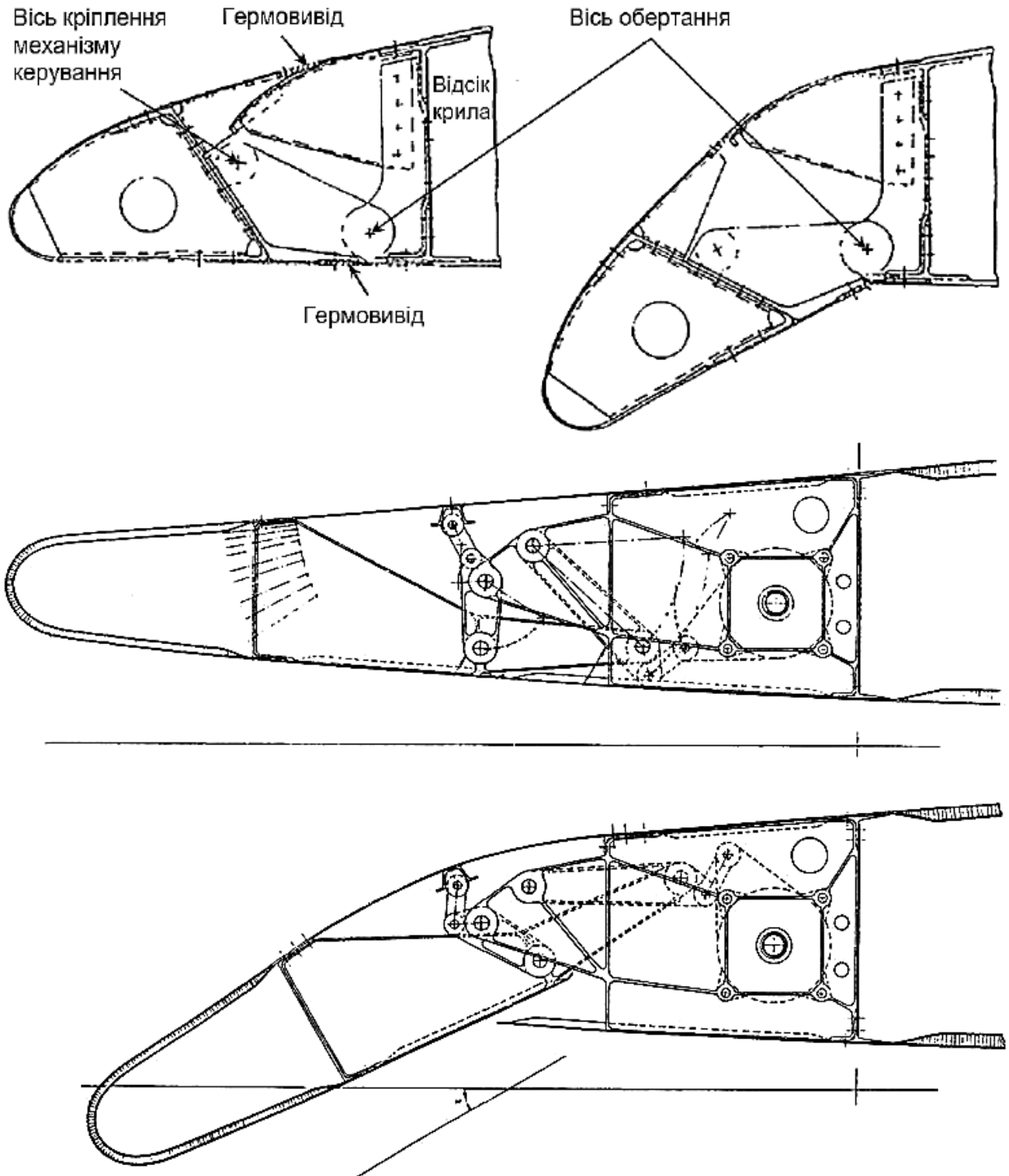


Рисунок 67 – Схеми варіантів відхильних носків

У всьому світі продовжується проведення дослідних робіт з удосконалення відхильних носків. Результати частини цих розробок у вигляді патентних рішень наведено в джерелі [78].

Щиток Крюгера (рисунок 68) – це елемент механізації передньої кромки крила літака, призначений для поліпшення характеристик посадки, зокрема для зменшення посадкової швидкості. Ці механізми запобігають кореновому зриву, збільшують піднімальну силу крила на великих кутах атаки. Щитки висуваються з нижньої поверхні крила.

Щиток висувається в робоче положення на великих кутах атаки, унаслідок чого утворюється щілина. Оскільки на верхній поверхні крила відбувається розрідження потоку, потік з нижньої поверхні крила прямує в щілину й виходить з неї з великою швидкістю, зміщуючи точку відриву примежового шару ближче до задньої кромки профілю крила і, отже, відсуваючи зрив потоку на більший кут атаки. Таким чином, критичний кут звалювання збільшується. Щитки (передкрилки) Крюгера збільшують піднімальну силу крила на малій швидкості, особливо на літаках зі стрілоподібним крилом.

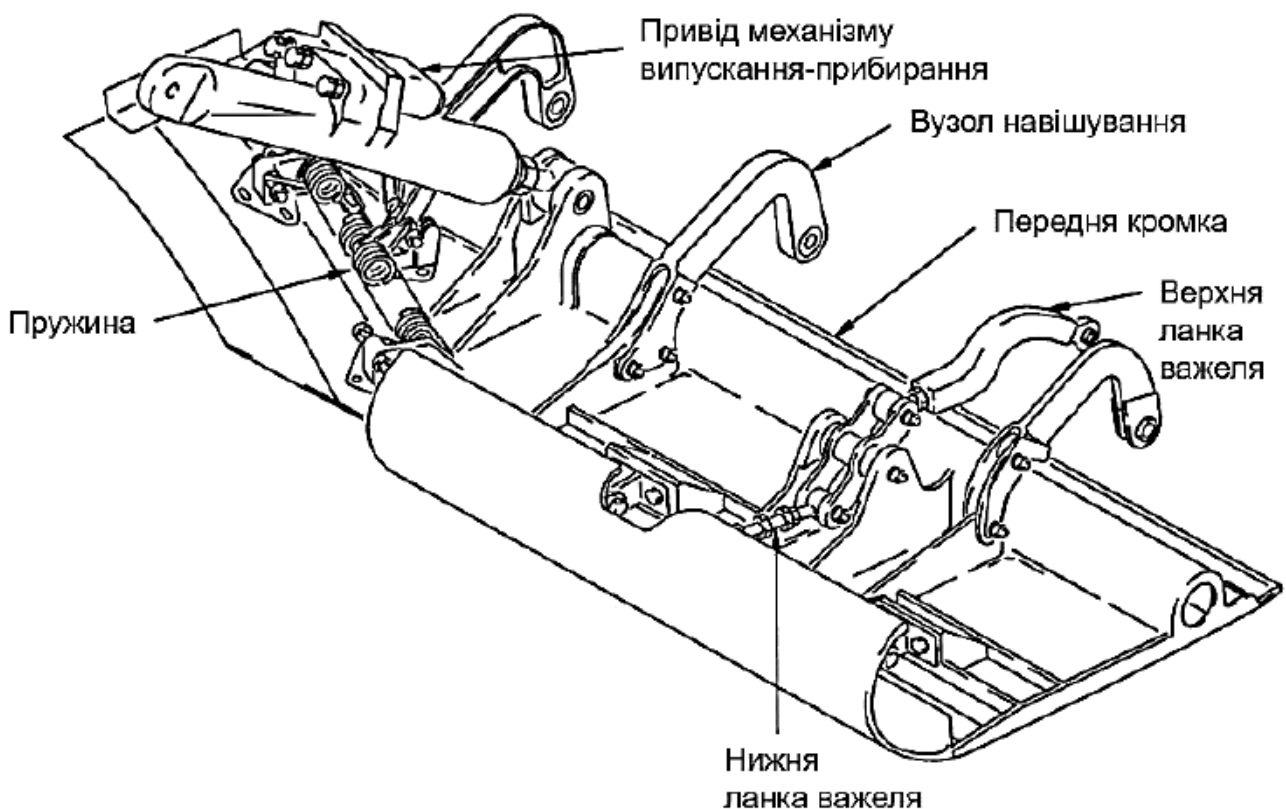


Рисунок 68 – Схема щитка (передкрилка) Крюгера [79]

Схему щитка (передкрилка) Крюгера в прибраному й випущеному станах (така схема використовується на літаку Boeing 737) і загальний вигляд щитка Крюгера літака Boeing 737 показано на рисунках 69 і 70 відповідно.

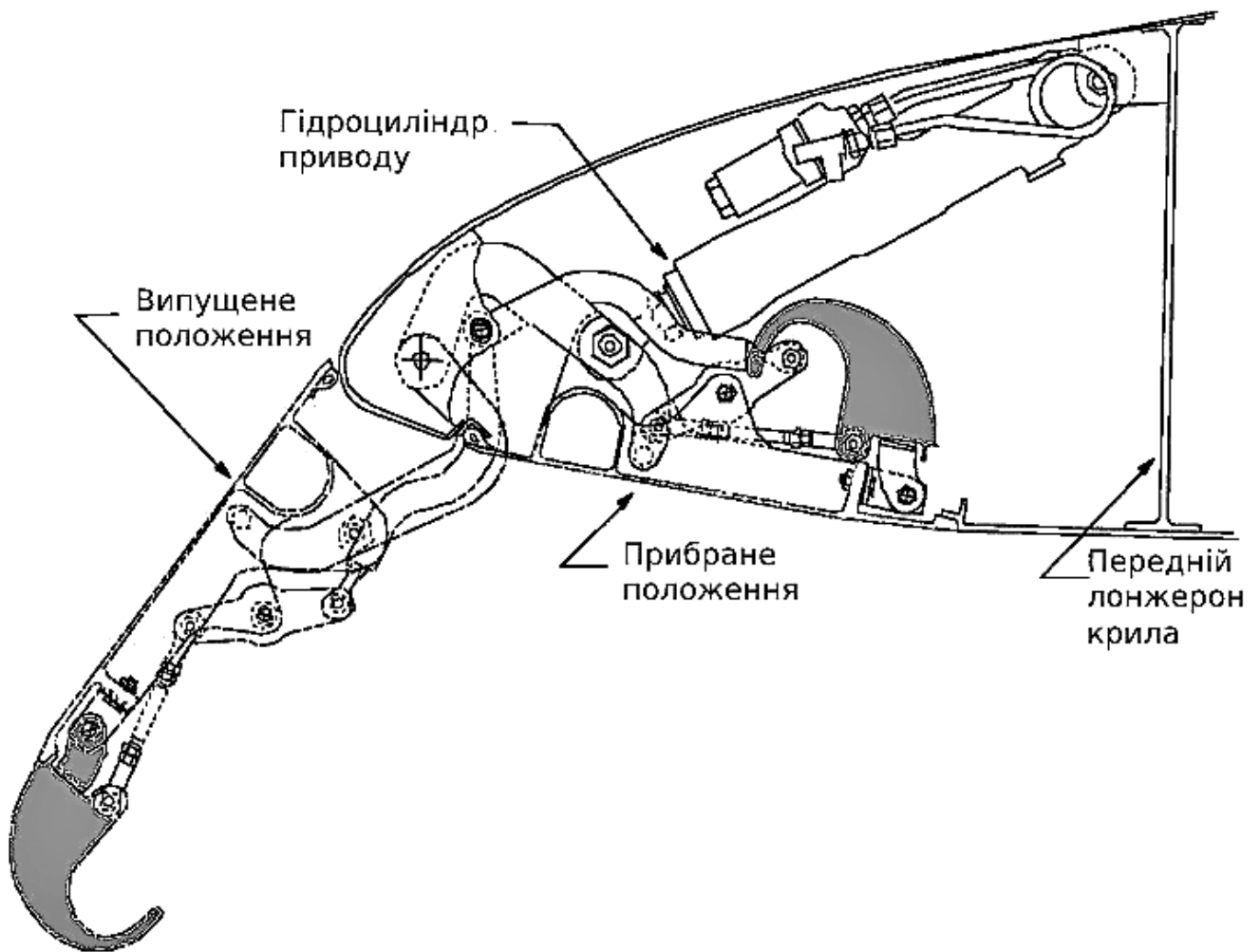


Рисунок 69 – Схема щитка (передкрилка) Крюгера в прибраному й випущеному станах

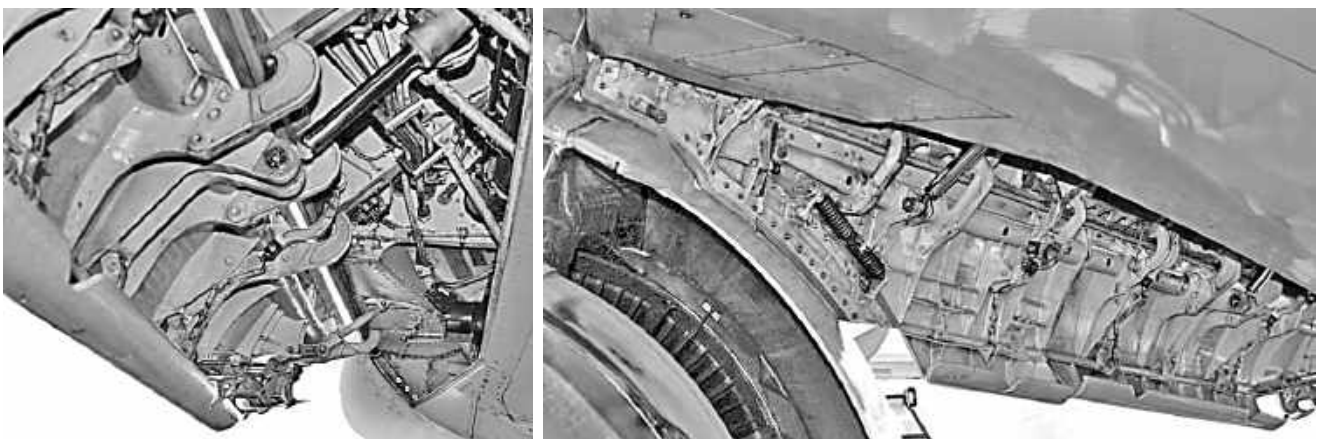


Рисунок 70 – Загальний вигляд щитка Крюгера літака Boeing 737

Схему паралелограмного механізму випускання-прибирання щитка Крюгера, що використовується в тому числі для зовнішніх секцій крила літака Boeing 747, показано на рисунку 71. Зовнішній вигляд щитків Крюгера зовнішніх секцій літака Boeing 747 зображено на рисунку 72.



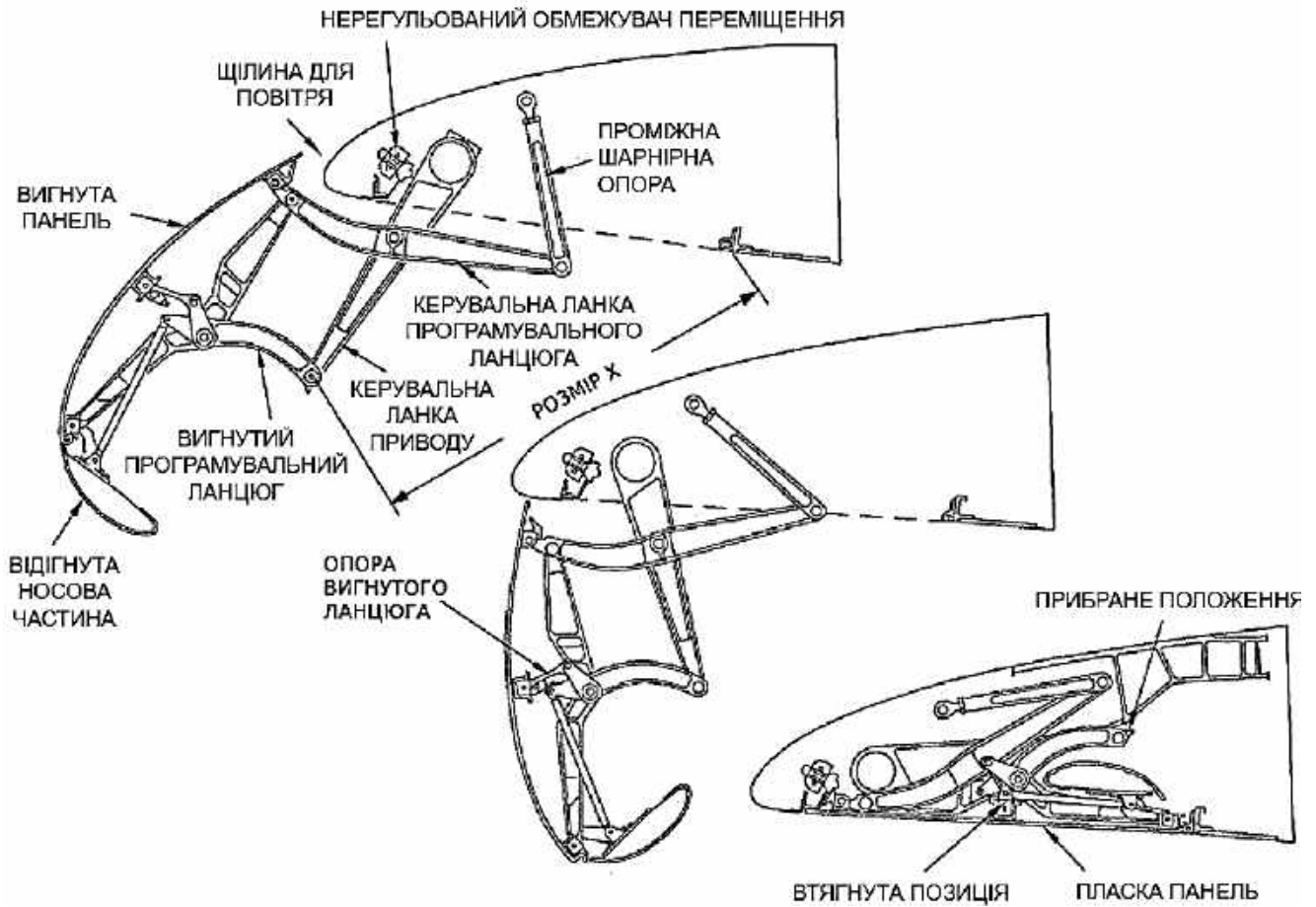
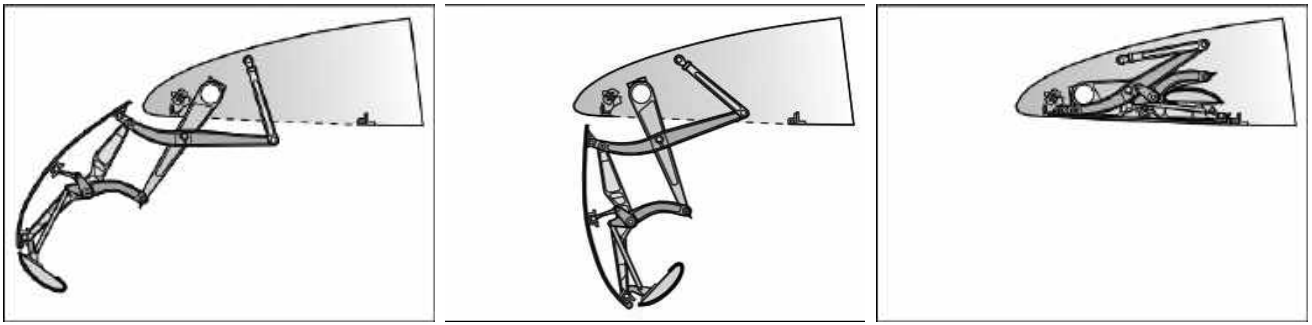


Рисунок 71 – Схема випускання-прибирання щитків Крюгера [80, 81]

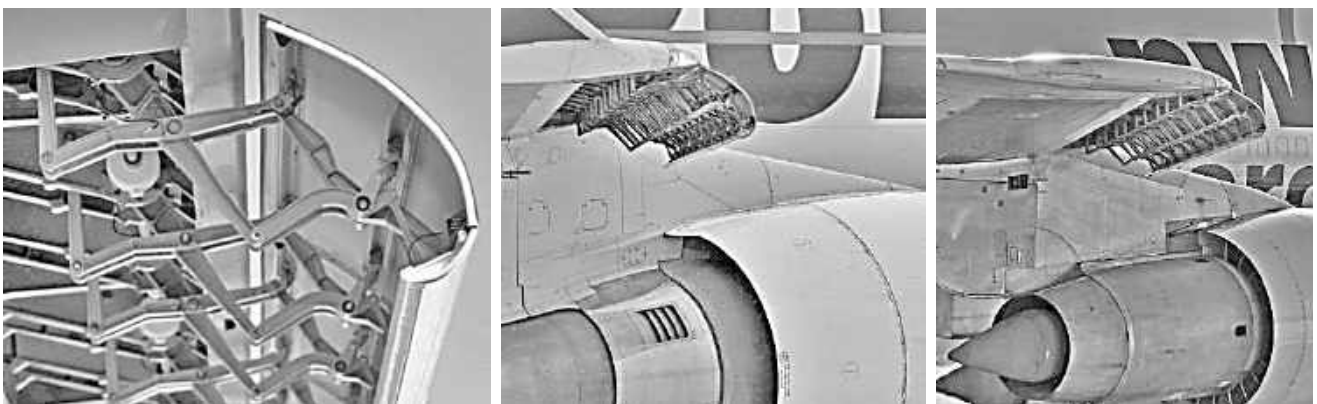


Рисунок 72 – Механізм випускання-прибирання щитків Крюгера зовнішніх секцій літака Boeing 747-400 [82–84]

Плоский щиток Крюгера показано на рисунках 73 і 74.

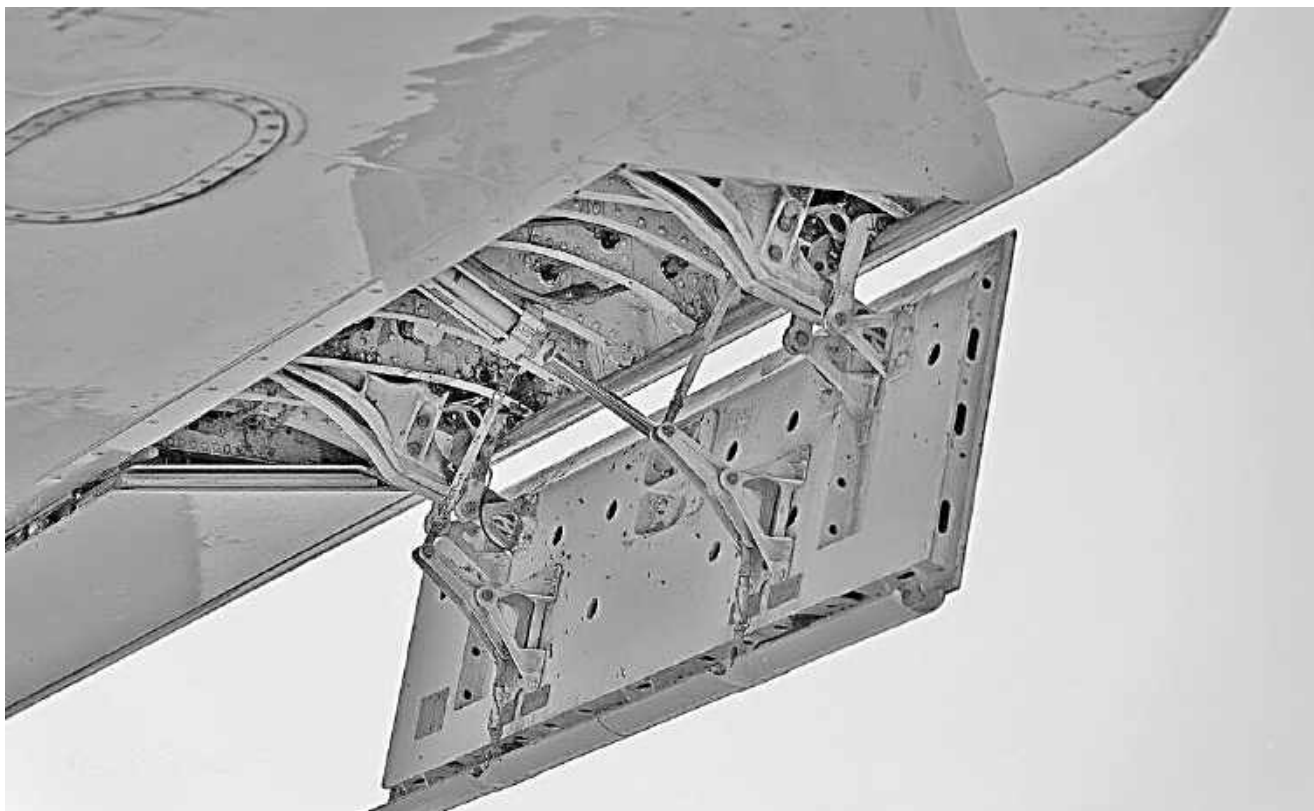


Рисунок 73 – Щиток (передкрилок) Крюгера у випущеному стані



Рисунок 74 – Загальний вигляд щитка Крюгера літака Boeing 727 [85]

Схеми засобів механізації задньої кромки крила зображено на рисунку 75.

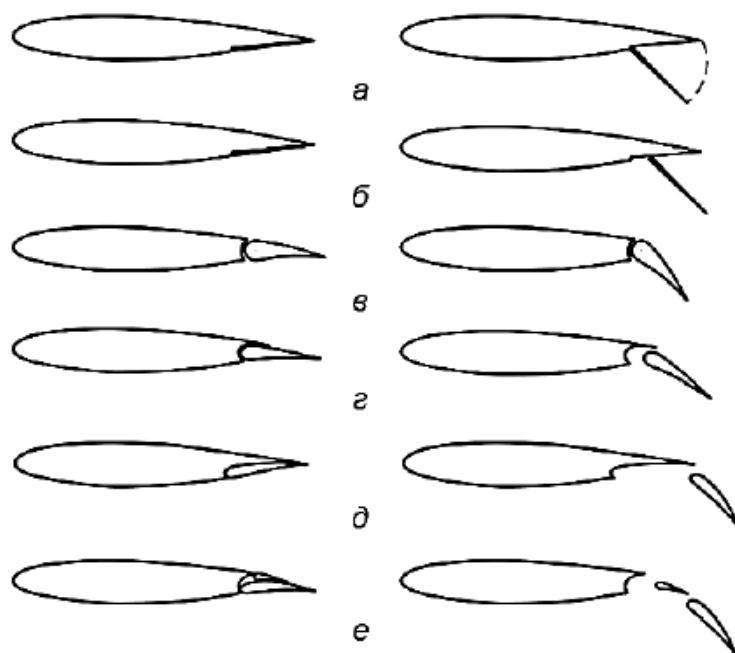


Рисунок 75 – Схеми засобів механізації задньої кромки крила [70]:  
 а – простий щиток; б – висувний щиток; в – простий поворотний закрилок;  
 г – щілинний закрилок; д – висувний однощілинний закрилок;  
 е – висувний двощілинний закрилок

Аеродинамічні щитки – найпростіший вид механізації задньої кромки крила. Ці щитки являють собою частини нижньої поверхні крила, що відхиляються вниз, і розташовуються біля задньої кромки.

При відхиленні щитка піднімальна сила збільшується внаслідок змінення ефективної кривизни профілю крила, що підвищує тиск під крилом і спричиняє розрідження над крилом.

Схему й загальний вигляд простого щитка літака Avro Lancaster [86] показано на рисунку 76.

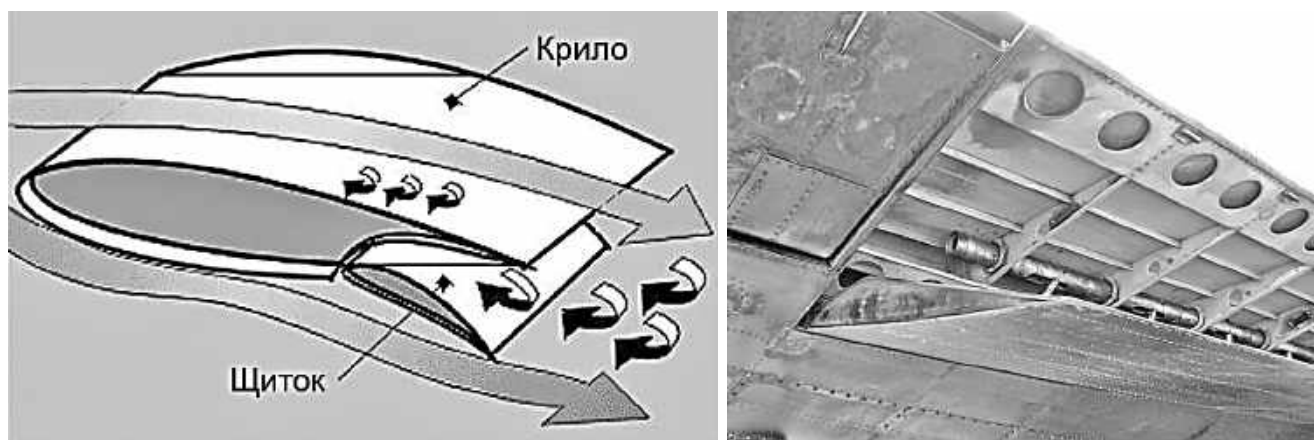


Рисунок 76 – Схема й загальний вигляд простого щитка літака Avro Lancaster

Щиток замкненого контуру не має, тому крутний момент сприймати не може. Обшивка лише знизу підкріплена нервюрами, лонжероном коробчастого типу або стрингером [70].

Висувний щиток (Zap Flaps) літака Vought OS2U «Kingfisher» у випущеному стані зображено на рисунку 77.



Рисунок 77 – Висувний щиток (Zap Flap) літака Vought OS2U «Kingfisher» у випущеному стані [86]

У державних стандартах наводяться означення таких термінів:

- закрилок;
- поворотний закрилок;
- висувний закрилок;
- закрилок з відхильною хвостовою частиною;
- щілинний закрилок;
- багатощілинний закрилок;
- дефлектор закрилка;
- основна ланка закрилка.

Закрилок – профільована рухома частина крила, розташована в хвостовій частині, яка відхиляється вниз для збільшення піднімальної сили крила.

Поворотний закрилок – закрилок, що повертається навколо зв'язаної з крилом осі обертання (рисунок 78).

Висувний закрилок – закрилок, що повертається вниз й одночасно зміщується назад уздовж хорди крила для збільшення його площі.

Закрилок з відхильною хвостовою частиною – закрилок, що має хвостову частину, що відхиляється для збільшення кривизни профілю закрилка і в цілому крила.

Щілинний закрилок – закрилок, при відхиленні якого між його носком і крилом утворюється профільована щілина (рисунок 79).

Багатощілинний закрилок – закрилок, що складається з декількох рухомих ланок, що відхиляються на різні кути з утворенням профільованих щілин.

Дефлектор закрилка – профільована частина закрилка, що встановлюється перед носком закрилка з утворенням щілини перед ним.

Основна ланка закрилка – центральна несна частина багатощілинного закрилка, відносно якої відбувається відхилення хвостової ланки та дефлектора закрилка.



Рисунок 78 – Простий поворотний закрилок [87]



Рисунок 79 – Загальний вигляд щілинного закрilка [86]

Висувні (або відкатні) закрilки набули найбільшого поширення. За конструкцією ці закрilки подібні до простих поворотних або щілинних закрilків. До їх складу входять, наприклад, лонжерон, нервюри, обшивка, стрингери. Відмінність – у вузлах навішування. Вузли навішування простого поворотного або щілинного закрilка являють собою з'єднання типу «вушко – вилка». Кронштейни цього з'єднання кріплять до посилених нервюр крила та закрilків. Для випускання й прибирання висувних (відкатних) закрilків застосовується комбінація напрямних та опорних пристроїв (рейок) і кареток. Каретки, закріплені на закрilку, котяться по рейці, закріпленій на крилі (рисунок 80–82), або навпаки. Для випускання-прибирання закрilків також застосовується механізм, зображений на рисунку 83.

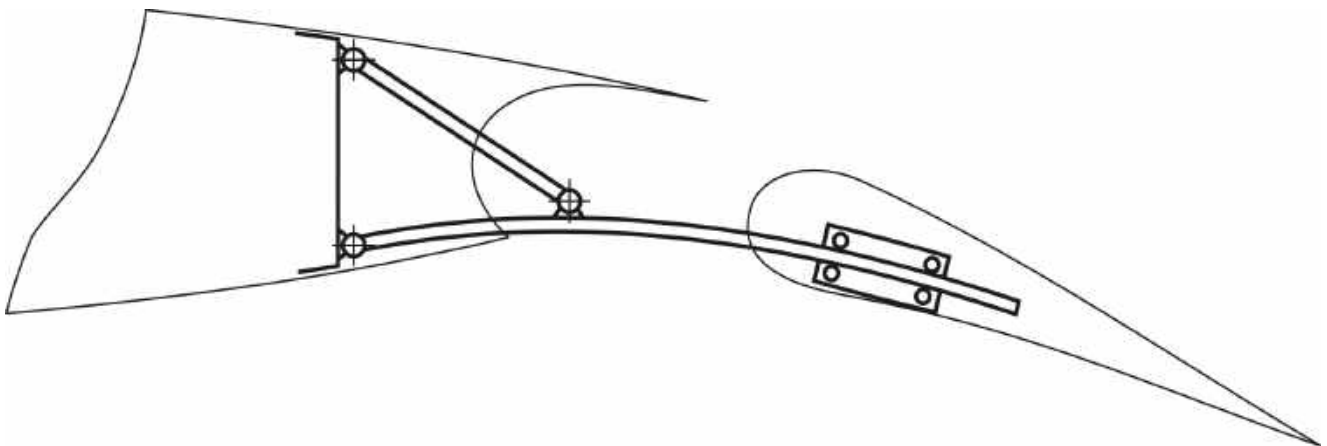


Рисунок 80 – Опорний (напрямний) пристрій висувного закрilка [70]



Рисунок 81 – Висувний закрилок з закріпленою на ньому кареткою для переміщення по опорному пристрою на крилі літака Boeing 737 [88]

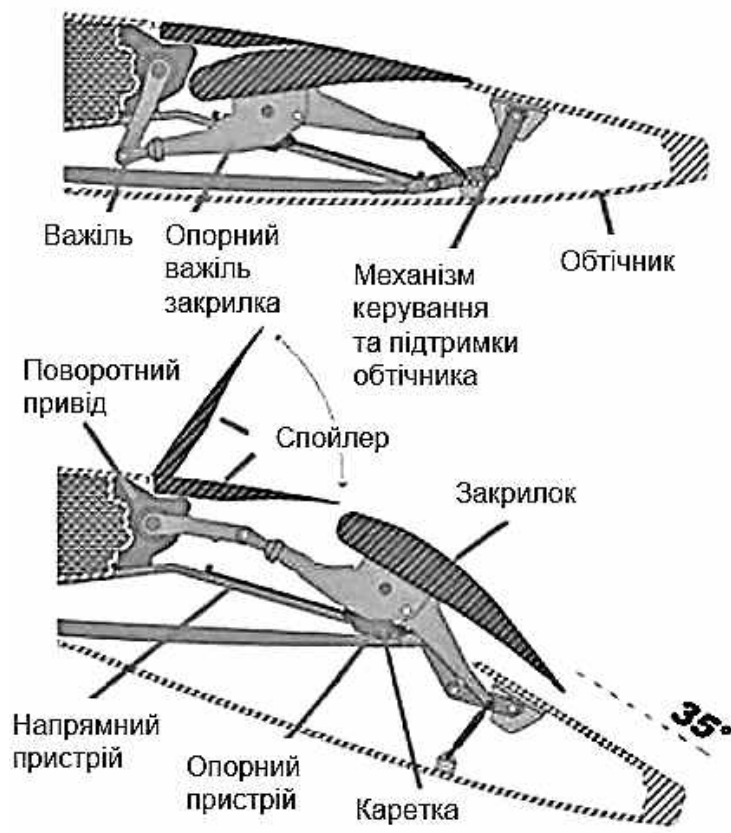


Рисунок 82 – Схема висувного однощілинного закрилка [89]



Рисунок 83 – Схема висувного однощілинного закрилка літака Boeing 767 [90]

Висувні однощільні закрилки літака Boeing-787 зображено на рисунку 84, а аналогічні закрилки літака Airbus A319 – на рисунку 85.



Рисунок 84 – Висувні однощільні закрилки літака Boeing 787 з випущеними й прибраними спойлерами



Рисунок 85 – Висувні однощільні закрилки літака Airbus A319 з піднятими спойлерами під час його пробігу [91]



Іноді на одному літаку застосовуються закрилки різних схем. Так, на літаках Boeing 777 і Boeing 767 встановлено зовнішні висувні однощільні закрилки та внутрішні висувні двощільні закрилки (рисунки 86, 87).



Рисунок 86 – Права консоль крила літака Boeing 777 з внутрішніми й зовнішніми закрилками різних схем і з випущеними (на фото зліва) спойлерами під час приземлення



Рисунок 87 – Двощільні висувні закрилки літака Boeing 737NG [92]

До складу двощільного закрилка зазвичай входять дефлектор і закрилок або ж закрилок, розділений на дві частини або секції (рисунок 88).

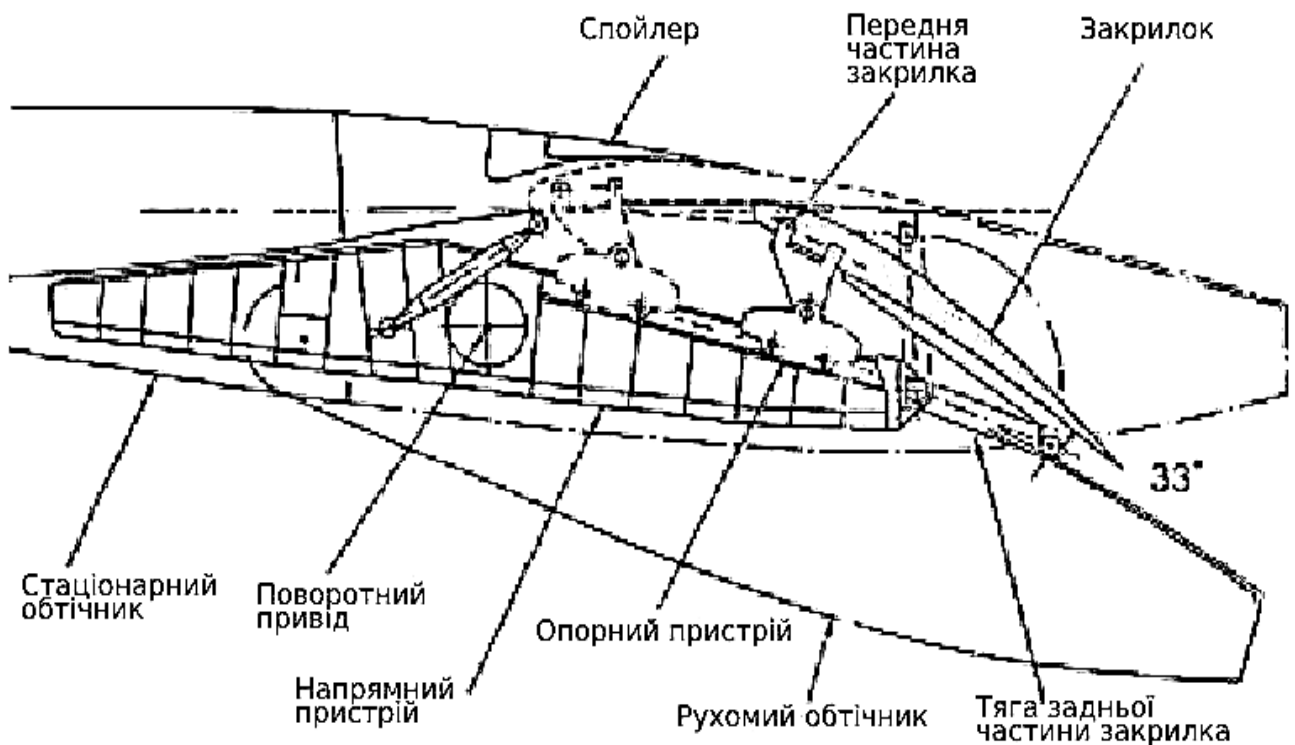


Рисунок 88 – Схема закрилка літака Airbus A340 [90]

За конструкцією такий закрилок є аналогічним однощільинному закрилку. Дефлектор у мініатюрі повторює конструкцію закрилка, може бути встановлений нерухомо на опорах або рухомо відносно закрилка.

Обтікання повітрям крила з двощільинним закрилком і випущеним спойлером або передкрилком показано на рисунку 89.

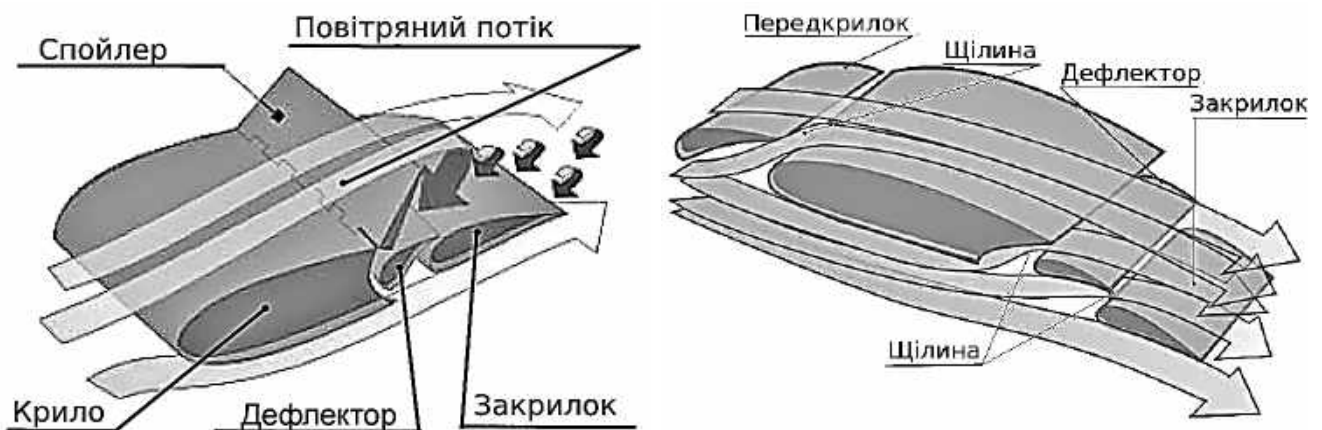


Рисунок 89 – Обтікання повітрям крила з двощільинним закрилком і випущеним спойлером або передкрилком

Для спрощення механізму прибирання-випускання закрилка й зниження його маси застосовують поворотний закрилок, вісь обертання якого винесена з аеродинамічного контуру крила (рисунки 90–92). У цьому випадку досягається ефект повороту й висування закрилка, але кронштейни його кріплення створюють додатковий аеродинамічний опір.



Рисунок 90 – Поворотний закрилок [70]

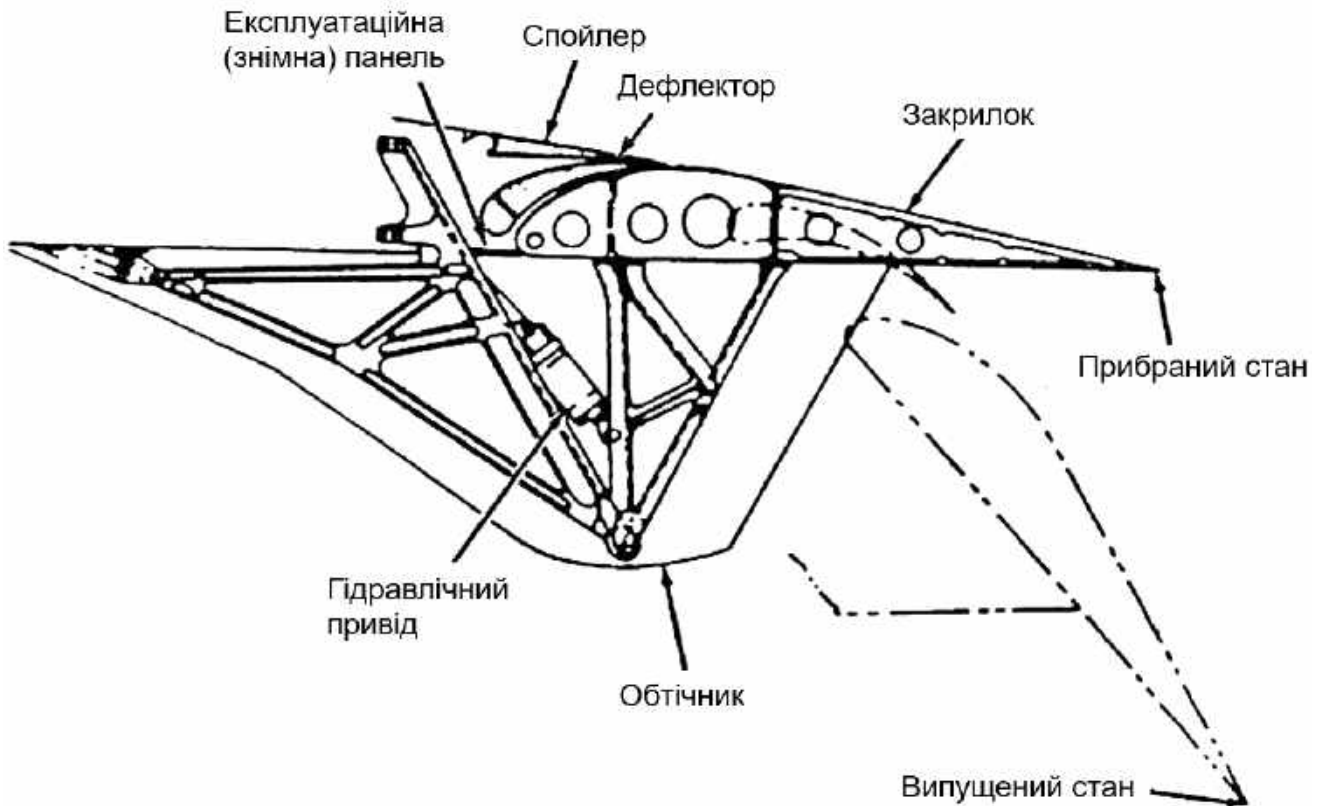


Рисунок 91 – Схема поворотного двощільного закрилка літака DC-10 [93]



Рисунок 92 – Поворотний двощільний закрилок літака Airbus A400M [94]

Для подальшого підвищення ефективності закрилків використовуються трищільні закрилки (рисунки 93, 94).

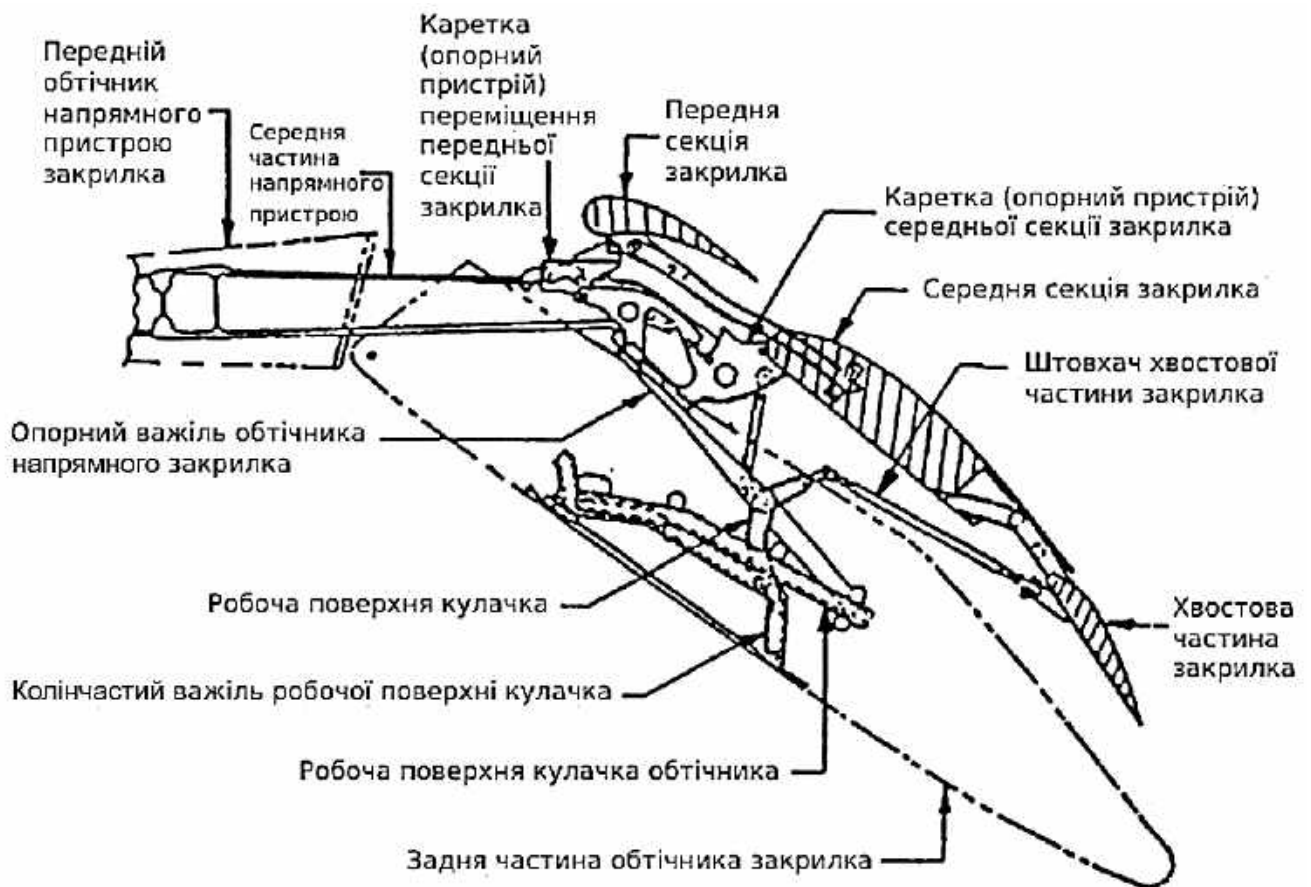


Рисунок 93 – Схема трищільного закрилка літака Boeing 737 [93]



Рисунок 94 – Трищільні закрилки літака Boeing 747 [95]

На літаках також застосовуються енергетичні засоби механізації, коли керування піднімальною силою крила здійснюється з використанням енергії силової установки.

*Засоби керування примежовим шаром (рисунок 95, а):*

- здування примежового шару внаслідок відведення повітря від компресора двигуна через перфоровані щілини обшивки в зоні ймовірного зриву потоку по дотичній;
- відсмоктування примежового шару через перфоровані щілини в обшивці в зонах можливого зриву потоку.

*Використання ефекту Коанда.* Ефект Коанда – ефект повороту струменя вихлопних газів, що обтікають верхню поверхню крила, унаслідок чого зменшується тиск на верхній поверхні крила і збільшується його піднімальна сила.

*Комбіновані засоби механізації (рисунок 95, б):*

1. Реактивний закриток. Струмінь вихлопних газів або повітря видувається через вузьку щілину біля задньої кромки крила під кутом до набіжного потоку. При цьому коефіцієнт максимальної піднімальної сили  $C_{y\max}$  збільшується в 10 і більше разів, але потребується велика потужність двигуна на створення піднімальної сили.
2. Обдування закритків струменем від ТРДД знизу або зверху. Через викривлення потоку вихлопних газів критичний кут атаки  $\alpha_{кр}$  збільшується, а отже, збільшується приріст піднімальної сили крила  $\Delta Y_{кр}$ .
3. Обдування закритків струменем від гвинтів. Через наявність гвинтів підвищується швидкість обдування крила, відбувається поворот повітряного потоку, і приріст коефіцієнта лобового опору  $\Delta C_x$  збільшується.

*Система керування циркуляцією (рисунок 95, в):*

Повітря від ТРДД видувається через щілину над закругленою поверхнею задньої кромки крила, змінюються характер обтікання й аеродинамічні характеристики.

Засоби збільшення коефіцієнта лобового опору  $C_x$  (рисунок 96) дають змогу зменшити довжину пробігу після посадки та швидкість пікірування під час маневрування. До таких засобів належать:

- поворотні щитки-закрилки (рисунок 96, а);
- щитки типу «крокодил», що відхиляються в різні боки: уверх і вниз (рисунок 96, б);
- гальмівні щитки-погашувачі піднімальної сили крила (спойлери) (рисунок 96, в).

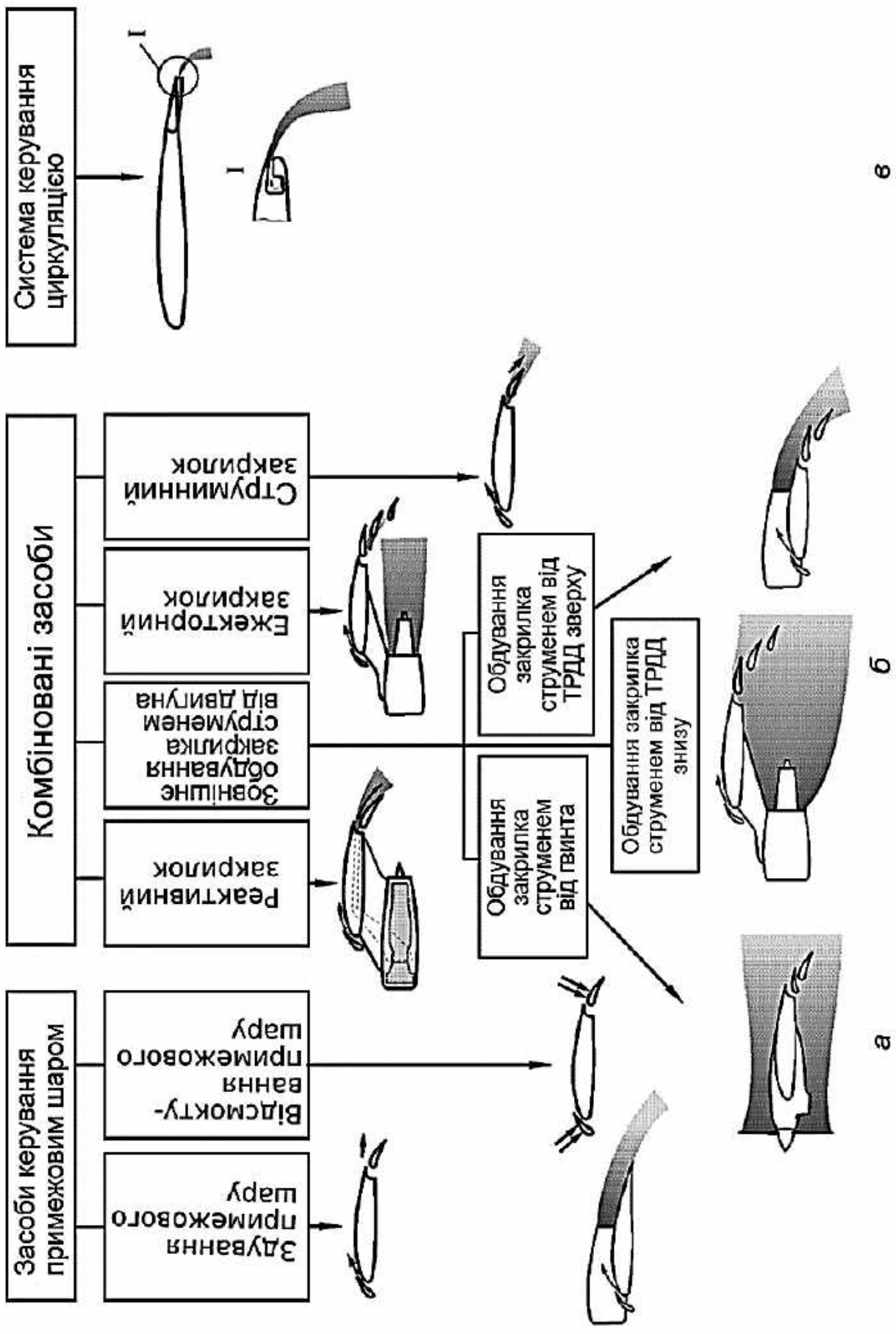


Рисунок 95 – Енергетичні засоби механізації [70]

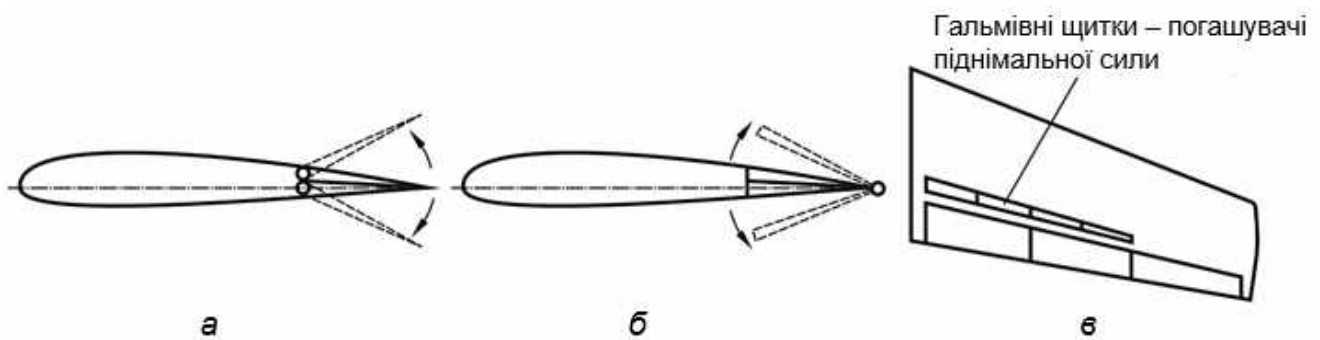


Рисунок 96 – Засоби збільшення аеродинамічного опору [70]

У світі активно розробляються та втілюються в життя ідеї адаптивних елементів крила або ж цілком адаптивного крила, яке в польоті здатне автоматично змінювати й підтримувати оптимальну кривизну та площу зі збереженням плавних обвідних форм залежно від висоти польоту, числа Маха, опору та тяги двигуна. На нижній поверхні експериментального адаптивного крила (морфінг-крила), зображеного на рисунку 97, є люк-лази для обслуговування внутрішніх поверхонь крила в експлуатації.



Рисунок 97 – Експериментальне морфінг-крило SARISTU, що складається з різних морфінг-пристроїв (morfining – трансформація, плавне зміння форми) [90]

Для зменшення аеродинамічного опору в зоні стику крила з фюзеляжем обов'язково встановлюють обтічники. Приклади обтічників і зализів зони стику крила з фюзеляжем літаків A350-900 та B737-300 показано на рисунках 98 і 99.

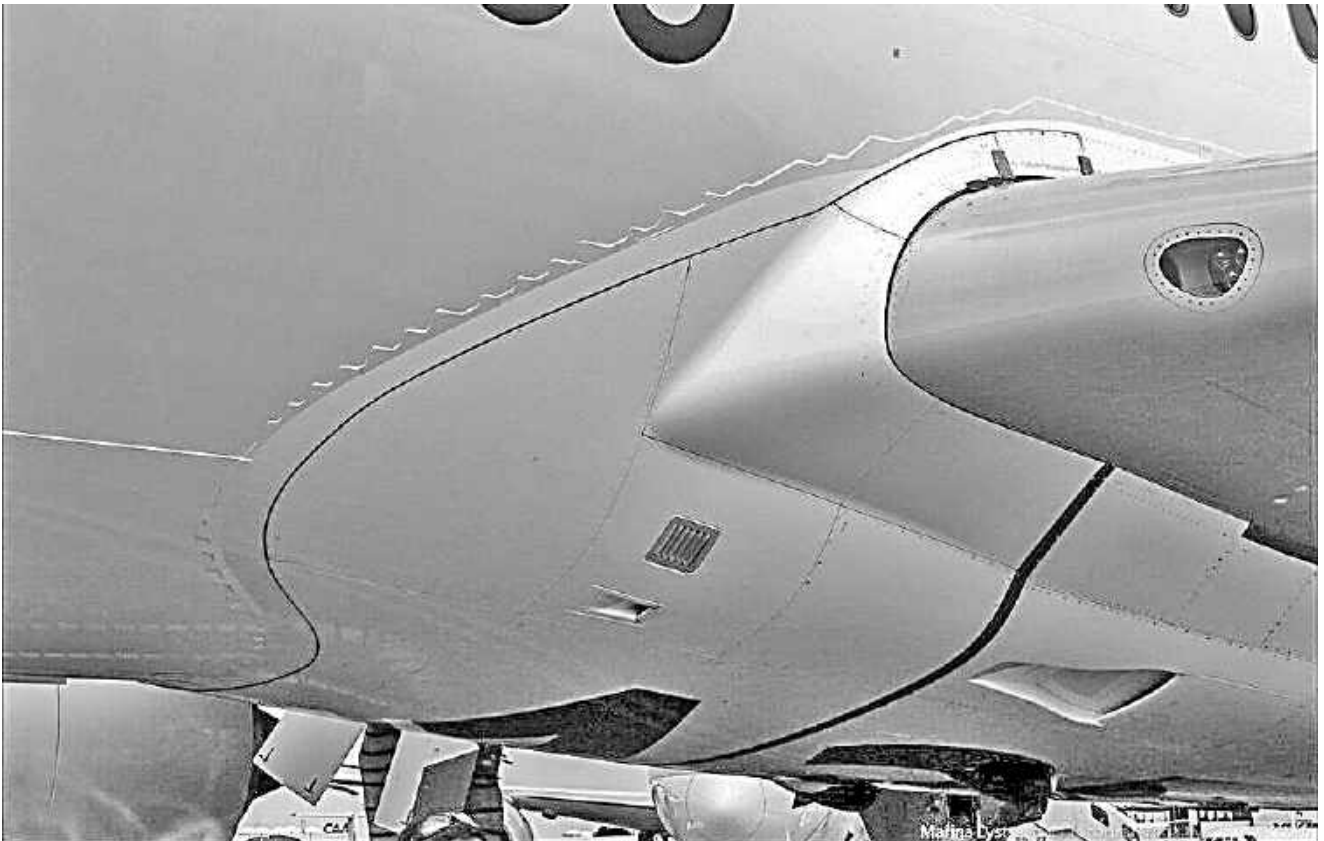


Рисунок 98 – Обтічник зони стику крила з фюзеляжем літака Airbus A350 [96]

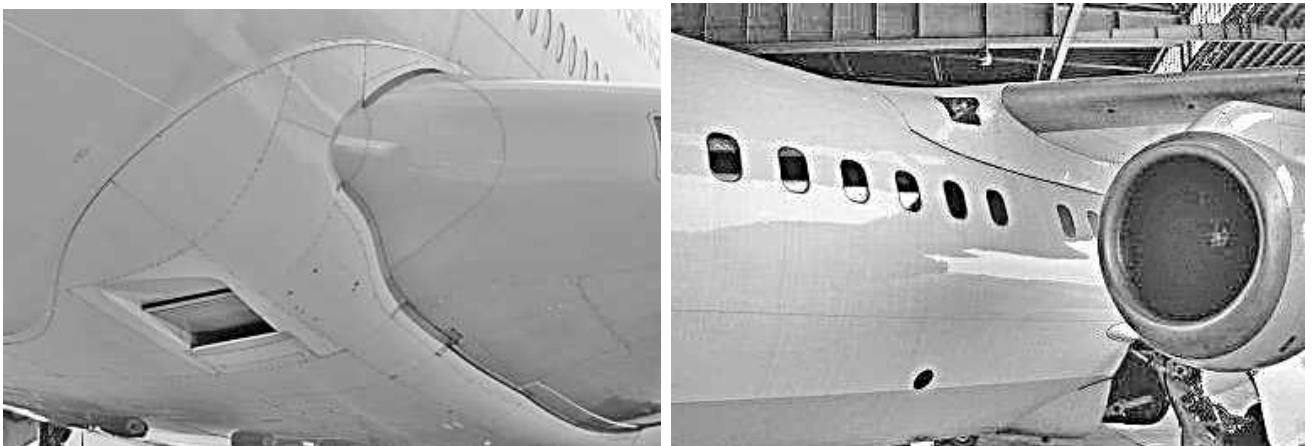


Рисунок 99 – Обтічники зон стику фюзеляжу і лівої консолі крила літаків Airbus A380 (на фото зліва) і BAe 146-200 (на фото справа) [97, 98]

Під час польоту в атмосфері за літаком створюється супутній струмінь, або супутній слід (рисунки 100–102). Інформацію про моделювання процесу створення супутнього струменя (супутнього сліду) можна знайти за посиланням <https://youtu.be/mF54SvC5ZAs>.

Супутній струмінь (супутній слід) виникає в процесі утворення піднімальної сили внаслідок перетікання повітря на закінцівках крил із зони збільшеного тиску під крилом у зону зниженого тиску над крилом і,



відповідно, при реалізації індуктивного опору супроводжується утворенням на певній відстані (50...150 м) за літальним апаратом двох поздовжніх вихорів протилежного обертання (кінцевих джгутів).

Загальна довжина вихрового сліду становить 10...12 км (іноді більше) і залежить від стану атмосфери, аеродинамічного компонування й польотної конфігурації літального апарата, польотної маси, швидкості й висоти польоту. Кожний тип літака має індивідуальний вихровий слід.

Для зменшення втрат енергії на кінцях крил деяких літаків встановлюються спеціальні закінцівки – аеродинамічні гребені, або вінглети (англійською *winglets*), розташовані вертикально або похило. Установлення цих елементів дає змогу зменшити витрати палива і, отже, збільшити дальність польоту. До негативних наслідків використання спеціальних закінцівок можна віднести зменшення стійкості до бічного вітру, збільшення згинального моменту крила та його розмаху.

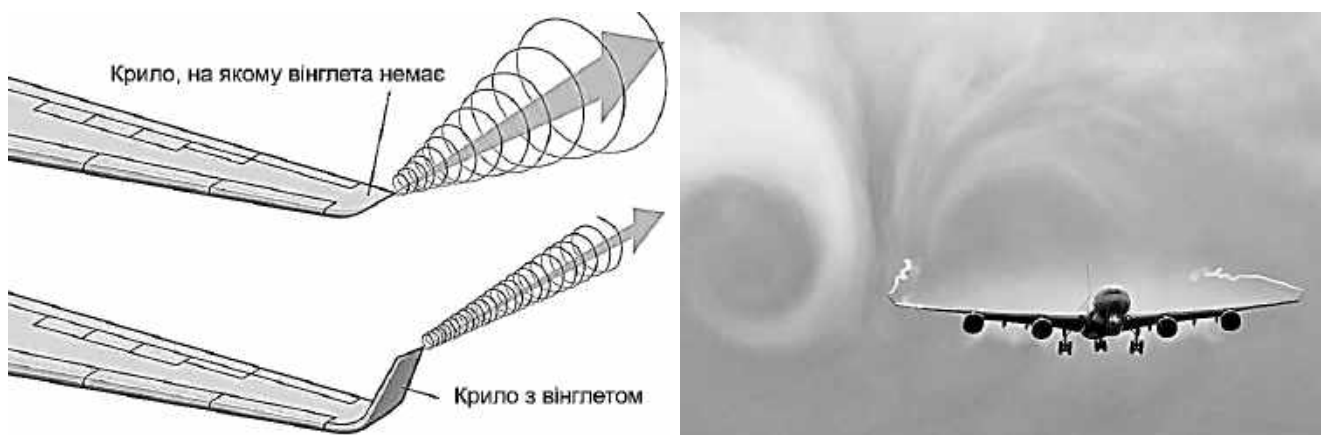


Рисунок 100 – Супутній струмінь (слід), що створюється за літаком під час польоту [99, 100]



Рисунок 101 – Супутній струмінь (слід), що утворюється внаслідок прольоту літака через хмару [101]



Рисунок 102 – Супутній струмінь (слід), що утворюється після прольоту літака Ту-95 [102, 103]

Індуктивний опір – частина аеродинамічного опору (опору тиску) крила скінченного розмаху, пов'язана з утворенням (індукуванням – звідси назва) вихрової пелени за крилом і яка визначається витратами енергії на підтримку великомасштабної течії, що утворюється вільними вихорами, які сходять з крила. В асимптотичній теорії крила великого подовження, що обтікається нестисливою рідиною, плоскопаралельна течія біля крила характеризується наявністю індуктивного скосу потоку, спричиненого вихровою пеленою, що сходить з крила. Унаслідок цього в рівнодійній сил тиску, що обчислюється за формулою Жуковського, виникає складова в напрямку набіжного потоку. Мінімальний при заданій піднімальній силі індуктивний опір є прямо пропорційним квадрату піднімальної сили й обернено пропорційним подовженню крила. Цей результат поширюється на крила довільної форми в плані.

Згідно енциклопедії «Авіація» індуктивний опір виникає і при обтіканні крила потоком нестисливого газу. Однак при швидкостях польоту, що відповідають критичному значенню числа Маха або значенням, більшим за нього, коли стає суттєвою стисливість газу, виникає хвильовий опір, який важко відокремити від індуктивного. У цьому випадку на основі теореми імпульсів опір, пов'язаний з утворенням піднімальної сили, поділяють на хвильовий і вихровий опір. Як контрольну поверхню зазвичай вибирають

циліндр з досить великим радіусом  $R$  завдовжки  $L \gg R$ ; при цьому хвильовий опір визначається зміною кількості руху на бічній поверхні циліндра, а вихровий – перенесенням кількості руху через його основу.

На закінцівках сучасних літаків використовуються вінглети, шарклети, шайби Уїткомба тощо, тобто додаткові елементи на кінцях крил літаків (рисунки 103–107). Ці елементи зменшують перетікання повітря із зони підвищеного тиску на нижній поверхні крила в зону пониженого тиску на верхній поверхні крила, унаслідок чого індуктивний опір зменшується, підвищується паливна ефективність і збільшується дальність польоту.



Рисунок 103 – Закінцівки крил типу «Wingtip Fence» літака Airbus A319 і типу «Blended Winglet» літака Airbus A320 (Sharklets) [104, 105]



Рисунок 104 – Закінцівки крил типу «Blended Winglet» (Sharklets) літаків Airbus A320neo та Airbus A350XWB [106, 107]



Рисунок 105 – Закінцівки крил типу «Blended Winglet» і «Split Scimitar Winglet» літаків Boeing 737 [108, 109]



Рисунок 106 – Закінцівки крила типу «Advanced Technology Winglet» літака Boeing 737 MAX 8 [110, 111]



Рисунок 107 – Закінцівки крил типу «Classic Winglet» літака Boeing 747-400(M) і типу «Raked Wingtip» літака Boeing 747-8i [112, 113]

Додаткові елементи на закінцівках крил літака Boeing 777X (рисунок 108) встановлюються в різні положення на землі та в польоті.



Рисунок 108 – Закінцівки крил літаків Boeing 777 [114, 115]

При використанні вінглетів, шарклетів, шайб Уїткомба тощо розмах крила (див. рисунок 55) береться без урахування цих додаткових елементів на кінцях крил літаків за виключенням закінцівок крил, показаних на рисунку 108.

Також під час проектування літака потрібно враховувати, що в процесі експлуатації цих літальних апаратів необхідно мати доступ до внутрішніх порожнин крил для інспекції їх стану. Цей доступ може бути забезпечений наявністю знімних панелей на верхніх поверхнях крил, як на літаку Ан-140-100 (рисунок 109).

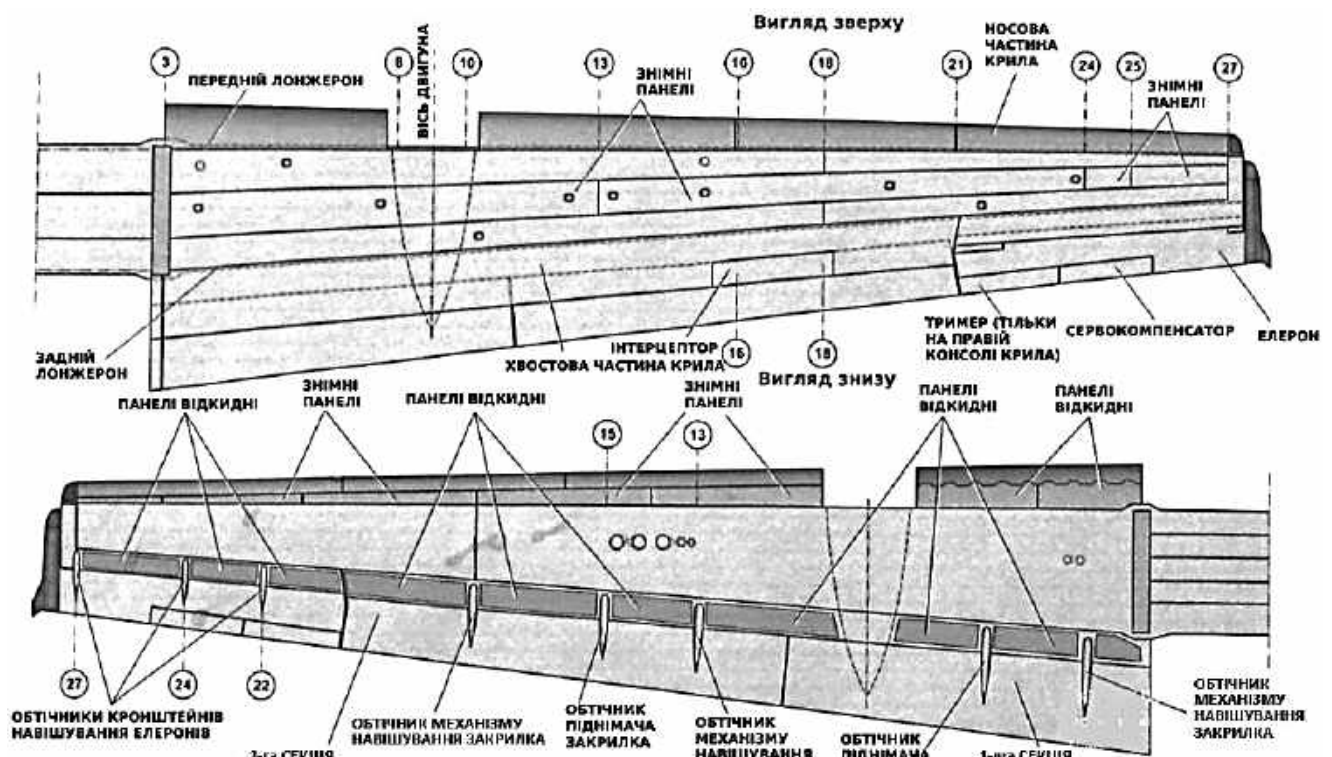


Рисунок 109 – Схема розміщення знімних панелей на верхній поверхні правої консолі крила літака Ан-140-100

Доступ до внутрішніх порожнин крил може бути забезпечений наявністю на верхніх поверхнях крил спеціальних люків-лазів (рисунки 110–113), як це зроблено на літаках Saab-Fairchild SF-340A(F), Ил-76, С-17 Globemaster, Lockheed C-130 Hercules.



Рисунок 110 – Люки-лази на верхній поверхні крила літака Saab 340 [116]

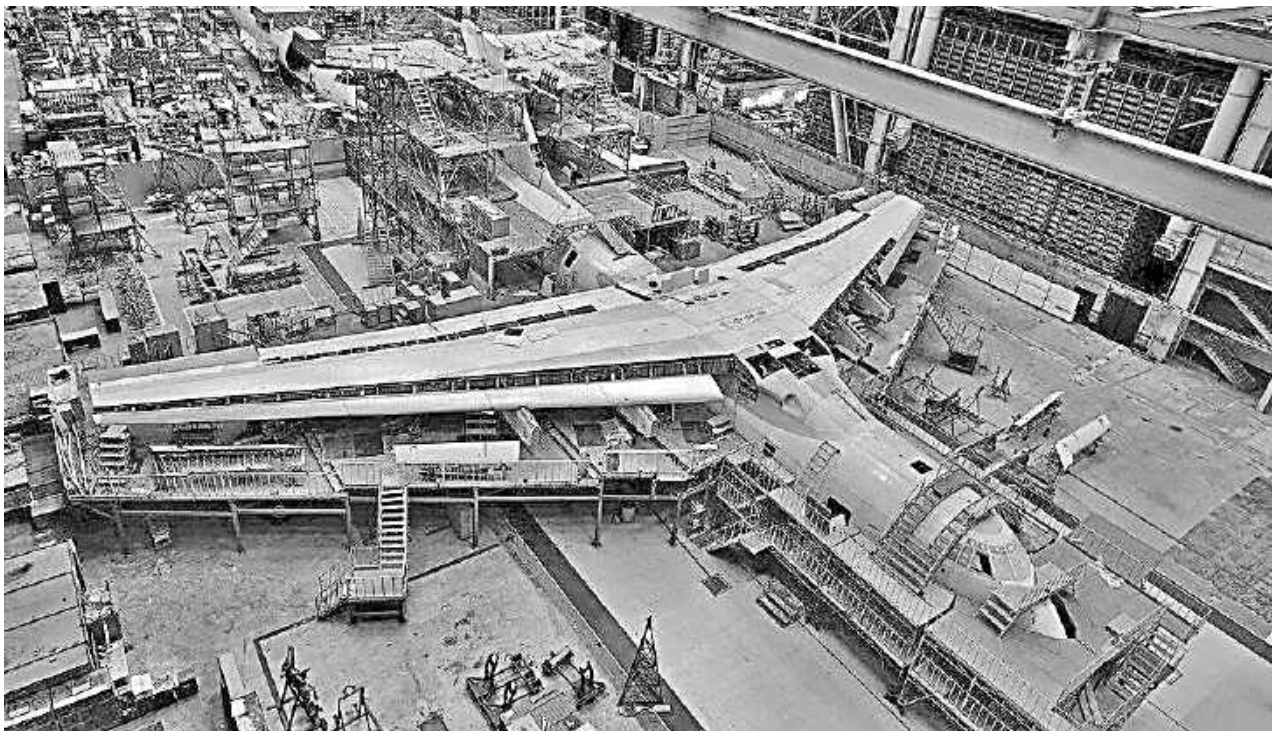


Рисунок 111 – Люки-лази на верхній поверхні центроплана літаків Ил-76МД-90А [117]



Рисунок 112 – Люк-лаз на верхній поверхні крила літака Boeing C-17 Globemaster III [118, 119]



Рисунок 113 – Люк-лаз на верхній поверхні крила літака Lockheed C-130 Hercules [120]



Але частіше для інспекції внутрішніх порожнин крил люки-лази розміщують на нижній поверхні крил (рисунки 114–122).



Рисунок 114 – Люки-лази на нижній поверхні крила [121]

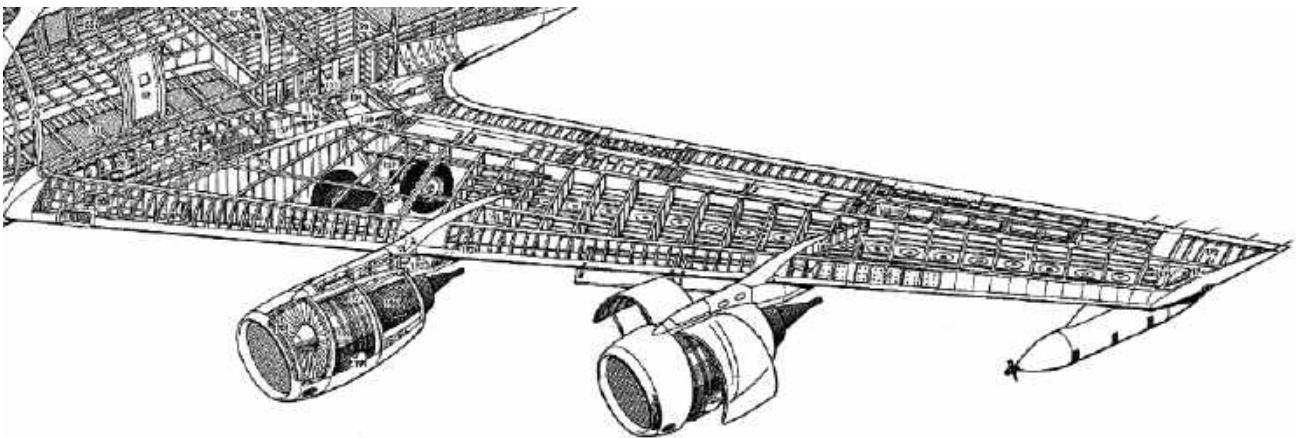


Рисунок 115 – Люки-лази на нижній поверхні лівої консолі крила на фрагменті схеми літака KC-135 [122]

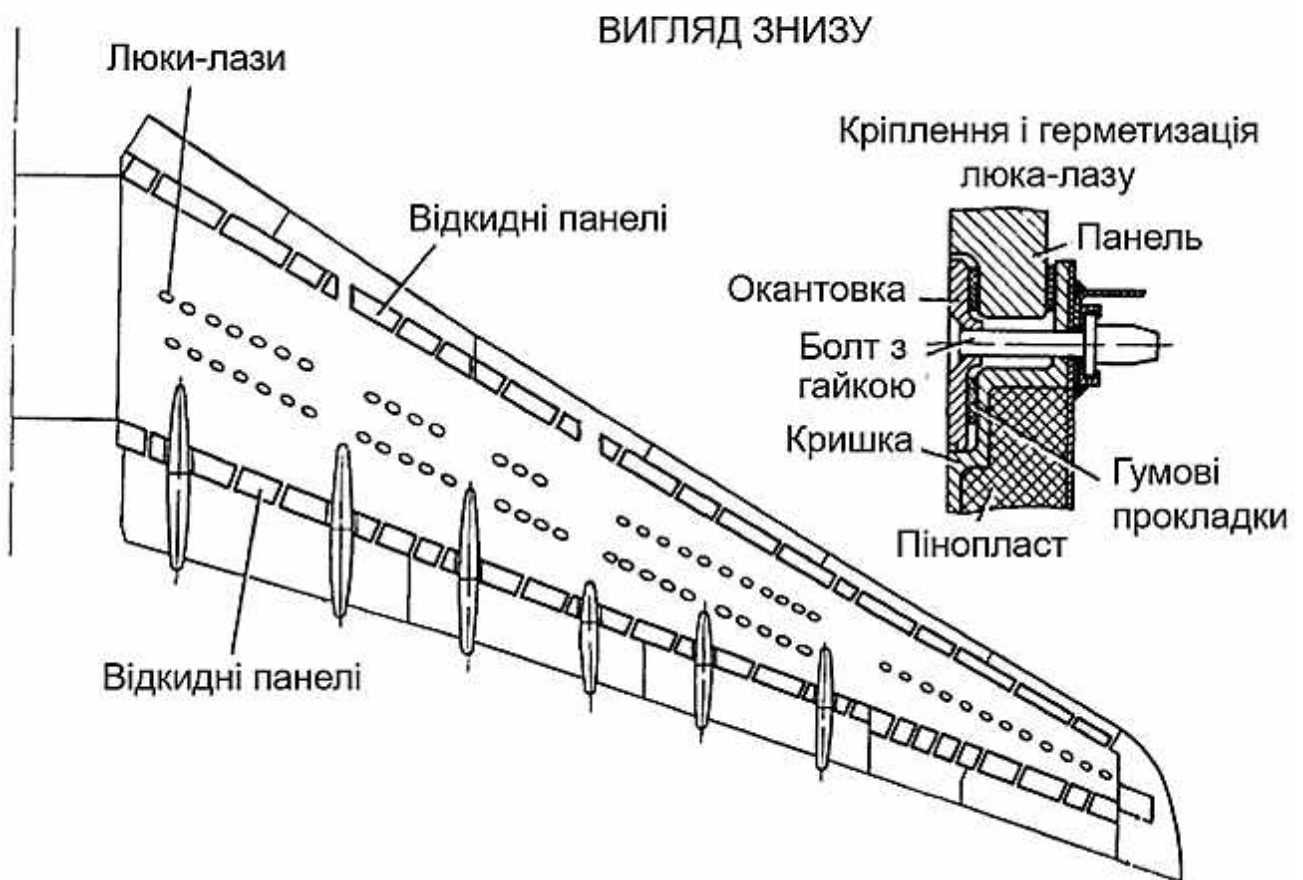
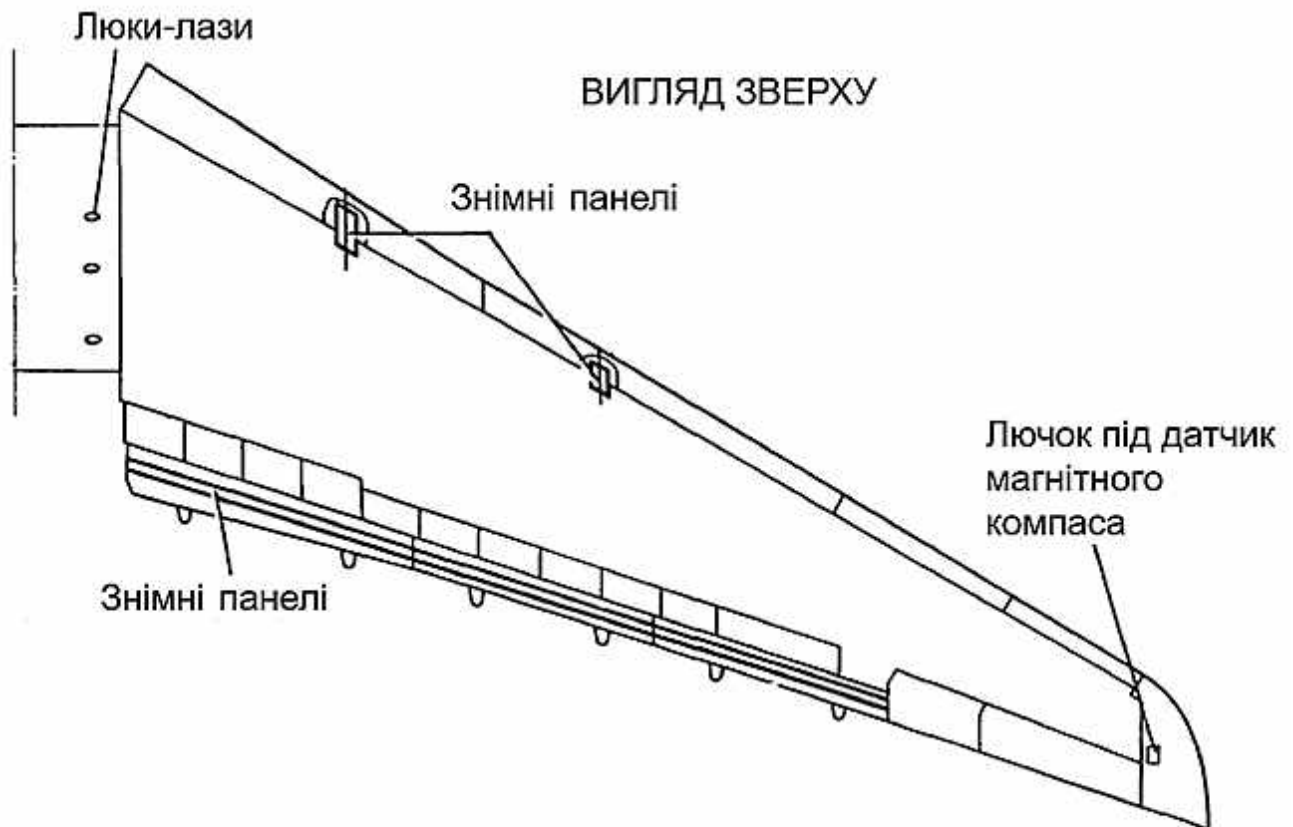


Рисунок 116 – Схема розташування люків-лазів на нижній поверхні правої консолі крила літака Ан-124-100 [123]



Рисунок 117 – Нижні панелі крила літака Airbus з люками-лазами [124]

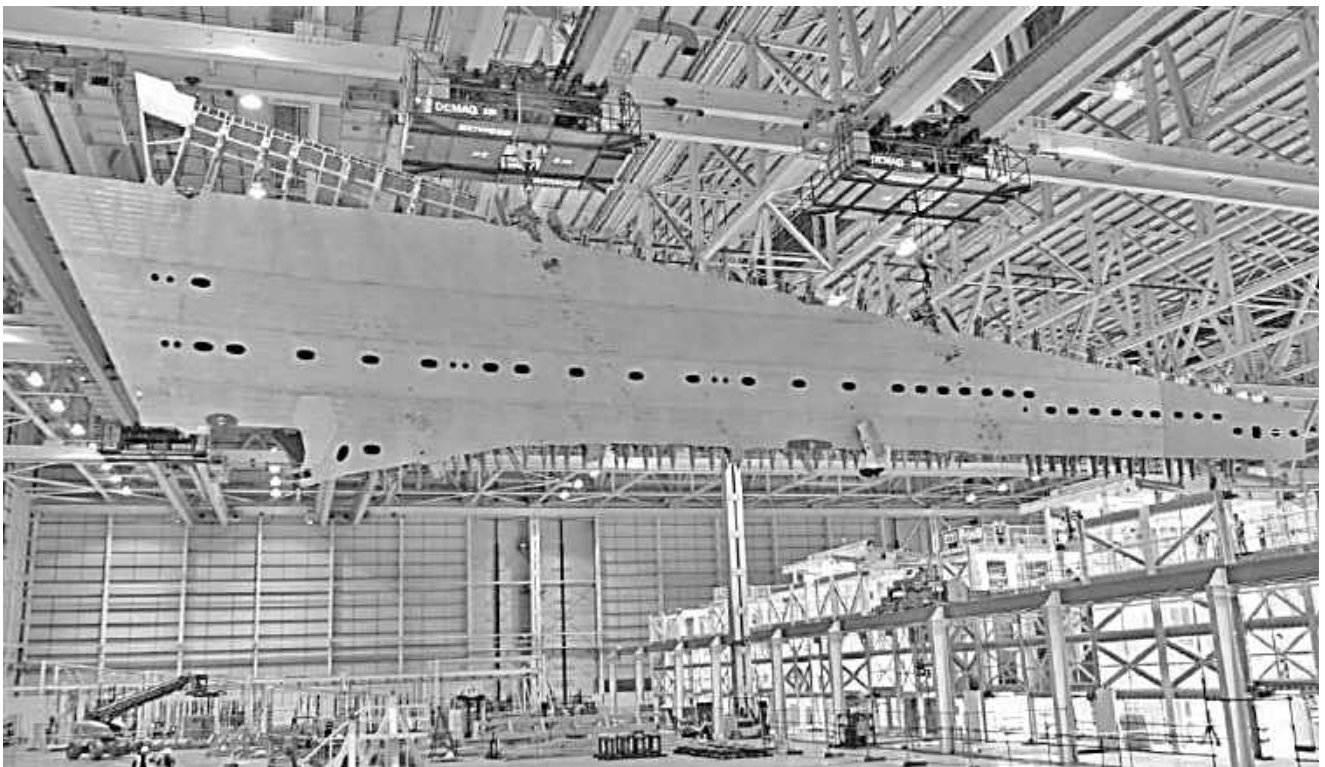


Рисунок 118 – Нижня поверхня крила літака Airbus A380 з люками-лазами [125]

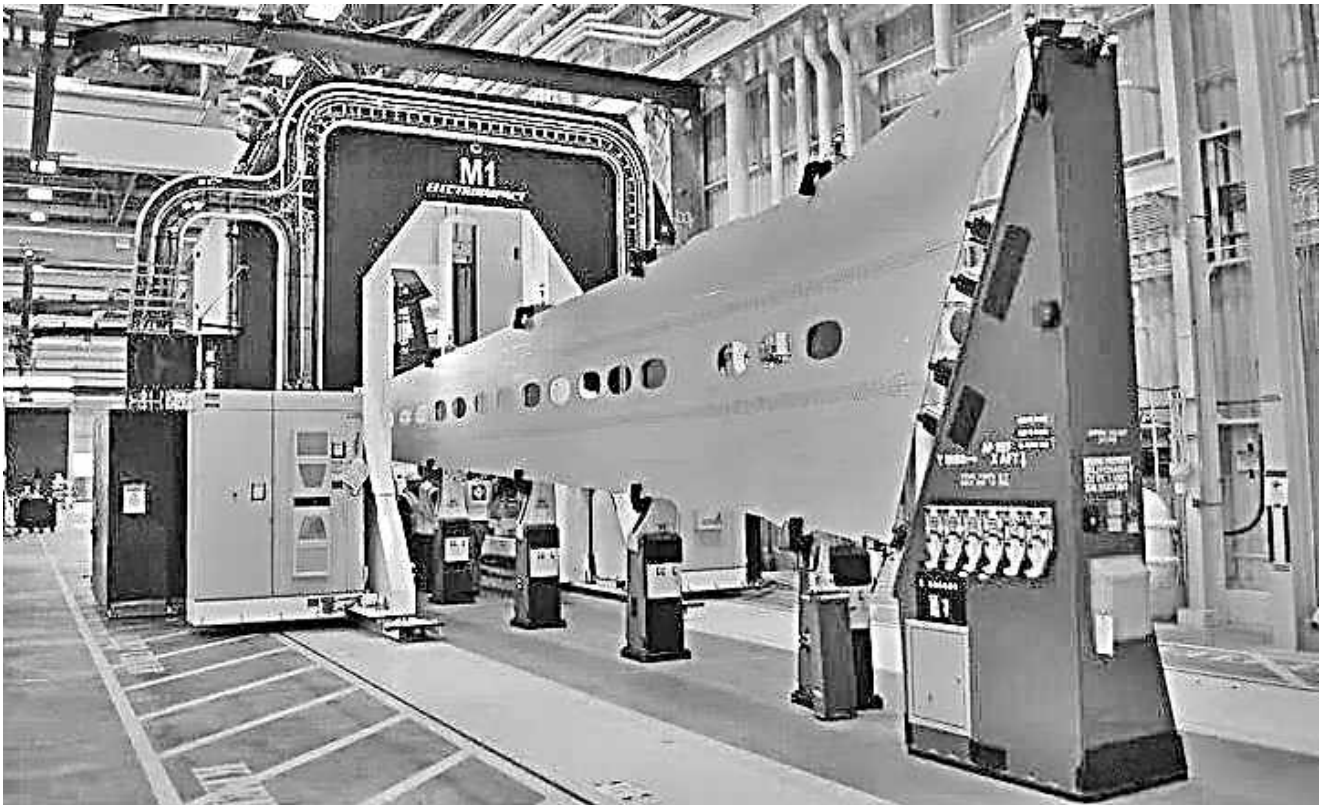


Рисунок 119 – Люки-лази на нижній панелі крила літака Boeing 737 [126]

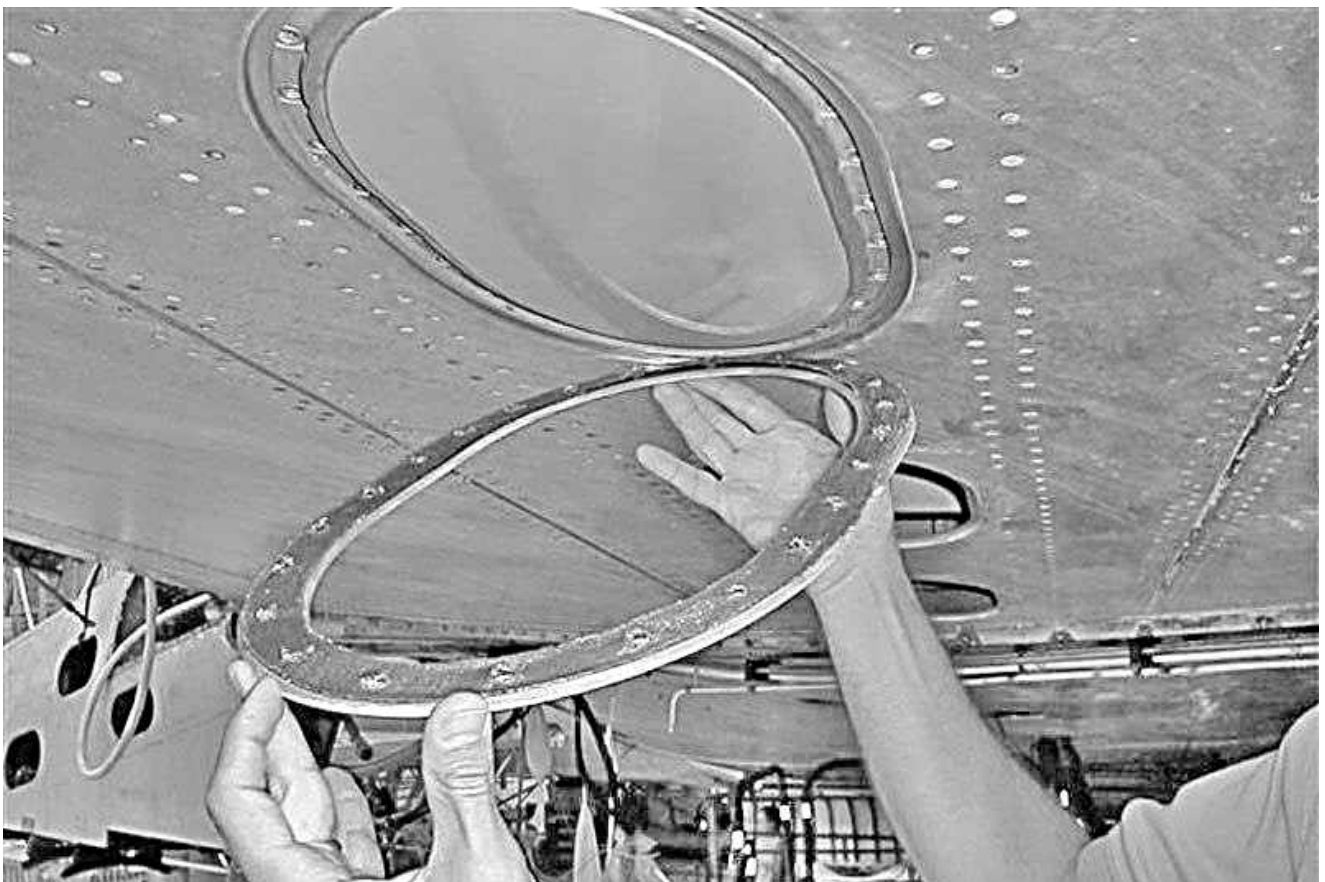


Рисунок 120 – Прокладка кришки люка-лазу на нижній поверхні крила літака [127]



Рисунок 121 – Люки-лази на нижній поверхні крила літака Boeing 777X [128]

Відео Fuel Tank Entry та The 747 Experience: In the Fuel Tank у внутрішній частині паливних баків літаків Boeing C-17 Globemaster III та Boeing 747-400 можна подивитися відповідно за посиланнями [129, 130].



Рисунок 122 – Люки-лази на нижній поверхні крила літака Boeing 777 [131]

Для забезпечення балансування літака відносно трьох осей застосовуються тримери (рисунок 123). Під балансуванням розуміють зведення до нуля моментів усіх сил, що діють на літак відносно його центра мас [70]. Тример є невеликою аеродинамічною поверхнею, яку встановлюють на рулі висоти, рулі напрямку та елеронах. Тример – це допоміжна рульова поверхня, призначена для зменшення зусиль на важелях керування літаком (вертольотом).

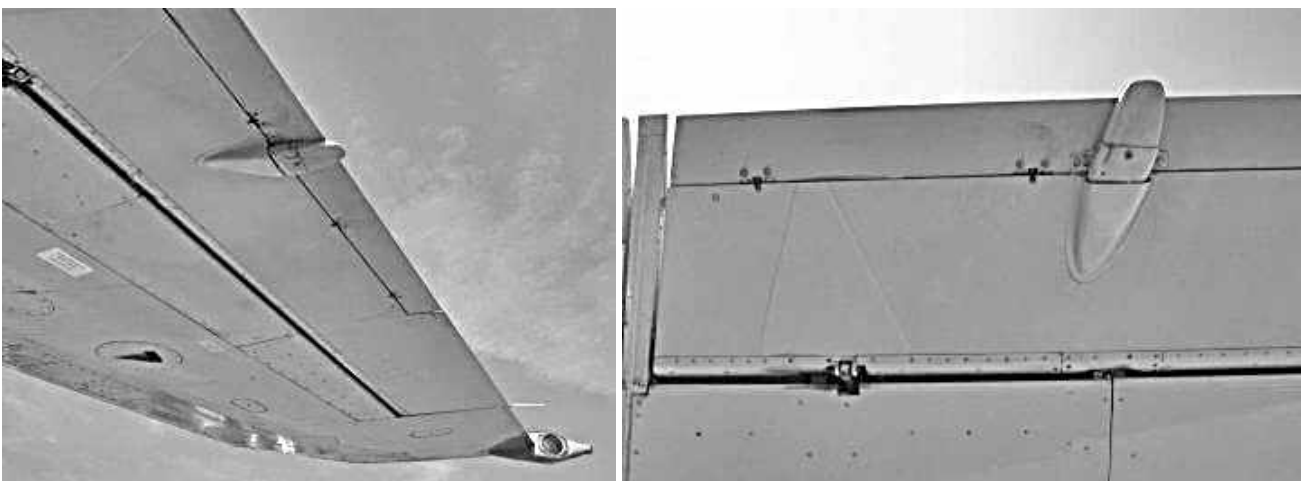


Рисунок 123 – Елерон літака Boeing 737-200 з тримером у нейтральному положенні [132]

Тример конструктивно є аналогічним сервокомпенсатору (рисунки 124, 125). Відмінність між тримером і сервокомпенсатором полягає в тому, що перший керується, а другий відхиляється автоматично при відхиленні рульової поверхні.

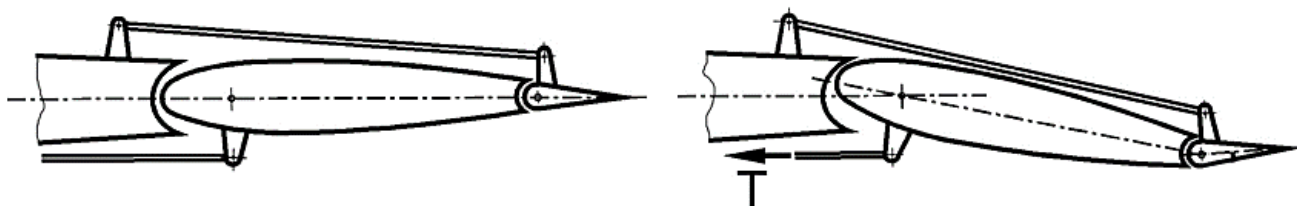


Рисунок 124 – Схема сервокомпенсатора [70]  
(Т – тяга керування рульовою поверхнею)



Рисунок 125 – Сервокомпенсатори руля напрямку й руля висоти літака Vought F4U Corsair [133]

Льотчик відхиляє тример так, щоб сила, що виникає при цьому, збалансувала літак на цьому режимі польоту без докладання зусиль до важелів керування.

Поздовжнє балансування забезпечується тримером на рулі висоти (вироблення палива, скидання вантажів, неповне завантаження літака), колійне балансування – на рулі напрямку, поперечне – на елероні [70].

Для зменшення шарнірного моменту на рульових поверхнях невеликих літаків (до Ан-140 включно) і зусиль, які льотчик прикладає до поста керування рульовими поверхнями (на літаках з використанням механічної проводки керування), застосовуються різні типи аеродинамічної компенсації, у тому числі тримери, сервокомпенсатори, а також рогова аеродинамічна компенсація (рисунки 126–128).



Рисунок 126 – Руль висоти з відхиленим тримером і руль напрямку з роговою аеродинамічною компенсацією і вузлами навішування [134]

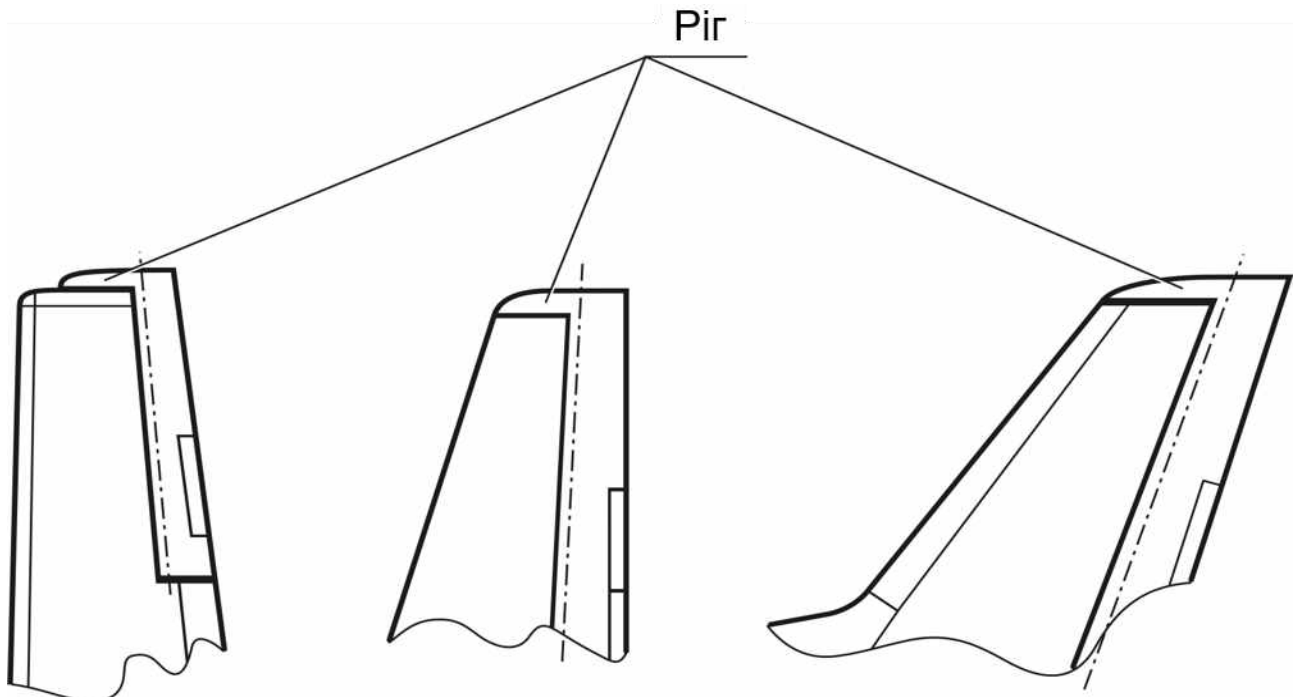


Рисунок 127 – Схема рогової аеродинамічної компенсації [70]





Рисунок 128 – Рогова компенсація на рулях напрямку літаків Ан-140 та L-410NG [135, 136]

Поєднані в одному агрегаті тример і сервокомпенсатор називають тримером-сервокомпенсатором (рисунок 129).

На деяких літаках одночасно застосовуються і тример, і сервокомпенсатор, наприклад на літаку ATR-72 (рисунок 130).

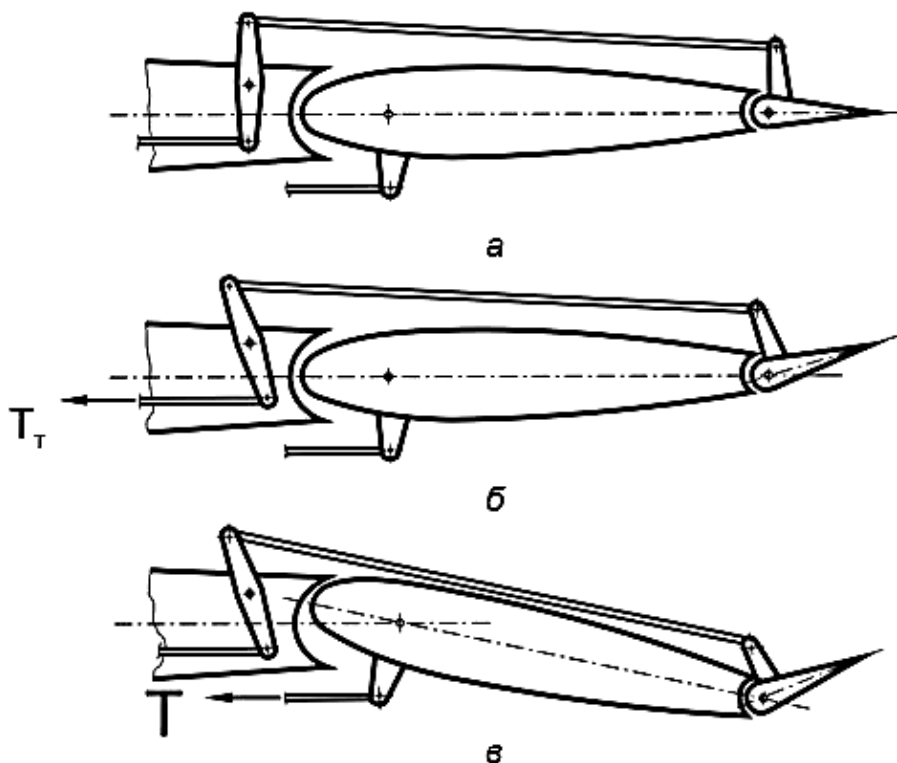


Рисунок 129 – Тример-сервокомпенсатор [70]  
( $T_T$  і  $T$  – зусилля на тягу керування тримером і зусилля на тягу керування рульовою поверхнею відповідно)

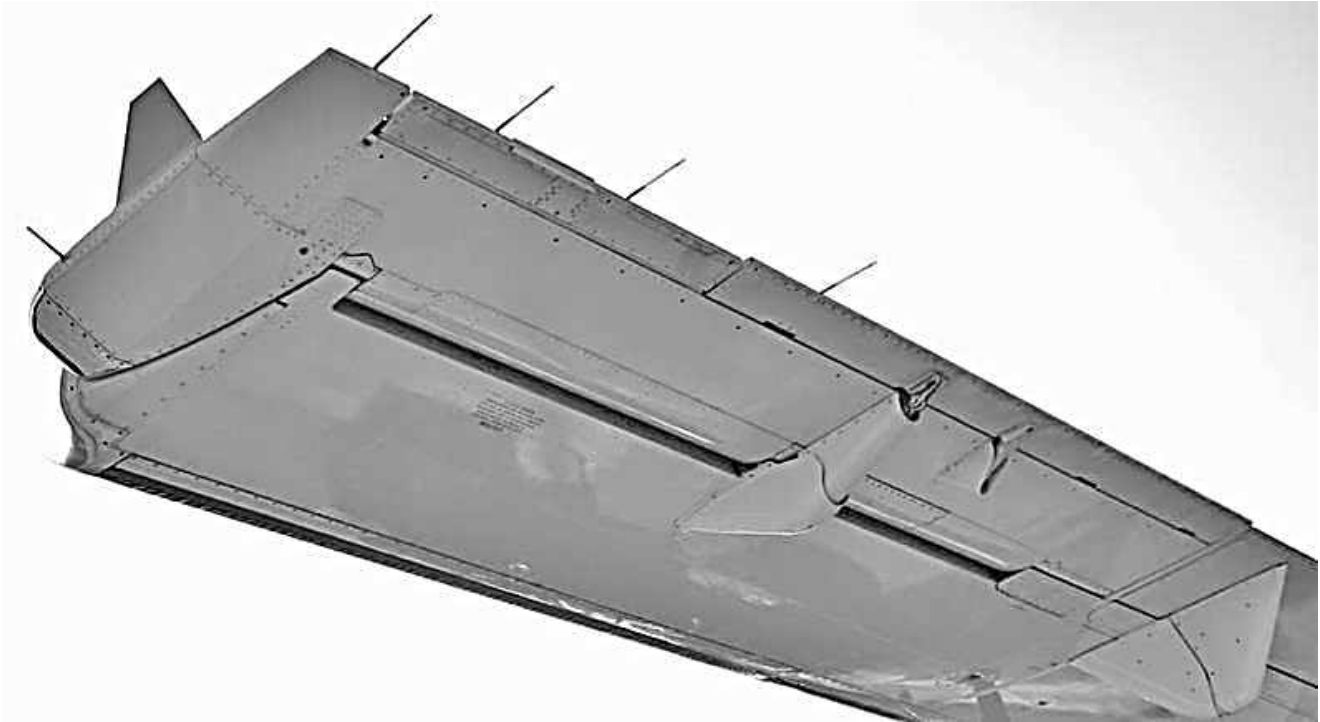


Рисунок 130 – Елерон літака ATR-72 з роговою аеродинамічною компенсацією, тримером і сервокомпенсатором [137]

Необхідно пам'ятати про те, що планер літака електризується внаслідок тертя з повітрям під час польоту. Також під час польоту можливим є потрапляння в літак блискавок. Для забезпечення безперешкодного проходження електричного заряду по конструкції літака необхідно не тільки кожну десятку заклепку в конструкції встановлювати без покриття, а ще й у зонах, де можливим є іскріння (наприклад, у шарнірних з'єднаннях), установлювати струмопровідні елементи. Для відведення в атмосферу електричних зарядів на закінцівках крила, горизонтального й вертикального оперення мають бути встановлені електростатичні розрядники, наприклад, згідно з ОСТ 1 14228–82.

Вигляд розрядників електростатичних на літаках зображено на рисунках 103, 104, 107, 115, 126, 128, 130.

## 7.2 Визначення геометричних параметрів фюзеляжу

У державному стандарті 21890-76 наведено такі означення термінів, пов'язаних з фюзеляжем:

- фюзеляж літака (вертольота) – основна частина конструкції літака (вертольота), призначена для з'єднання в одне ціле всіх його частин, а також для розміщення екіпажу, пасажирів, обладнання та вантажів;
- фюзеляж літака (вертольота) типу «монокок» – фюзеляж літака (вертольота), який складається з працюючої обшивки і шпангоутів, що її підкріплюють;

- фюзеляж літака (вертольота) типу «півмонокок» – фюзеляж літака (вертольота), який складається з працюючої обшивки і каркаса, що її підкріплює;
- каркас фюзеляжу літака (вертольота) – поздовжні й поперечні силові елементи фюзеляжу літака (вертольота), скріплені між собою;
- кабіна екіпажу (льотчика) – відсік фюзеляжу, призначений для розміщення екіпажу (льотчика);
- ліхтар кабіни (льотчика) – прозора частина кабіни екіпажу (льотчика), призначена для огляду позакабінного простору;
- каркас ліхтаря кабіни екіпажу (льотчика) – конструкція, що є силовою основою ліхтаря кабіни екіпажу (льотчика), призначена для кріплення скління;
- ніша шасі літака (вертольота) – обмежена внутрішня порожнина фюзеляжу літака (вертольота) або крила для розміщення шасі в прибраному положенні;
- підлога кабіни фюзеляжу – поверхня всередині фюзеляжу для розміщення на ній людей, обладнання та вантажів;
- каркас підлоги кабіни – силова конструкція підлоги кабіни, що складається з поздовжніх і поперечних елементів, з'єднаних між собою, і є закріпленою на каркасі фюзеляжу;
- настил підлоги кабіни – панелі, що накладаються на каркас підлоги кабіни для утворення суцільної поверхні;
- двері фюзеляжу – пристрій, що закриває вирізи у фюзеляжі та отвори в кабінах, призначений для входу й виходу людей та переміщення вантажів;
- аварійний вихід літака (вертольота) – вихід, призначений для аварійного залишення літака (вертольота) пасажирами та екіпажем;
- шпангоут фюзеляжу – поперечний елемент набору фюзеляжу, що забезпечує форму перерізу, підкріплює обшивку та сприймає навантаження;
- герметичний шпангоут фюзеляжу – шпангоут, що відокремлює герметичну частину фюзеляжу від негерметичної;
- панель фюзеляжу – частина обшивки, підкріплена поздовжнім і поперечним силовими наборами.

Довжина фюзеляжу визначається через подовження фюзеляжу ( $\lambda_{\phi} = 10,7$ ), узятим за статистичними даними, та його діаметр. Діаметр фюзеляжу для проєктованого літака добирається таким чином, щоб в один ряд помістилося п'ять сидінь завширшки мінімум 432 мм (17 дюймів) з достатньою шириною проходу між ними (не менше 508 мм, що відповідає 20 дюймам). Ці параметри є мінімальними серед зібраних статистичних даних літаків-аналогів. При цьому діаметр фюзеляжу не має

перевищувати 4 м, оскільки літак проектується як вузькофюзеляжний. Таким чином, зовнішній діаметр фюзеляжу вибрано таким, що дорівнює 3 м. Тоді визначають довжину фюзеляжу [6]:

$$L_{\phi} = \lambda_{\phi} D_{\phi} = 10,7 \cdot 3 = 32,1 \text{ м.}$$

Частини фюзеляжів літаків А320, які складають на заводі Airbus у Німеччині, і Ан-74ТК-300 показано на рисунку 131.

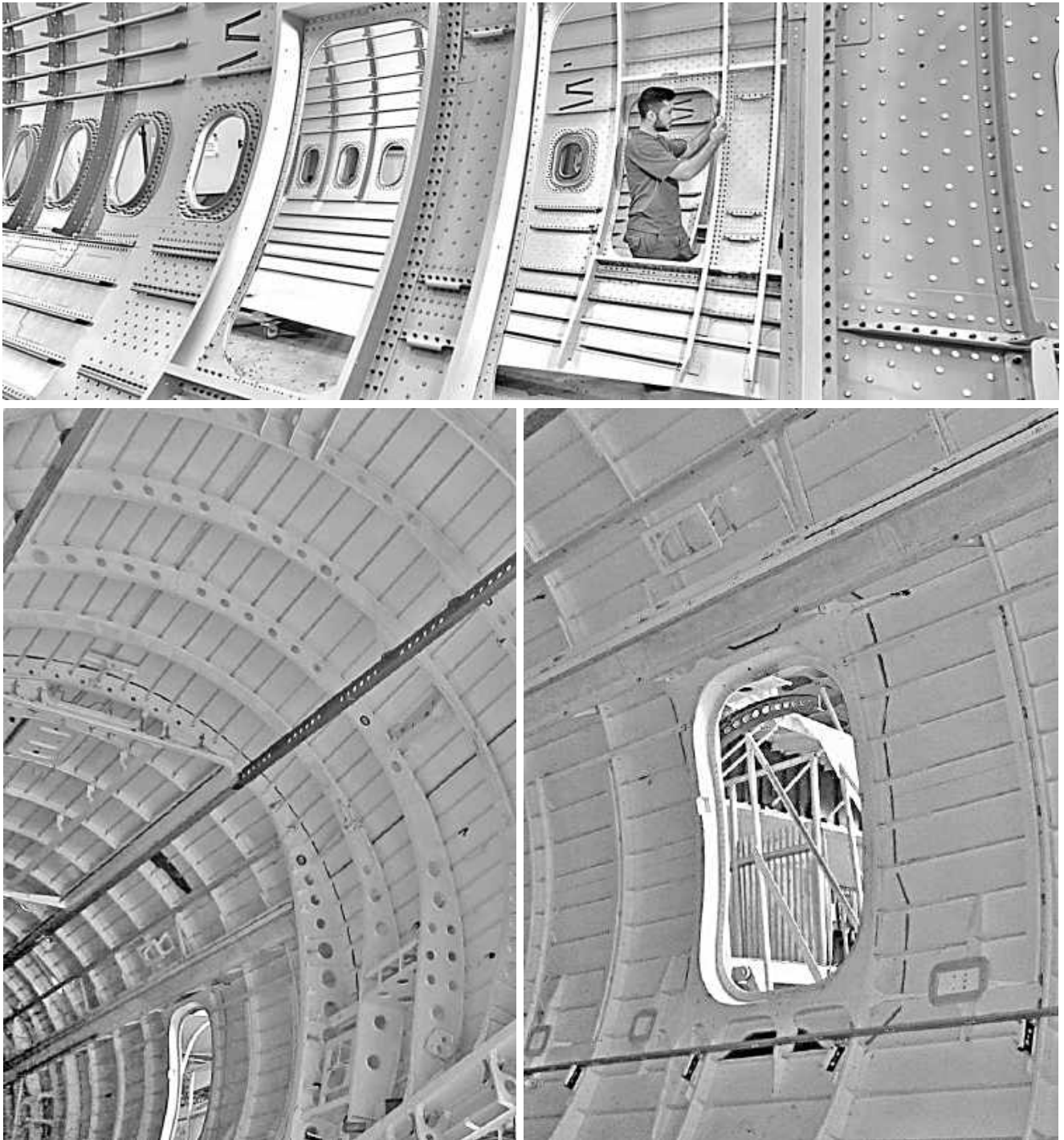


Рисунок 131 – Панелі фюзеляжу літака А320 [138] і конструкція фюзеляжу літака Ан-74ТК-300 в зоні задньої правої двері

Цивільні літаки згідно з CS-25 мають багажні відсіки (рисунки 132–134).



Рисунок 132 – Фюзеляж літака з відкритим люком багажного відсіку [139]



Рисунок 133 – Багажний відсік літака зсередини [140]



Рисунок 134 – Завантаження літака Boeing 737 [141, 142]

На літаку Boeing 737 багажні люки розташовані у фюзеляжі по правому борту попереду й позаду центроплана.

Довжину носової частини фюзеляжу визначають аналогічно довжині фюзеляжу, за винятком того, що замість подовження фюзеляжу розраховують подовження його носової частини. На сучасних пасажирських літаках подовження носової частини змінюється в діапазоні  $\lambda_{н.ч} = 1,3 \dots 1,8$  [6]. Беруть  $\lambda_{н.ч} = 1,5$ , тоді

$$L_{н.ч} = \lambda_{н.ч} D_{\phi} = 1,5 \cdot 3 = 4,5 \text{ м.}$$

Довжину хвостової частини фюзеляжу обчислюють так само. Подовження хвостової частини зазвичай становить  $\lambda_{х.ч} = 2,5 \dots 3,5$  [6]. Беруть  $\lambda_{х.ч} = 3,2$ , тоді

$$L_{х.ч} = \lambda_{х.ч} D_{\phi} = 3,2 \cdot 3 = 9,6 \text{ м.}$$

### 7.3 Визначення положення центра мас

Положення центра мас літака відкладають від носка середньої аеродинамічної хорди крила. Для проєктованого літака положення центра мас для розрахунку в нульовому наближенні беруть на 25 % САХ (від її носка) [6]:

$$X_m = 0,25 b_a = 0,25 \cdot 3,1 = 0,775 \text{ м.}$$

Плече горизонтального оперення відкладають від центра тиску ГО до центра мас літака. Положення центра тиску ГО беруть на 25 % від носка САХ горизонтального оперення. Діапазони величини плеча ГО  $l_{ГО}$  залежно від типу крила літака наведено в таблиці 7 [6].

Таблиця 7 – Діапазони величини плеча горизонтального оперення

Тип крила літака	$l_{ГО}$
Пряме крило	$3,5 b_a$
Стрілоподібне крило ( $\chi_{ПК} = 10^\circ \dots 30^\circ$ )	$(2,5 \dots 3,6) b_a$
Стрілоподібне крило ( $\chi_{ПК} = 30^\circ \dots 60^\circ$ )	$(2,0 \dots 2,5) b_a$
Трикутне крило	$(1,2 \dots 1,5) b_a$
Схема «качка»	$(1,2 \dots 1,5) b_a$

Оскільки для проєктованого літака вибрано стрілоподібне крило (зі стрілоподібністю  $24^\circ$  по передній кромці), відстань від чверті САХ горизонтального оперення до центра мас літака буде таким:

$$l_{ГО} = 3,6 b_a = 3,6 \cdot 3,1 = 11,16 \text{ м.}$$

#### 7.4 Визначення геометричних параметрів горизонтального оперення

Площу горизонтального оперення обчислюють за його відносною площею ( $\bar{S}_{ГО} = 0,3$ ), вибраною за статистичними даними [6]:

$$S_{ГО} = \bar{S}_{ГО} S = 0,3 \cdot 80,26 = 24,1 \text{ м}^2.$$

Розмах горизонтального оперення обчислюють як корінь квадратний із добутку подовження і площі ГО:

$$L_{ГО} = \sqrt{\lambda_{ГО} S_{ГО}} = \sqrt{5 \cdot 24,1} = 11 \text{ м.}$$

Довжину центральної хорди ГО визначають, узявши його звуження  $\eta_{ГО} = 3$ :

$$b_{ОГО} = \frac{S_{ГО} \eta_{ГО} \cdot 2}{L_{ГО} \eta_{ГО} + 1} = \frac{24,1 \cdot 3 \cdot 2}{11 \cdot 3 + 1} = 3,29 \text{ м.}$$

Кінцеву хорду ГО знаходять шляхом ділення довжини центральної хорди ГО на його звуження:

$$b_{кГО} = \frac{b_{ОГО}}{\eta_{ГО}} = \frac{3,29}{3} = 1,1 \text{ м.}$$

Довжина середньої аеродинамічної хорди ГО:

$$b_{аГО} = \frac{2}{3} b_{ОГО} \frac{\eta_{ГО}^2 + \eta_{ГО} + 1}{(\eta_{ГО} + 1) \eta_{ГО}} = \frac{2}{3} \cdot 3,29 \cdot \frac{3^2 + 3 + 1}{(3 + 1) \cdot 3} = 2,38 \text{ м.}$$

Координата САХ по розмаху ГО:

$$Z_{aГО} = \frac{L_{ГО} \eta_{ГО} + 2}{6 \eta_{ГО} + 1} = \frac{11 \cdot 3 + 2}{6 \cdot 3 + 1} = 2,29 \text{ м.}$$

Координата САХ по осі Ох:

$$X_{aГО} = Z_{aГО} \operatorname{tg} \chi_{ГО} = 2,29 \operatorname{tg} 32^\circ = 1,43 \text{ м.}$$

Для того щоб «затягнути» критичне число Маха, кут стрілоподібності ГО і ВО зазвичай виконують на  $3^\circ \dots 16^\circ$  більшим, ніж кут стрілоподібності крила (по передній кромці). Також з цією метою відносну товщину профілів ГО та ВО виконують значно меншою, ніж крила.

### 7.5 Визначення геометричних параметрів вертикального оперення

Для визначення площі вертикального оперення [6] необхідно скористатися його відносною площею, узятою з таблиці 3:

$$S_{BO} = \bar{S}_{BO} S = 0,2 \cdot 80,26 = 16,1 \text{ м}^2.$$

Розмах ВО:

$$L_{BO} = \sqrt{\lambda_{BO} S_{BO}} = \sqrt{2 \cdot 16,1} = 5,67 \text{ м.}$$

Центральна хорда ВО:

$$b_{0BO} = \frac{S_{BO} \eta_{BO} \cdot 2}{L_{BO} \eta_{BO} + 1} = \frac{16,1 \cdot 3 \cdot 2}{5,67 \cdot 3 + 1} = 4,26 \text{ м.}$$

Кінцева хорда ВО:

$$b_{кBO} = \frac{b_{0BO}}{\eta_{BO}} = \frac{4,26}{3} = 1,42 \text{ м.}$$

Середня аеродинамічна хорда ВО:

$$b_{aBO} = \frac{2}{3} b_{0BO} \frac{\eta_{BO}^2 + \eta_{BO} + 1}{(\eta_{BO} + 1) \eta_{BO}} = \frac{2}{3} \cdot 4,26 \cdot \frac{3^2 + 3 + 1}{(3 + 1) \cdot 3} = 3,1 \text{ м.}$$

Оскільки в цьому випадку вертикальне оперення являє собою однокільову схему, координата САХ по розмаху визначається таким чином:

$$Y_{aBO} = \frac{L_{BO} \eta_{BO} + 2}{3 \eta_{BO} + 1} = \frac{5,67 \cdot 3 + 2}{3 \cdot 3 + 1} = 2,36 \text{ м.}$$



Координата САХ по осі Ох:

$$X_{aBO} = Y_{aBO} \operatorname{tg} \chi_{BO} = 2,36 \operatorname{tg} 40^\circ = 1,98 \text{ м.}$$

## 7.6 Визначення геометричних параметрів шасі

Для триопорного шасі з носовим стояком основними параметрами є [6]:

- $b$  – база шасі – відстань між осями передньої опори та основних опор;
- $B$  – колія шасі – відстань між центрами площин контактів основних коліс із землею, палубою корабля або водою на стоянці літака;
- $e$  – винесення основних опор, тобто відстань (на вигляді збоку) між вертикаллю, що проходить через центр мас літака, і віссю (або середньою лінією кількох коліс візка) основних опор;
- $a$  – винесення передньої опори, тобто відстань між вертикаллю, що проходить через центр мас (ц. м.) літака, і віссю передньої опори;
- $H_{\text{ц.м.}}$  – висота центра мас літака;
- $\varphi$  – кут перекидання (кут дотикання хвостової частини фюзеляжу або його запобіжної опори до поверхні ЗПС);
- $\gamma$  – кут винесення основних опор відносно центра мас літака.

База шасі, яку вибирають за умови забезпечення необхідної маневреності літака на аеродромі, залежить від довжини фюзеляжу і розраховується так [6]:

$$b = (0,3 \dots 0,4)L_\phi.$$

Тоді

$$b = 0,4L_\phi = 0,4 \cdot 32,1 = 12,84 \text{ м.}$$

Колію шасі ( $B$ ) вибирають за умовою

$$2H_{\text{ц.м.}} \leq B < 16 \text{ м.}$$

У цьому випадку  $H_{\text{ц.м.}} = 2,7$  м. Тоді можна взяти

$$B = 5,4 \text{ м.}$$

Винесення передньої опори  $a$  вибирають таким чином, щоб навантаження на передню опору під час стоянки літака становило 6...12 % від його маси. З цього випливає, що

$$e = (0,06 \dots 0,12)b = 0,06 \cdot 12,84 = 0,77 \text{ м.}$$

Тоді

$$a = b - e = 12,84 - 0,77 = 12,07 \text{ м.}$$

Кут перекидання визначають за такою залежністю [6]:

$$\varphi = \alpha_{\text{пос}_{\text{max}}} - \alpha_3 - \psi,$$

де  $\alpha_{\text{пос}_{\text{max}}} = 10 \dots 18^\circ$  – максимальний посадковий кут атаки, причому менше значення беруть для неманеврених дозвукових літаків, для цієї роботи беруть  $\alpha_{\text{пос}_{\text{max}}} = 13^\circ$ ;

$\alpha_3 = 0^\circ \dots 4^\circ$  – кут заклинення крила, беруть  $\alpha_3 = 2^\circ$ ;

$\psi = -2^\circ \dots 2^\circ$  – стоянковий кут [143, с. 667], беруть  $\psi = -1^\circ$ .

Тоді

$$\varphi = 13^\circ - 2^\circ + 1^\circ = 12^\circ.$$

Якщо кут перекидання  $\varphi$  не витримується під час зльоту або посадки, то це може призвести до інцидентів, унаслідок яких руйнується хвостова частина літака (рисунок 135). Недбалий ремонт хвостової частини в подальшому може спричинити важкі наслідки. Так, наприклад, відомо про рейс 123 Japan Airlines, коли загинуло 520 осіб, і рейс 611 China Airlines, коли загинуло 225 осіб. Обидва інциденти відбулися з літаками Boeing 747 [144].

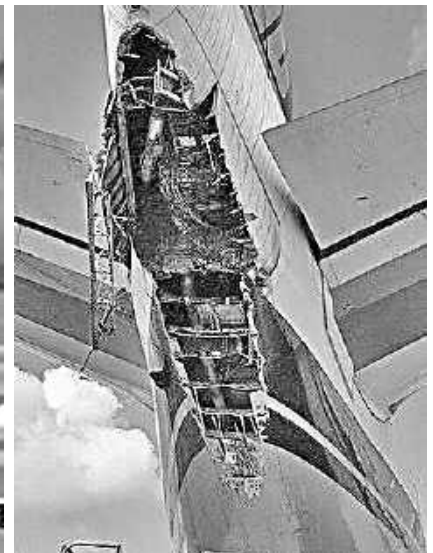


Рисунок 135 – Торкання ЗПС хвостовою частиною фюзеляжу літака Boeing 777 і наслідки такого торкання на літаку Boeing 747-400 [144]

Кут винесення основних опор відносно центра мас літака [6]:

$$\gamma = \varphi + 2^\circ = 12^\circ + 2^\circ = 14^\circ.$$

Слід зазначити, що передні стояки шасі пасажирських літаків найчастіше виконують поворотними (рисунок 136). Такі стояки зазвичай мають гідроциліндри, що використовуються для погашення коливань як демпфери шимі, а також для керування поворотом коліс.



Рисунок 136 – Передній поворотний стояк літака Airbus A380 [145]

Оформлюючи графічні матеріали до цієї роботи, на схемі носового поворотного стояка шасі слід показати гідроциліндри, що використовуються як демпфер шимі і/або як механізм забезпечення шляхового керування літаком під час його переміщення по аеродрому (рисунки 137, 138).

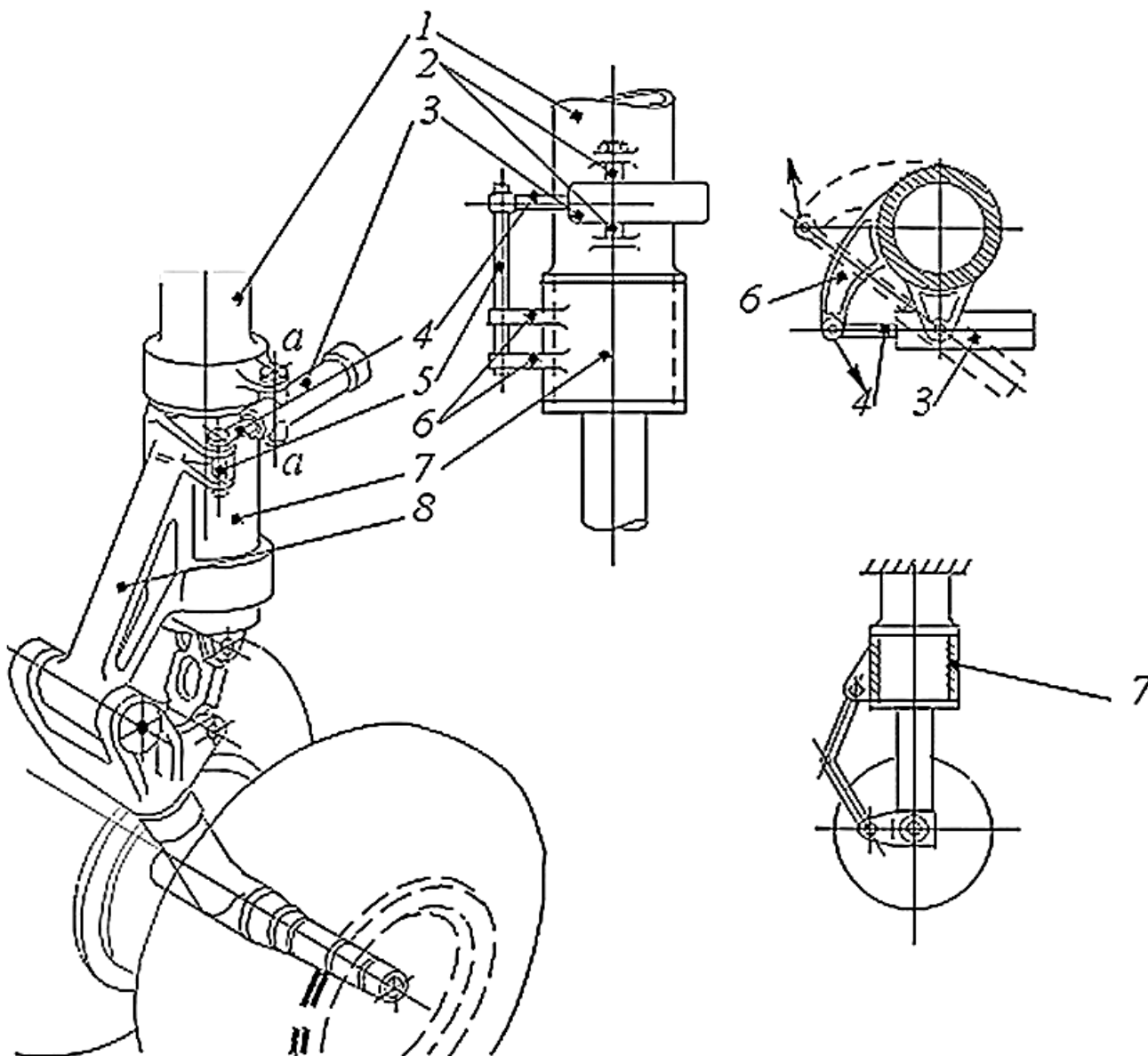


Рисунок 137 – Демпфер шимі та механізм повороту коліс носового стояка шасі літака [146]:

1 – циліндр шасі; 2 – опори поворотної муфти; 3 – поворотний циліндр (демпфер шимі); 4 – шток поворотного циліндра; 5 – кронштейн-поводок повороту (шкворень); 6 – кронштейн поворотної муфти (вилка); 7 – поворотна муфта (стакан або хомут); 8 – кронштейн дволанковика (шліц-шарнира) для телескопічного стояка, серга для напівважільного стояка або кронштейн, жорстко закріплений на поворотній муфті (для важільного стояка)

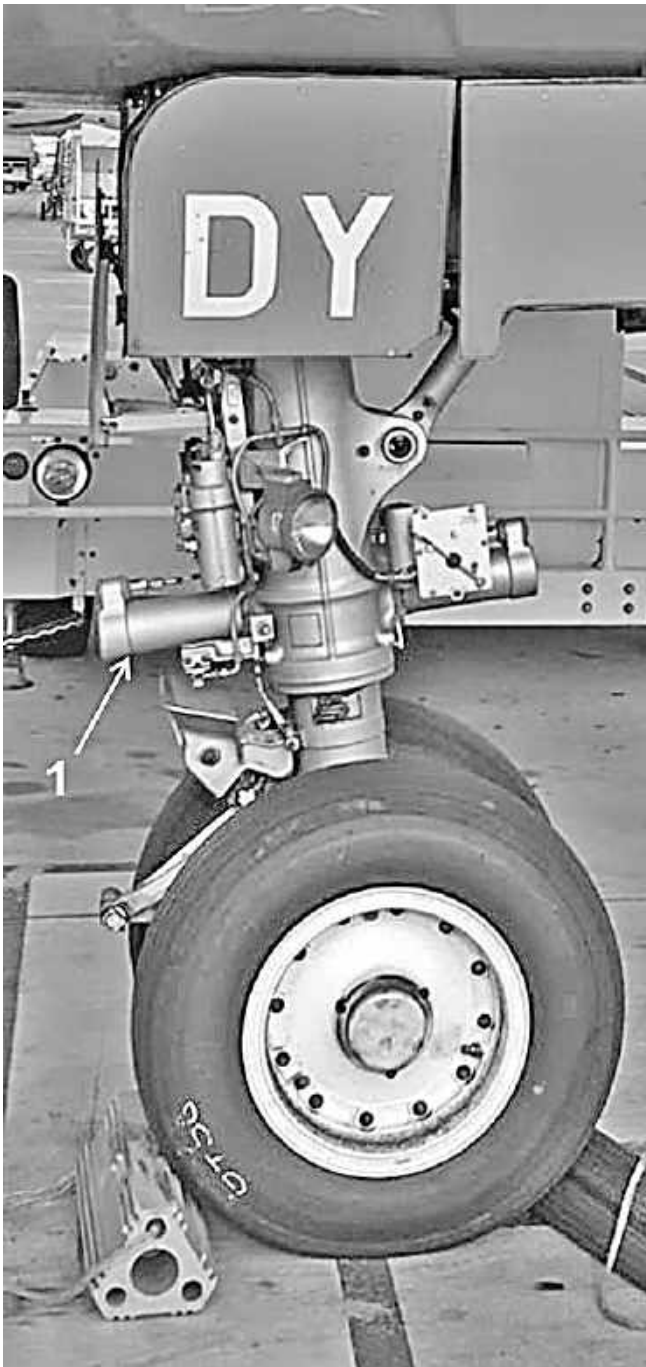


Рисунок 138 – Гідроциліндри демпфера шимі та керування поворотом коліс носового стояка: 1 – літака А320; 2 – літака Boeing 757 [147, 148]

У стояках також має бути передбачено механізм самоцентрування колеса (коліс) стояків у базовій площині літака або в площинах, паралельних до базової площини літака. Це центрування може виконуватися за допомогою встановлювальних кулачків (рисунок 139) або шляхом переміщення коліс за допомогою гідравлічної системи.

Зазначимо, що базова площина літака – площина  $O_R X_R Y_R$  базової системи координат літака, відносно якої більшість елементів літака розташовуються симетрично ліворуч і праворуч.

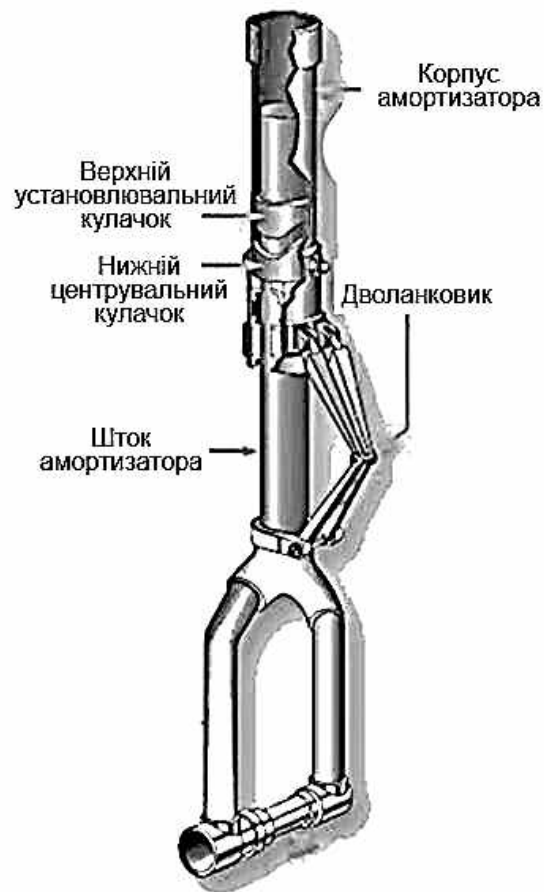


Рисунок 139 – Схема центрування колеса (коліс) стояків у базовій площині літака або в площинах, паралельних до базової площини літака за допомогою установлювальних (центрувальних) кулачків [149]

На важких літаках основні стояки шасі також можуть бути поворотними. Так, основна опора шасі літака Ан-124-100 (рисунок 140) складається з п'яти амортизаційних стояків підкісного типу, на кожному з яких встановлено по два гальмівних колеса. Передній і задній амортизаційні стояки – поворотні [150, с. 536].



Рисунок 140 – Основна опора шасі літака Ан-124-100 [151]

Конструкція поворотної частини забезпечує автоматичне встановлення коліс у нейтральне положення під час прибирання стояка [150, с. 536].

Схеми одного амортизаційного стояка шасі літака Ан-124-100 у випущеному й прибраному станах зображено на рисунках 141 і 142 [150, с. 540].

Кожний стояк має свій гідроциліндр прибирання-випускання.

Амортизаційні стояки навішені за допомогою цапф на кронштейнах нижніх частин силових шпангоутів № 52, 55, 58, 61, 64, 67. До цих же шпангоутів кріпляться складові – підкоси, що утримують стояки у випущеному положенні. В отвори під кріплення стояків і підкосів встановлені шарнірні підшипники.

Кожний стояк основної опори прибирається у свій відсік, який закривається однією великою й однією малою стулками.

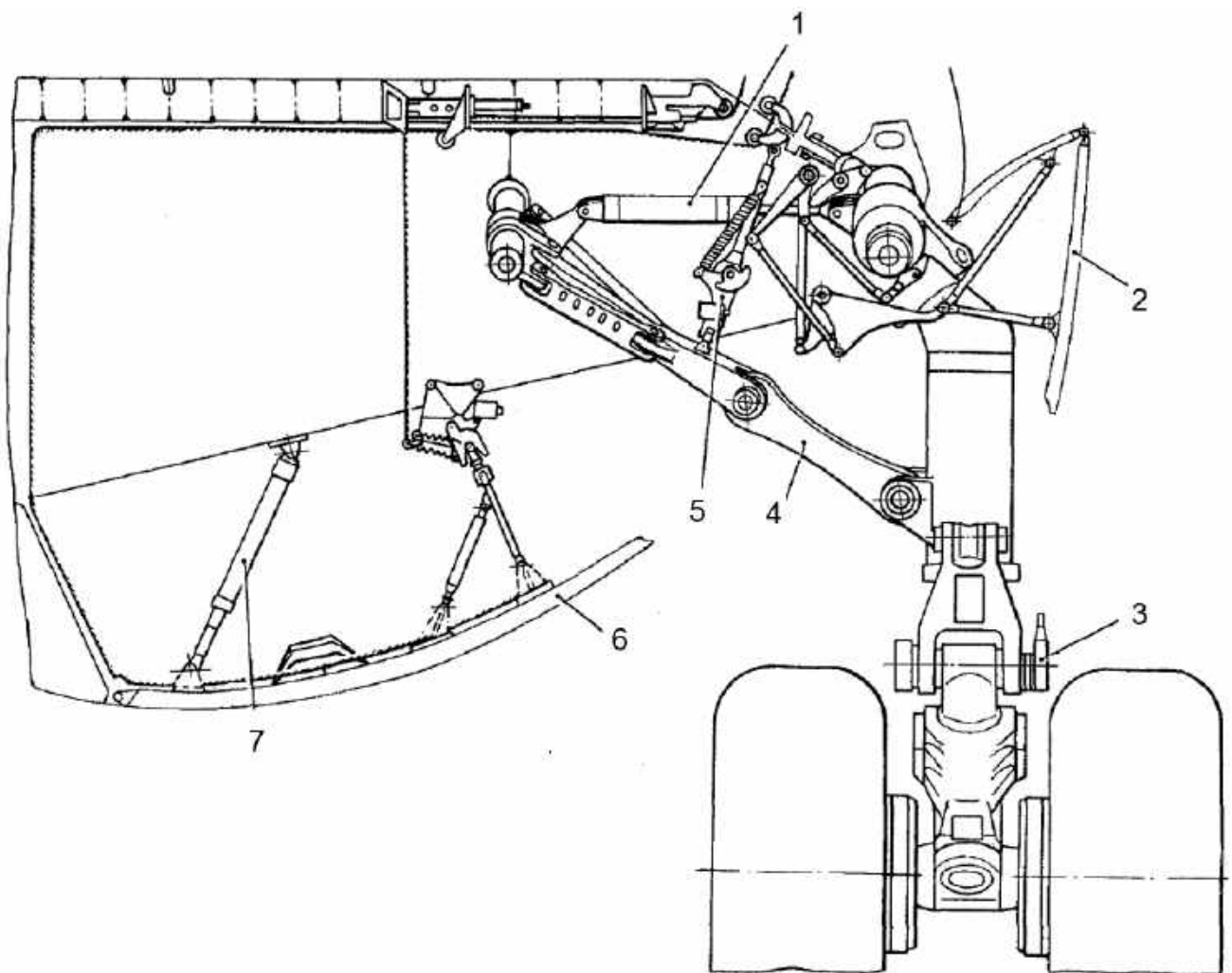


Рисунок 141 – Схема амортизаційного стояка підкісного типу основної опори літака Ан-124-100 у випущеному стані [150, с. 540]:

- 1 – циліндр прибирання-випускання; 2 – мала стулка;
- 3 – блок мікрореле БМ-Д703; 4 – складаний підкіс;
- 5 – розпір; 6 – велика стулка; 7 – циліндр відкриття-закриття стулки

Велика ступка має гідравлічний привід (два гідроциліндри) і фіксується в закритому положенні двома замками. Мала ступка кінематично зв'язана зі стояком і при випущеній опорі залишається відкритою. У відсіках шасі встановлені розкоси. Передні частини розкосів виконані у вигляді кульового наконечника і кріпляться всередині цапф навішування стояків і складаних підкосів. Стояк основної опори фіксується у випущеному положенні складальним підкосом і розпором, а в прибраному – вільно лежить на великій ступці.

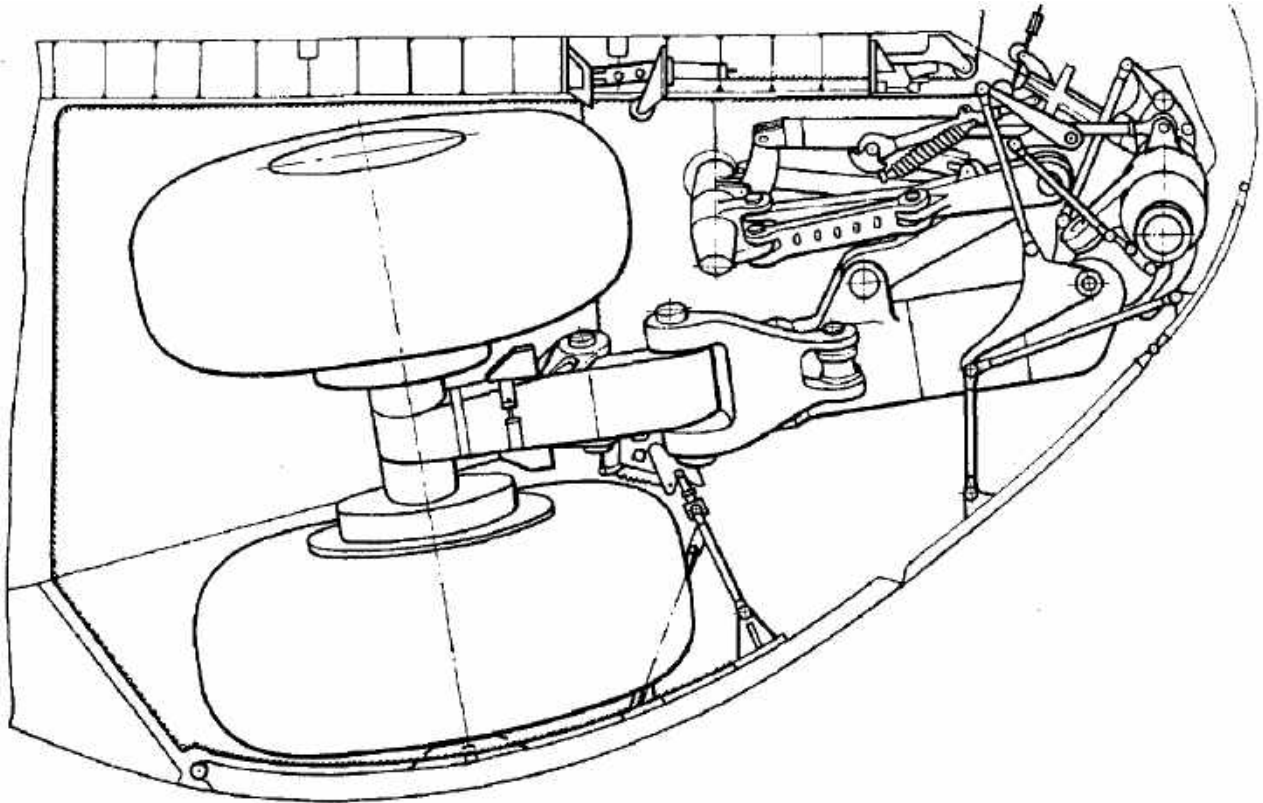


Рисунок 142 – Схема амортизаційного стояка підкісного типу основної опори літака Ан-124-100 у прибраному стані [150, с. 540]

Ніші шасі літаків Ан-74 і Ан-140 показано на рисунку 143.

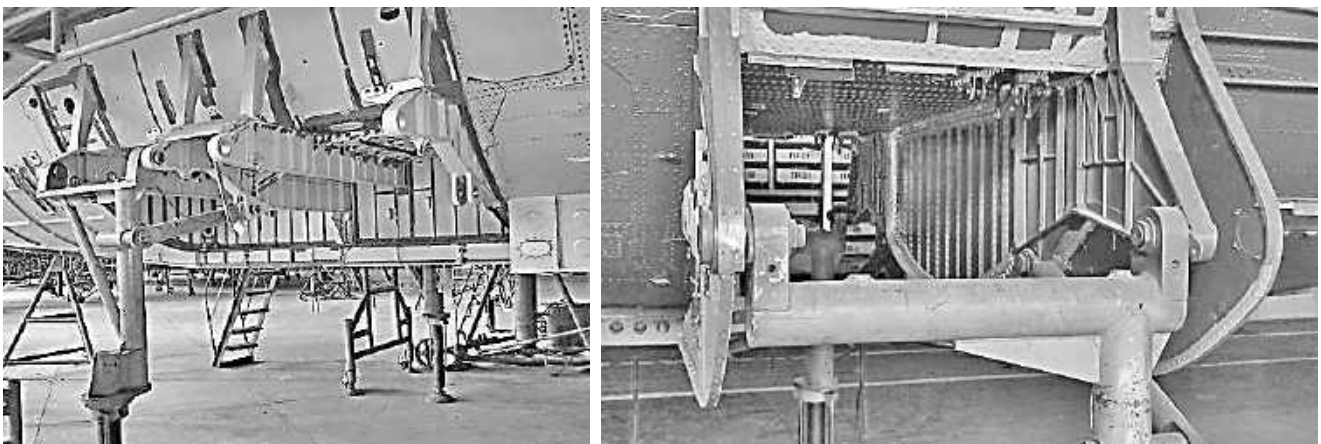


Рисунок 143 – Ніші шасі літаків Ан-74 і Ан-140



## 8 ПОБУДОВА ТЕОРЕТИЧНОГО КРЕСЛЕННЯ ЛІТАКА

Теоретичне креслення – це документ, що визначає геометричну форму (обведення) виробу та координати розташування складових частин. Креслення слід виконувати на листі формату А1 з нанесенням рамки і штампа (див. Додаток А).

Можливість виконати теоретичне креслення [143, с. 664] виникає після розрахунку геометричних параметрів основних агрегатів літака.

Фюзеляж умовно поділяють на три частини – носову, циліндричну та хвостову. За даними, отриманими в розділі 7, довжина фюзеляжу  $L_{\phi} = 32,1$  м, довжина носової частини  $L_{н.ч} = 4,5$  м, а довжина хвостової частини  $L_{х.ч} = 9,6$  м. Будують дві проєкції фюзеляжу (рисунок 144).

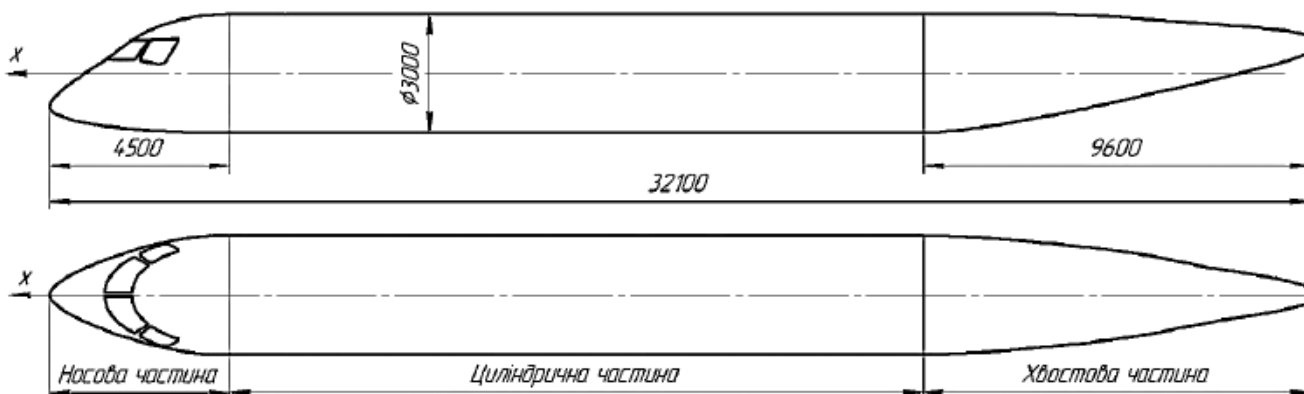


Рисунок 144 – Поділ фюзеляжу на три частини

Для знаходження положення ГО на вигляді «у плані» вважають, що кінець його кореневої або кінцевої хорди має приблизно збігатися з кінцем хвостової частини фюзеляжу. У цій роботі вважається, що з кінцем хвостової частини фюзеляжу збігається задня точка кінцевої хорди ГО. З матеріалу розділу 7 впливає, що довжина кінцевої хорди ГО  $b_{кГО} = 1,1$  м, а її відстань від поздовжньої осі фюзеляжу  $L_{ГО}/2 = 5,5$  м. Отже, на відстані 5,5 м від осі фюзеляжу слід провести паралельну до неї лінію завдовжки 1,1 м від кінця хвостової частини фюзеляжу в бік носової частини літака (рисунок 145).



Рисунок 145 – Положення САХ горизонтального оперення на вигляді «у плані»

За геометричними характеристиками, обчисленими раніше в цій роботі, можна побудувати форму горизонтального оперення «у плані» (рисунок 146).

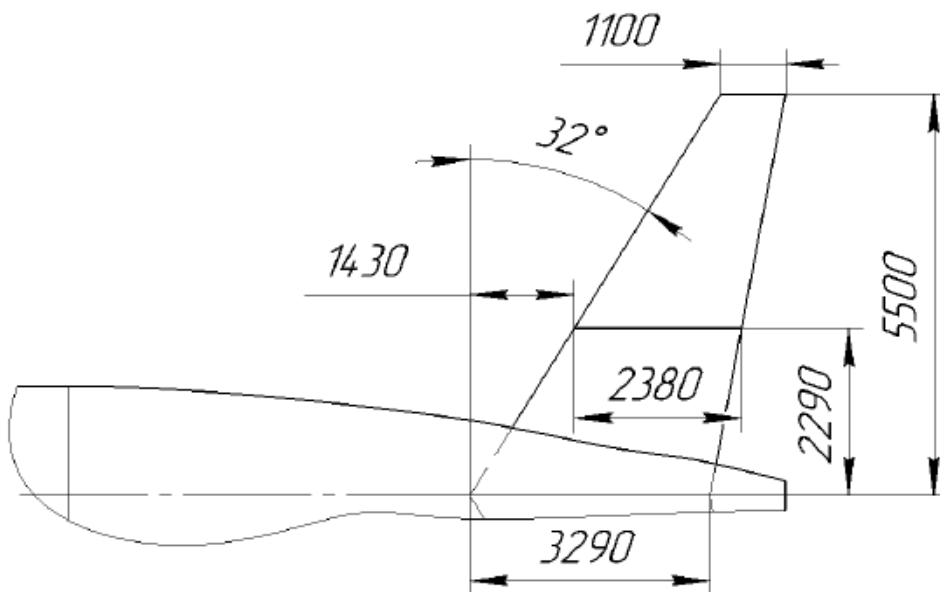


Рисунок 146 – Теоретичне креслення горизонтального оперення «у плані»

Для визначення плеча горизонтального оперення  $l_{ГО}$  на теоретичному кресленні шукають точку, яка знаходиться на САХ ГО на відстані 25 % її довжини від носка. Ця точка є перетином лінії центра тиску (ц.т.) горизонтального оперення та САХ ГО (рисунок 147).

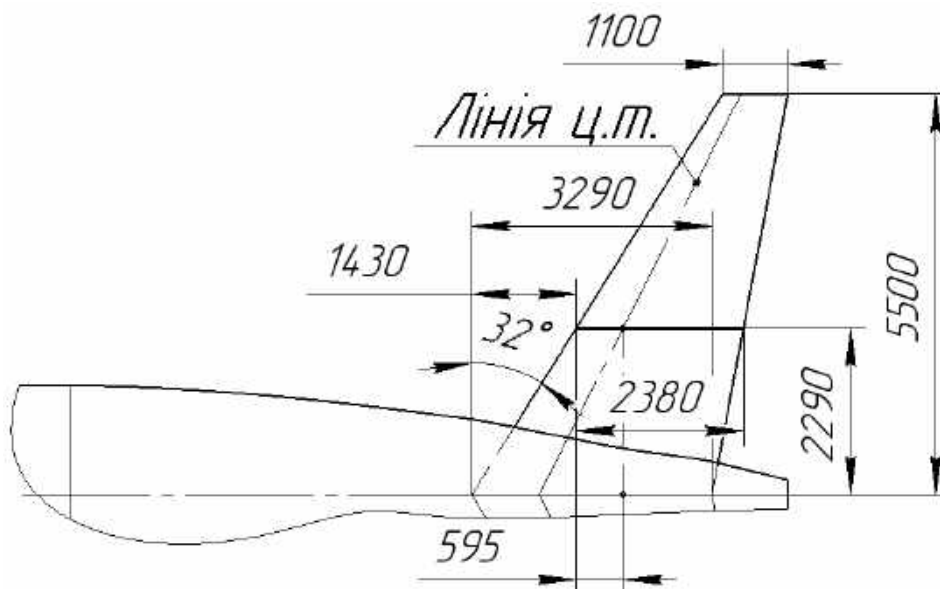


Рисунок 147 – Знаходження точки для визначення плеча ГО

Щоб знайти положення центра мас літака на його поздовжній осі, перпендикулярно до САХ ГО переносять знайдену точку на вісь  $Ox$ . З отриманої точки відкладають плече ГО ( $l_{ГО} = 11,16$  м) у бік носової частини літака (рисунок 148).

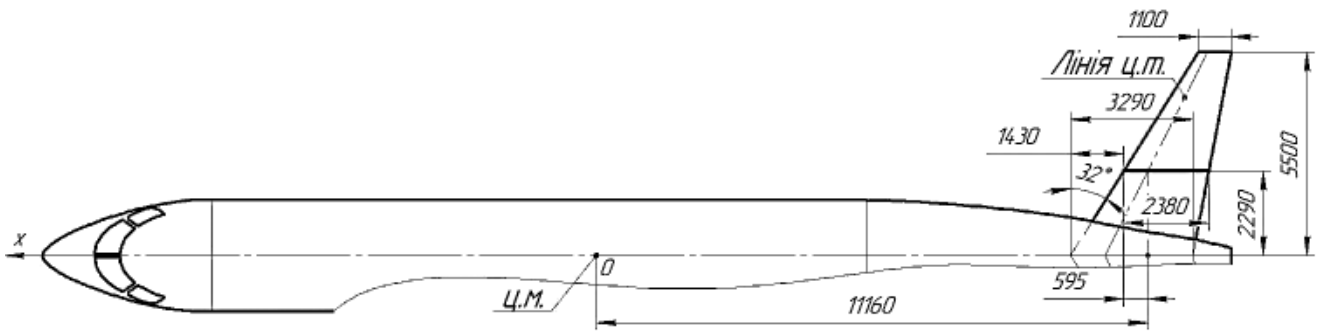


Рисунок 148 – Визначення положення центра мас літака

Через центр мас проводять поперечну вісь  $Oz$  і вздовж неї (з точки  $O$ ) відкладають відстань  $Z_a = 5,83$  м. Отримана точка буде точкою перетину поперечної осі  $Oz$  із САХ крила і лежатиме на САХ на відстані 25 % її довжини від носка (рисунок 149).

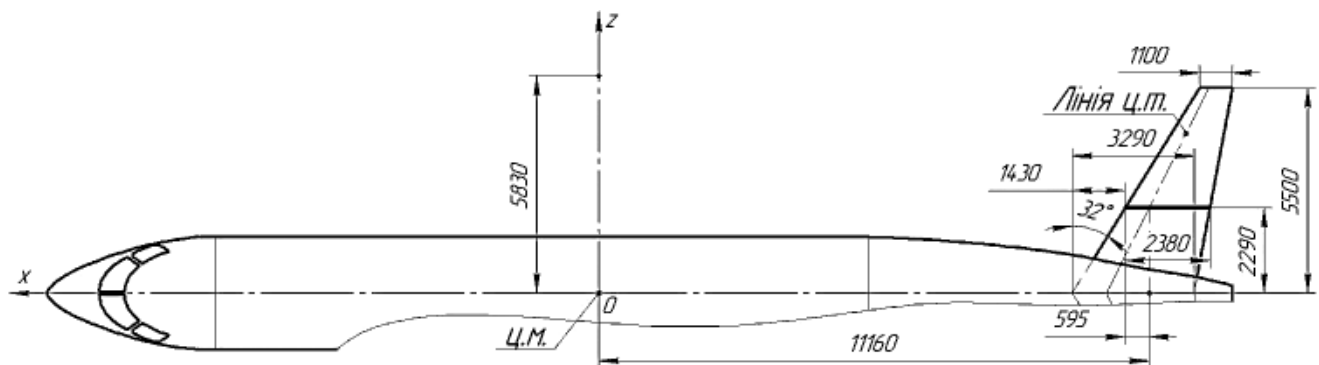


Рисунок 149 – Визначення положення точки перетину поперечної осі  $Oz$  з САХ крила

Від цієї точки відкладають відстань  $b_a/4 = 3,1/4 = 0,775$  м уліво вздовж осі фюзеляжу й отримують точку, яка лежить у носовій частині САХ крила. Управо з отриманої точки паралельно до поздовжньої осі фюзеляжу відкладають довжину САХ крила ( $b_a = 3,1$  м) та отримують її точне положення (рисунок 150).

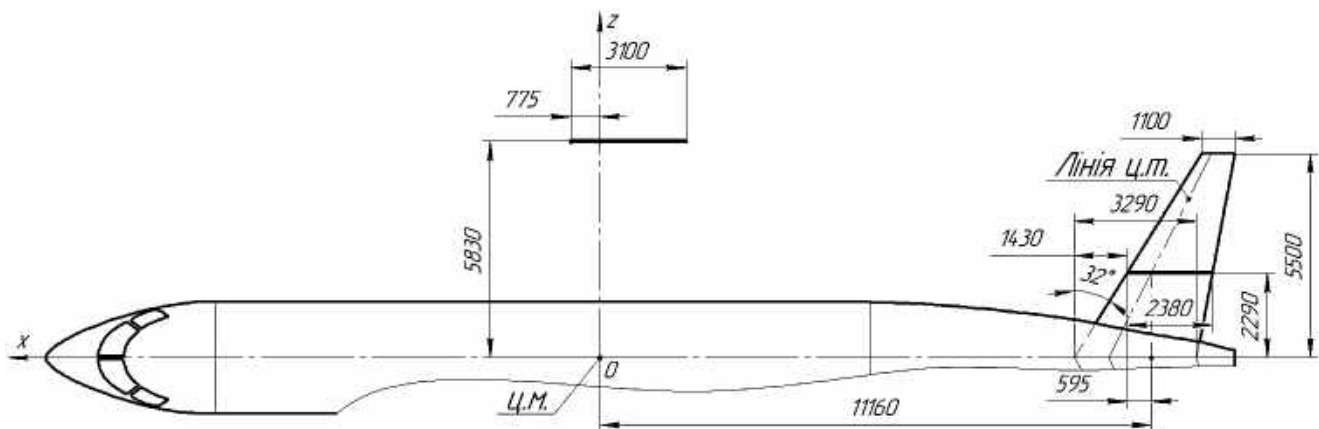


Рисунок 150 – Визначення положення САХ крила

За обчисленими раніше в цій роботі геометричними характеристиками можна побудувати форму крила в плані (рисунок 151).

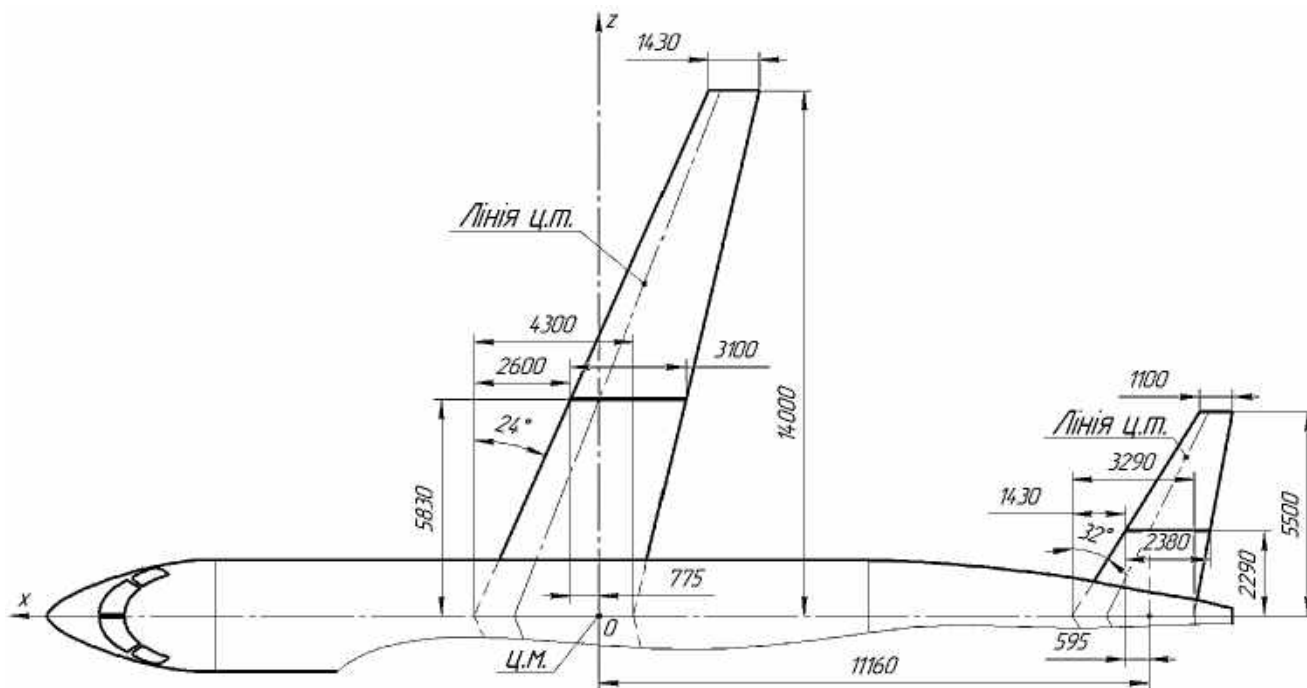


Рисунок 151 – Теоретичне креслення крила на вигляді «у плані»

Виконані побудови на вигляді «у плані» переносять на головний вигляд. При цьому несні поверхні на головному вигляді позначають у вигляді профілів, що лежать у кореневому перерізі відповідної поверхні (рисунок 152).

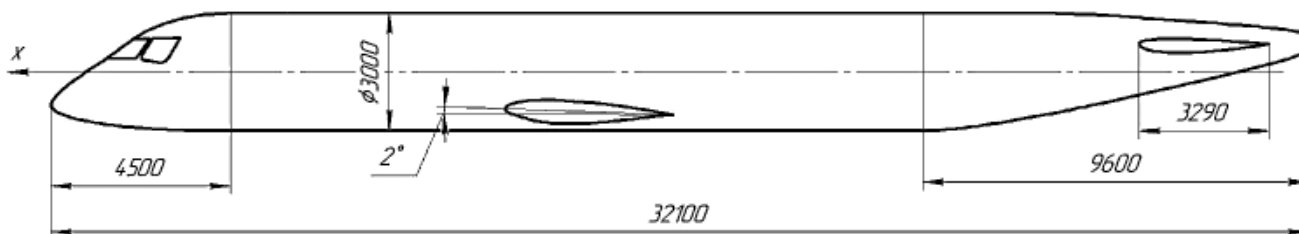


Рисунок 152 – Кореневі профілі крила й горизонтального оперення

Положення САХ вертикального оперення на головному вигляді знаходять відносно осі фюзеляжу. Для цього на головному вигляді проводять пряму, паралельну до осі фюзеляжу, на відстані  $Y_{aBO} = 2,36$  м та ортогонально проєціюють точку, що лежить у носовій частині САХ горизонтального оперення, на проведену пряму. Таким чином на вертикальному оперенні отримують точку, що лежить у носовій частині САХ ГО. Оскільки на вибраних літаках-аналогах ГО зміщене ближче до крила, вважають, що отримана точка лежить на середині САХ ГО. Від цієї точки відкладають відстань  $b_{aBO}/2 = 3,1/2 = 1,55$  м уліво вздовж осі фюзеляжу й отримують точку, з якої починається носова частина САХ

вертикального оперення. Управо від знайденої точки паралельно до осі фюзеляжу відкладають довжину САХ ВО ( $b_{aBO} = 3,1$  м) та отримують її точне положення (рисунок 153).

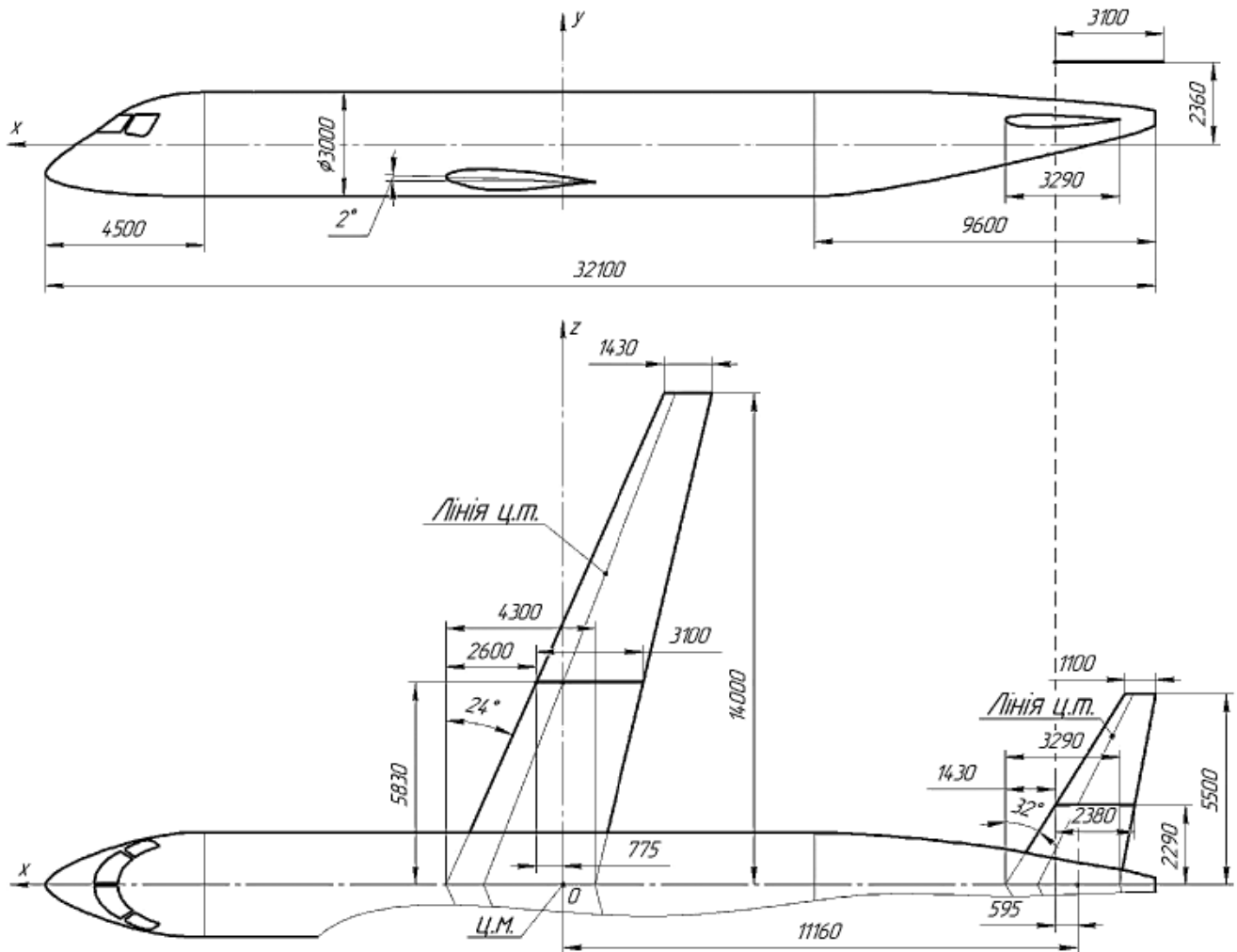


Рисунок 153 – Визначення положення САХ вертикального оперення

За обчисленими геометричними характеристиками можна побудувати форму вертикального оперення на вигляді збоку (рисунок 154).

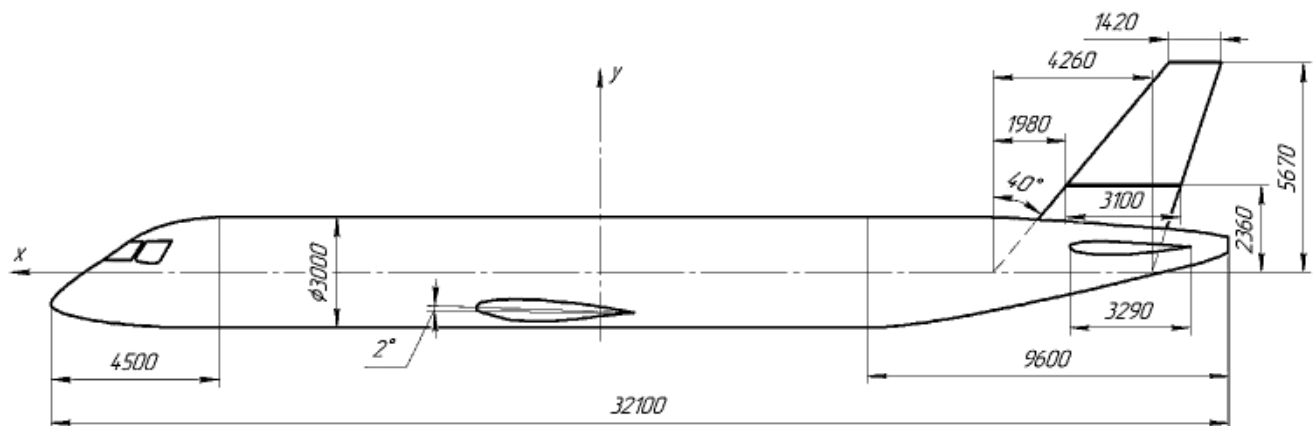


Рисунок 154 – Теоретичне креслення вертикального оперення

## **9 ВИБІР, ОБҐРУНТУВАННЯ, РОЗРОБЛЕННЯ Й УЗГОДЖЕННЯ КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВИХ СХЕМ АГРЕГАТИВ ЛІТАКА**

Схема – документ, на якому у вигляді умовних зображень або позначень показано складові частини виробу та зв'язки між ними.

На конструктивно-силовій схемі (КСС) літака мають бути узгоджені силові конструктивні елементи кожного агрегата та агрегати між собою.

Пригадаємо означення термінів, що використовуються в конструктивно-силовій схемі літака:

– нервюра – елемент поперечного силового набору, що зв'язує в одне ціле елементи поздовжнього набору та обшивку й визначає форму профілю конструкції;

– лонжерон – основний поздовжній елемент силового набору, що сприймає згинальний момент і поперечну силу;

– центроплан крила – середня за розмахом частина крила, що приєднується до фюзеляжу або становить з ним одне ціле.

Вибираючи загальну будову агрегатів літака, необхідно враховувати такі положення:

– маса конструкції планера літака для заданих зусиль має бути найменшою, що досягається раціональним передаванням сил по елементах конструкції при необхідній жорсткості;

– конструкція повинна мати високу живучість, тобто здатність витримувати експлуатаційні навантаження при частковому руйнуванні окремих її елементів, і відповідати вимогам втомної міцності;

– конструкція має бути технологічною, тобто такою, щоб для її виготовлення могла бути застосована найпростіша та найраціональніша технологія;

– конструкція має забезпечувати найбільші зручності в експлуатації літака завдяки раціональному розміщенню люків та експлуатаційних рознімів агрегатів для підходу до силової установки, обладнання тощо.

### **9.1 Конструктивно-силова схема крила**

Вибір конструктивно-силової схеми крила визначається:

– компонуванням крила – наявністю в обшивці люків для обслуговування розташованого у крилі обладнання, наявністю в крилі бака для палива;

– компонуванням фюзеляжу – наявністю достатнього місця для центроплана крила у фюзеляжі;

– вимогами жорсткості.

Для наближеного вибору конструктивно-силової схеми крила використовується поняття умовного лонжерона, ширина пояса якого становить 0,6 хорди крила в розрахунковому перерізі.

Товщина пояса умовного лонжерона  $\delta_y$  визначається такою формулою [6]:

$$\delta_0 = \frac{(p_0 S Z_a - \Sigma(2m_i g Z_i) - m_{кр} g Z_a) n_p}{0,96 \bar{c} b_0^2 \sigma_p}, \quad (3)$$

де  $p_0 \approx m_0 g / S = 5500 \text{ Н/м}^2$  – питоме навантаження на крило при зльоті;  
 $S = 80,26 \text{ м}^2$  – площа крила;  
 $Z_a = 5,83 \text{ м}$  – координата середньої аеродинамічної хорди від поздовжньої осі літака по розмаху крила;  
 $m_i$  – маса вантажу, розташованого на крилі;  
 $g = 9,81 \text{ м/с}^2$  – прискорення вільного падіння;  
 $Z_i$  – координата центра мас вантажу, розташованого на крилі, від поздовжньої осі літака по розмаху крила;  
 $Z_{п} = 5,83 \text{ м}$ ;  $Z_{дв} = 4,63 \text{ м}$ ;  $Z_{ш} = 2,7 \text{ м}$ ;  
 $n_p$  – коефіцієнт розрахункового перенавантаження;  
 $m_{кр} = 4990 \text{ кг}$  – маса крила;  
 $\bar{c} = 0,14$  – відносна товщина профілю крила;  
 $b_0 = 4,3 \text{ м}$  – центральна хорда крила;  
 $\sigma_p = 0,8 \sigma_B = 0,8 \cdot 435 = 348 \text{ МПа}$  – руйнівне напруження пояса лонжерона алюмінієвого сплаву Д16Т.

Для розрахунку  $\delta_y$  у нульовому наближенні в масу вантажу, розташованого на крилі, включають маси палива (в одній консолі), одного двигуна й одного основного стояка шасі. Маса палива на одній консолі – 5850 кг (половина всієї маси палива). Маса одного двигуна Pratt & Whitney PW1700G – 1724 кг, а маса одного основного стояка шасі –  $m_{ш}/3 = 2318/3 = 773 \text{ кг}$ .

Максимальні маневрені експлуатаційні перенавантаження  $n_{max(\alpha)}^e$  згідно з CS-25 (оскільки  $m_0 > 8,6 \text{ т}$ ) для літаків транспортної категорії мають бути в межах  $2,5 \leq n_{max(\alpha)}^e \leq 3,8$ .

Для злітної маси 45000 кг:

$$n_{зл}^e = 2,1 + \frac{10890}{m_0 + 4540} = 2,1 + \frac{10890}{45000 + 4540} = 2,32.$$

Для посадкової маси:

$$n_{пос}^e = 2,1 + \frac{10890}{m_{пос} + 4540}. \quad (4)$$

Посадкову масу розраховують за такою формулою:

$$m_{пос} = m_0 - 0,85 m_{п} = 45000 - 0,85 \cdot 11700 = 35055 \text{ кг}.$$

Підставляють обчислене значення посадкової маси у формулу (4):

$$n_{\text{пос}}^e = 2,1 + \frac{10890}{m_{\text{пос}} + 4540} = 2,1 + \frac{10890}{35055 + 4540} = 2,38.$$

Відповідно до CS-25 беруть максимальне експлуатаційне маневрене перевантаження  $n_{\text{max}}^e = 2,5$ .

Коефіцієнт розрахункового перевантаження визначають шляхом перемноження максимального маневреного експлуатаційного перевантаження ( $n_{\text{max}(\alpha)}^e = 2,5$ ) на коефіцієнт безпеки ( $f = 1,5$ ):

$$n_p = n_{\text{max}(\alpha)}^e f = 2,5 \cdot 1,5 = 3,75.$$

Підставляючи знайдені значення у формулу (3), отримують

$$\delta_y = \frac{[5500 \cdot 80,26 \cdot 5,83 - (2 \cdot 5850 \cdot 9,81 \cdot 5,83 + 2 \cdot 1724 \cdot 9,81 \cdot 4,63 + 2 \cdot 773 \cdot 9,81 \cdot 2,7) - 4990 \cdot 9,81 \cdot 5,83] \cdot 3,75}{0,96 \cdot 0,125 \cdot (4,3)^2 \cdot 348 \cdot 10^6} = 6,94 \text{ мм.}$$

Для цієї схеми крила застосовано крило з двома лонжеронами. Оскільки  $\delta_y > 3$  мм, вигіднішою у ваговому відношенні є кесонна конструктивно-силова схема крила [6].

Після розрахунків за формулою (3) у випадку рівномірного розподілу повітряного навантаження та маси крила по його площині, вибір конструктивно-силової схеми крила в нульовому наближенні здійснюється з використанням відношення  $\frac{M_\Sigma}{H^3}$ :

– якщо інтенсивність моментного навантаження  $\frac{M_\Sigma}{H^3}$  не перевищує 10...15 МПа, то вигіднішими за масою є лонжеронні крила;

– якщо  $\frac{M_\Sigma}{H^3}$  більше 10...15 МПа, то переважають кесонні або моноблокові крила [6].

Кесонне крило проектного літака складається з центроплана та двох консолей. Кожна консоль містить два лонжерони, нервюри, панелі, закрилки, передкрилки, елерони, знімні носові й хвостові частини. З'єднання консолей із центропланом здійснюється стиковим вузлом, який для кесонного крила є контурним багатоточковим фітинговим стиком на відміну від крила лонжеронної КСС, де консолі крила з центропланом з'єднуються точковими стиковими вузлами типу «вушко – вилка».

У кесонному крилі найбільш раціонально використовується матеріал, маса крила є мінімальною. Також застосування кесонної схеми є доцільним для отримання більшої жорсткості крила на кручення.



Поперечний набір консолі крила складається з 23 нервюр, з яких 8 – посилені. До нервюр № 1, 5, 10, 17, 19, 20–22 кріпляться вузли навішування механізації й керувальних поверхонь. Нервюри розташовані з кроком 600 мм перпендикулярно до заднього лонжерона, що робить їх коротшими порівняно з тими, що розташовуються по потоку.

Верхня й нижня частини крила виконано з трьох монолітних панелей з простим оребренням, розташованим за збіжною схемою.

На нижній поверхні крила виконано люки-лази для забезпечення можливості його обслуговування під час експлуатації.

Конструктивно-силову схему консолі крила зображено на рисунку 155.

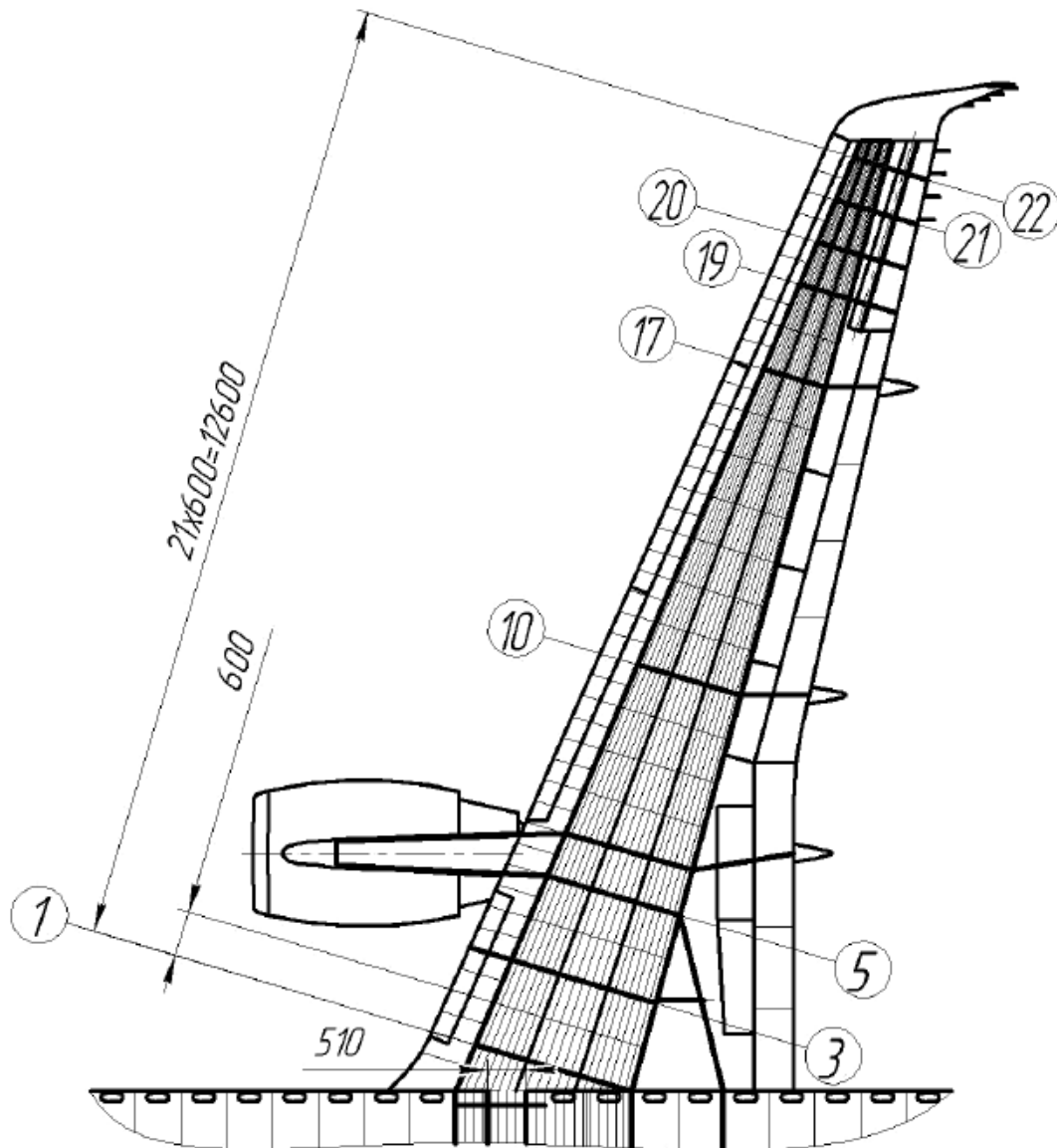


Рисунок 155 – Конструктивно-силова схема консолі крила

## 9.2 Конструктивно-силова схема фюзеляжу

Під час проектування літака як КСС фюзеляжу вибрано балково-стрингерну схему (півмонокок). Така схема забезпечує достатні

міцність і жорсткість конструкції фюзеляжу при найменших витратах маси. Конструкція балкових фюзеляжів надає їм найвигідніші аеродинамічні форми, забезпечує отримання гладкої поверхні, кращих умов для повнішого використання внутрішніх порожнин фюзеляжу і розміщення в них герметизованих кабін.

Поперечний силовий набір складається з 69 шпангоутів, з яких 18 – посилені. Два технологічні розніми по шпангоутах № 14 і 47 умовно поділяють фюзеляж на три частини – носову, середню та хвостову. Кабіна екіпажу й транспортна кабіна – герметичні, обмежені шпангоутами № 1 та 58.

У носовій частині фюзеляжу розташовуються носовий обтічник і кабіна екіпажу (між шпангоутами № 5–13), відокремлена від транспортної кабіни перегородкою, що є стінкою шпангоута № 13. У перегородці є отвір під двері кабіни екіпажу. Під підлогою кабіни екіпажу (між шпангоутами № 5–13) знаходяться ніша передньої опори шасі, яка закривається стулками, і технічні відсіки, що закриваються кришками.

Транспортна кабіна розташована в середній і хвостовій частинах фюзеляжу (між шпангоутами № 13–58) і містить пасажирський салон, побутові й підпільні багажні відсіки.

КСС фюзеляжу зображено на рисунках 156 та 157.

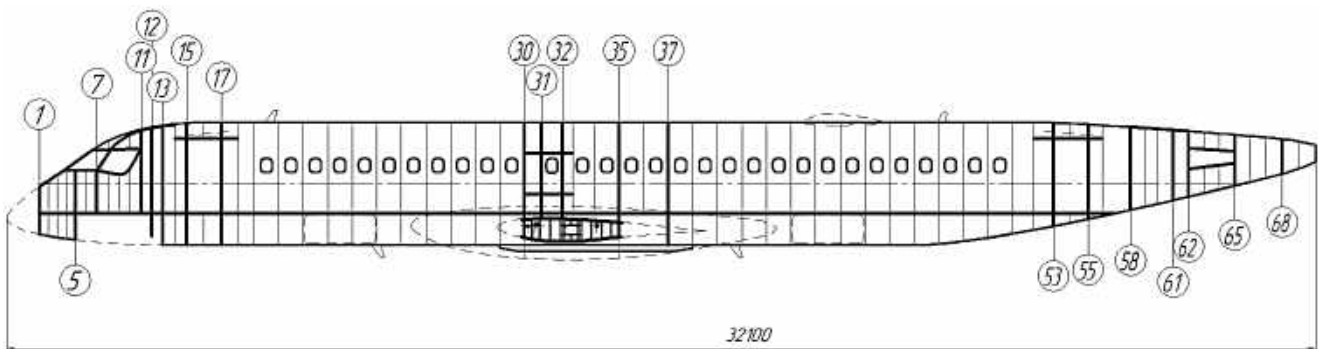


Рисунок 156 – Конструктивно-силова схема фюзеляжу (вигляд збоку)

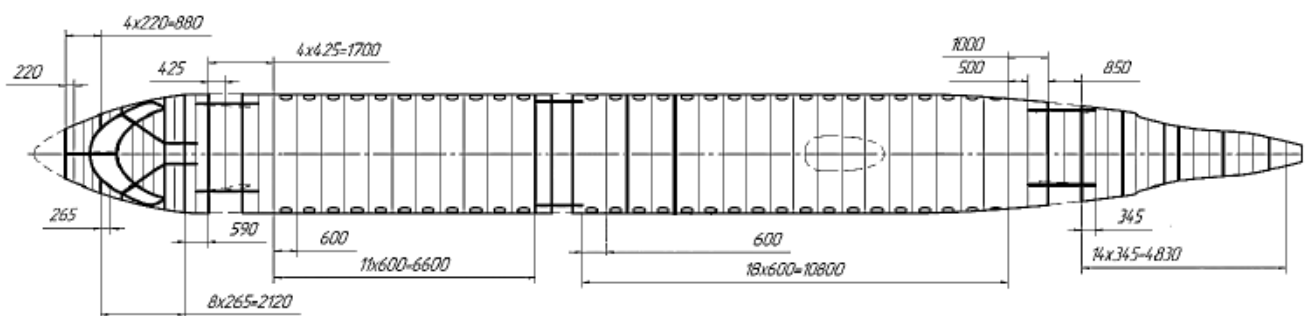


Рисунок 157 – Конструктивно-силова схема фюзеляжу (вигляд зверху)

На літаках мають бути аварійні виходи (рисунки 158–161), кількість і розміри яких для цивільних легких літаків і літаків транспортної категорії мають відповідати вимогам CS-23 [152] і CS-25 [153] відповідно.

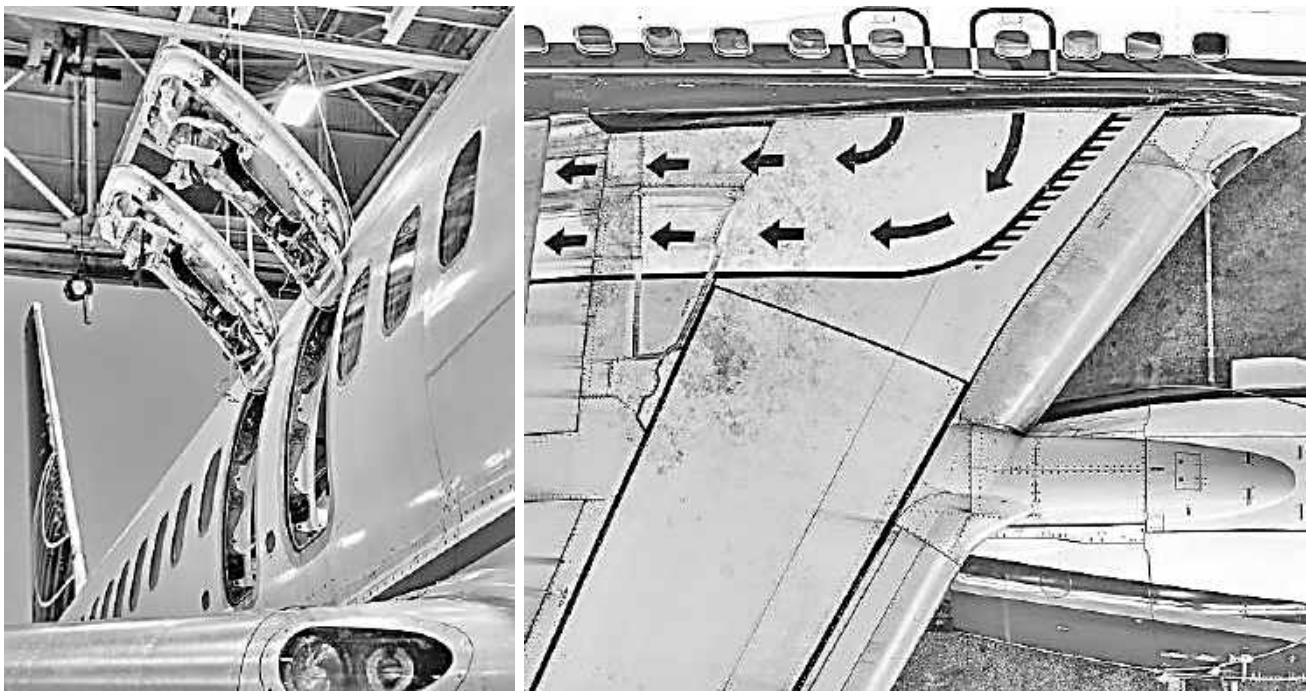


Рисунок 158 – Аварійні виходи літака Boeing 737-800 [154,155]



Рисунок 159 – Конструкція фюзеляжу в зоні вирізів під аварійні виходи, центроплан і нішу шасі сімейства китайських вузькофюзеляжних середньомісних пасажирських літаків С919 [156]



Рисунок 160 – Центроплан, аварійні виходи над крилом і ніша основних стояків шасі літака Boeing 737 MAX [157]



Рисунок 161 – Центроплан, ніша шасі й аварійні виходи на крило літака Boeing 737-800 [158]

Поздовжню нижню балку (keel beam – кильова балка) літака Airbus A320 показано на рисунку 162.

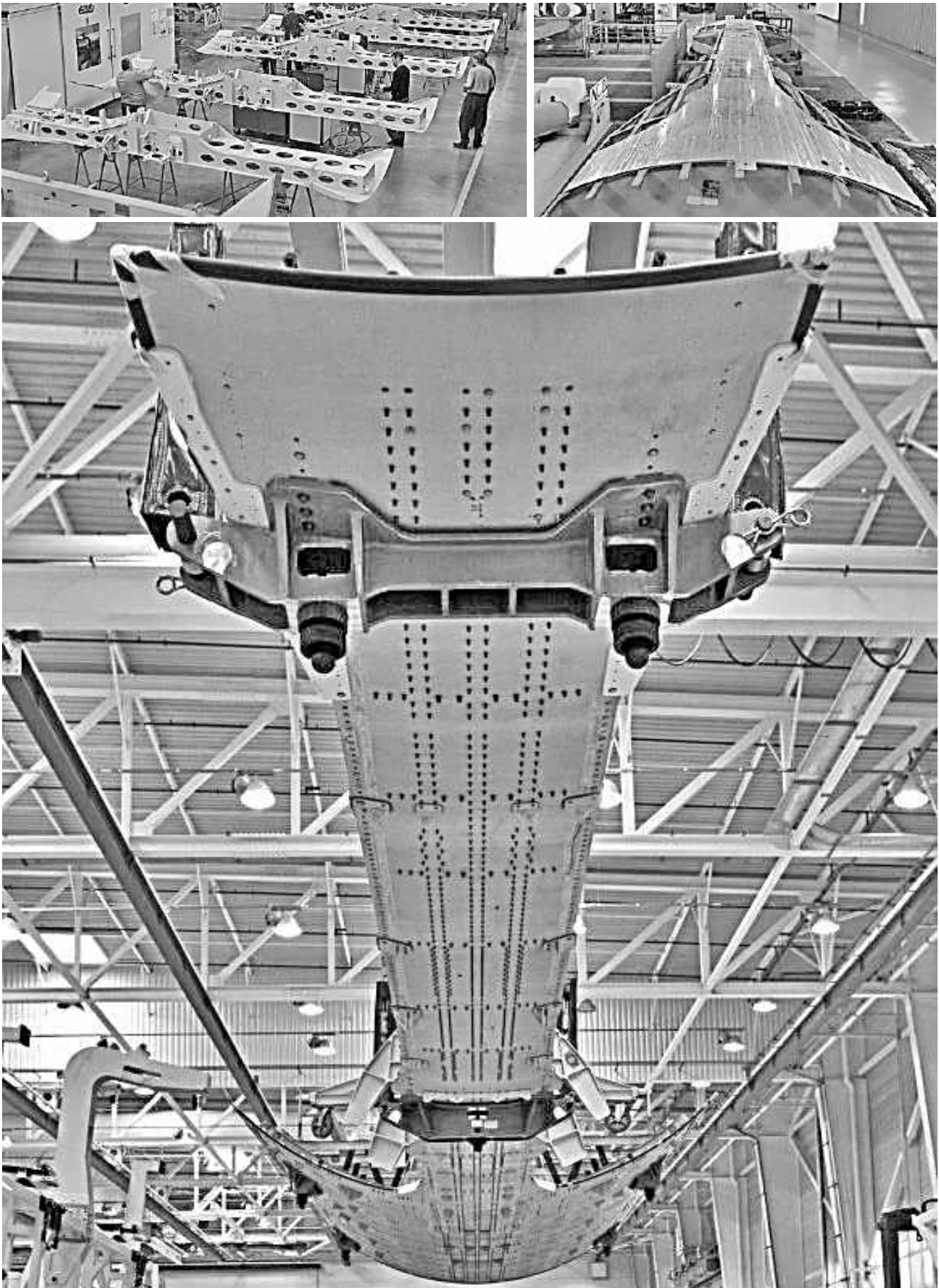


Рисунок 162 – Поздовжня нижня балка літака Airbus A320 [159, 160]

Розміри та кількість аварійних виходів на літаках регламентується авіаційними правилами **CS-23 Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes** (Сертифікаційні специфікації для нормальної, багатоцільової, акробатичної та перехідної категорій літаків) [152] і **CS-25 Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes** (Сертифікаційні специфікації та прийнятні засоби відповідності для великих літаків) [153], авторський переклад яких наведено нижче.

### **CS 23.805 Аварійні виходи для льотного екіпажу**

Для літаків, де близькість аварійних виходів для пасажирів до зони льотного екіпажу не забезпечує зручних і легкодоступних засобів евакуації для льотного екіпажу, застосовуються такі правила:

– у зоні льотного екіпажу має бути або по одному аварійному виходу з кожного боку літака, або аварійний вихід у верхньому люку;

– кожен аварійний вихід має бути розташований таким чином, щоб забезпечити швидку евакуацію екіпажу, і мати розмір і форму принаймні 48 × 51 см (19 × 20 дюймів) безперешкодного прямокутного отвору;

– для кожного аварійного виходу, який знаходиться на висоті не менше 1,8 м (6 футів) від землі, мають бути передбачені допоміжні засоби.

Допоміжним засобом може бути канат або будь-який інший засіб, який підтверджено придатним для цієї мети. Якщо допоміжним засобом є канат або пристрій, еквівалентний канату, то він має бути:

– прикріпленим до конструкції фюзеляжу у верхній частині отвору аварійного виходу або над ним або (для пристрою біля вікна аварійного виходу пілота) в іншому місці, якщо розміщений пристрій або його кріплення зменшують огляд пілота;

– здатним витримувати (разом з кріпленням) статичне навантаження 1779 Н (400 фунт-сил).

### **CS 23.807 Аварійні виходи**

(а) *Кількість і розташування.* Аварійні виходи мають бути розташовані так, щоб можна було забезпечувати евакуацію без тисняви людей у будь-якому можливому положенні літака після аварії. Літак повинен мати принаймні такі аварійні виходи:

(1) Для всіх літаків із двома або більше місцями, за винятком літаків із кабінами, що закриваються ліхтарями, принаймні один аварійний вихід на протилежному боці салону від головних дверей, зазначених у CS 23.783.

(3) Якщо кабіна екіпажу відокремлена від пасажирської кабіни дверима, які можуть заблокувати пілоту вихід у разі незначної аварії, то в кабіні екіпажу має бути вихід. Необхідна кількість виходів (див. підпункт (1)) має бути визначена окремо для пасажирського салону з урахуванням кількості місць у ньому.

(4) Аварійні виходи не мають бути розташовані в площині обертання будь-якого повітряного гвинта або будь-якої іншої потенційної небезпеки, щоб не створювати небезпеку для людей, які користуються цими виходами.

(b) *Тип та експлуатація.* Аварійними виходами мають бути рухомі ілюмінатори, панелі, ліхтарі або зовнішні двері, що відчиняються як зсередини, так і зовні літака, які забезпечують прозорий безперешкодний отвір, достатній для пропуску еліпса розміром 48 × 66 см (19 × 26 дюймів). Додаткові замки, що застосовуються для охорони літака, мають бути спроектовані таким чином, щоб їх не можна було подолати за допомогою звичайних внутрішніх засобів відкриття.

Внутрішні ручки аварійних виходів, які відкриваються назовні, мають бути належним чином захищені від ненавмисного спрацьовування. Крім того, кожен аварійний вихід:

(1) має бути легкодоступним і не потребувати виняткової спритності для використання в надзвичайних ситуаціях;

(2) мати простий та очевидний метод відкриття;

(3) має бути розташований і позначений для легкого виявлення й експлуатації навіть у темряві;

(4) мати прийнятні заходи щодо запобігання заклиненню через деформацію фюзеляжу;

(5) у випадку літаків акробатичної категорії, сертифікованих для виконання фігур вищого пілотажу, має давати змогу кожному пасажирові покинути літак на будь-якій швидкості між  $V_{SO}$  та  $V_D$ ;

(6) у випадку літаків багатоцільової категорії, сертифікованих для виконання штопора, має давати змогу кожному пасажирові залишити літак на найвищій швидкості, яка може бути досягнута під час виконання маневру.

(c) *Тести.* Правильне функціонування кожного евакуаційного виходу має бути підтверджене тестами.

(d) *Двері та виходи.* Крім того, до літаків перехідної категорії ставляться такі вимоги:

(1) Додатково до вхідних дверей для пасажира:

(i) для літака із загальною кількістю пасажирських місць 15 або менше потрібно, щоб були виходи, як визначено в підпункті (b), з кожного боку салону;

(ii) для літака із загальною кількістю пасажирських місць від 16 до 19 мають бути три аварійні виходи, як визначено в підпункті (b): один з того самого боку, що й вхідні двері пасажирів, і два з боку, протилежного до дверей.

(2) Мають бути передбачені засоби для блокування кожного евакуаційного виходу та захисту від його відкриття під час польоту, випадкового відкриття особами або через механічну несправність. Крім того, мають бути передбачені засоби для прямого візуального огляду

запірного механізму, які дають змогу визначити, що кожен аварійний вихід, для якого початковий рух відкривання здійснюється назовні, є повністю заблокованим.

(3) Кожен необхідний аварійний вихід, за винятком виходів на рівні підлоги кабіни, має бути розташований над крилом або, якщо не менше 1,8 м (шість футів) від землі, має бути забезпечений прийнятними засобами для допомоги пасажиром спуститися на землю. Аварійні виходи мають бути розподілені настільки рівномірно, наскільки це можливо, з урахуванням конфігурації пасажирських місць.

(4) Якщо літак не відповідає підпараграфу (d)(1), то аварійний вихід має бути з боку, протилежного до вхідних дверей для пасажирів, за умови, що:

(i) аварійний вихід для літака з дев'ятьма або менше пасажирськими місцями має прямокутний отвір розміром не менше 48 × 66 см (19 × 26 дюймів) з радіусами кутів не більше третини ширини виходу, розташовується над крилом, зі сходинкою вгору усередині літака не більш ніж 74 см (29 дюймів) і сходинкою вниз ззовні поза межами літака не більше ніж 91 см (36 дюймів);

(ii) аварійний вихід для літака з кількістю пасажирських місць від 10 до 19 пасажирів має прямокутний отвір розміром не менше 51 см (20 дюймів) завширшки та 91 см (36 дюймів) заввишки, з радіусами кутів не більше третини ширини виходу та з висотою порога під виходом усередині літака не більше 51 см (20 дюймів). Якщо вихід розташований над крилом, то сходинка вниз поза межами літака не може перевищувати 69 см (27 дюймів);

(iii) літак відповідає додатковим вимогам CS 23.561(b)(2)(iv), CS 23.803(b), CS 23.811(c), CS 23.812, CS 23.813(b) і CS 23.815.

(e) Для двомоторних літаків мають бути передбачені евакуаційні виходи відповідно до перелічених нижче вимог, обумовлені в підпунктах (a) і (d), ще не відповідають їм:

(1) Один вихід над ватерлінією з кожного боку літака, який має розміри, зазначені в підпунктах (b) і (d), залежно від обставин.

(2) Якщо бічні виходи не можуть бути вище ватерлінії; має бути легкодоступний аварійний вихід через верхній люк, який має прямокутний отвір розміром не менше 51 см (20 дюймів) завширшки і 91 см (36 дюймів) завдовжки, з кутовими радіусами не більше третини ширини виходу.

### **CS 25.807 Аварійні виходи**

(a) Тип. Для мети цього CS-25 типи виходів визначаються таким чином:

(1) Тип I. Цей тип є виходом на рівні підлоги з прямокутним отвором розміром не менше 61 см (24 дюймів) завширшки та 1,22 м (48 дюймів) заввишки, з радіусами кутів не більше 20,3 см (8 дюймів).



(2) Тип II. Цей тип є прямокутним отвором розміром не менше 50,8 см (20 дюймів) завширшки та 111,8 см (44 дюйми) заввишки, з радіусами кутів не більше 17,8 см (7 дюймів).

Виходи типу II мають бути на рівні підлоги, якщо вони не розташовані над крилом, і в цьому випадку вони не можуть мати підвищення всередині літака більш ніж на 25,4 см (10 дюймів) або сходинку вниз поза межами літака більш ніж 43,2 см (17 дюймів).

(3) Тип III. Цей тип є прямокутним отвором розміром не менше 50,8 см (20 дюймів) завширшки і 91,4 см (36 дюймів) заввишки, з радіусами кутів не більше 17,8 см (7 дюймів) і висотою порога всередині літака не більше 50,8 см (20 дюймів). Якщо вихід розташований над крилом, то висота порога зовні літака не може перевищувати 68,6 см (27 дюймів).

(4) Тип IV. Цей тип є прямокутним отвором розміром не менше 48,3 см (19 дюймів) завширшки і 66 см (26 дюймів) заввишки, з кутовими радіусами не більше 16 см (6,3 дюйма), розташованих над крилом, зі сходинкою всередині літака не більше 73,7 см (29 дюймів) і сходинкою вниз зовні літака не більше 91,4 см (36 дюймів).

(5) Підфюзеляжний вихід. Цей тип являє собою вихід із салону через герметичну перегородку й обшивку нижньої частини фюзеляжу. Розміри та фізична конфігурація цього типу виходу мають забезпечувати принаймні таку саму швидкість виходу, як і вихід типу I, коли літак знаходиться в нормальному положенні на землі, з випущеним шасі.

(6) Вихід у хвостовій частині фюзеляжу. Цей тип являє собою кормовий вихід із пасажирської кабіни через герметичну перегородку і через конус фюзеляжу, що відкривається в кормовій частині. Засіб відкриття має бути простим та очевидним і відкриватися за одну операцію.

(7) Тип А. Цей тип є виходом на рівні підлоги з прямокутним отвором розміром не менше 106,7 см (42 дюйми) завширшки та 182,9 см (72 дюйми) заввишки, з радіусами кутів не більше 17,8 см (7 дюймів).

(8) Тип В. Цей тип є виходом на рівні підлоги з прямокутним отвором розміром не менше 81,3 см (32 дюйми) завширшки та 182,9 см (72 дюйми) заввишки, з кутовими радіусами не більше 15,3 см (6 дюймів).

(9) Тип С. Цей тип є виходом на рівні підлоги з прямокутним отвором розміром не менше 76,2 см (30 дюймів) завширшки та 121,9 см (48 дюймів) заввишки, з радіусами кутів не більше 25,4 см (10 дюймів).

(b) Відстань кроку вниз. Відстань кроку вниз означає фактичну відстань між нижньою частиною необхідного отвору та придатною для використання опорою для ніг, що виходить із фюзеляжу, яка є достатньо великою, щоб її можна було знайти без огляду чи обмацування.

(c) Великі виходи. Отвори, більші за вказані в цьому пункті, незалежно від того, мають вони прямокутну форму чи ні, можуть використовуватися, якщо зазначений прямокутний отвір вписується в отвір, а основа вписаного прямокутного отвору відповідає визначеним висотам підйому та спуску.

(d) Асиметрія. Виходи не обов'язково мають бути розташовані діаметрально протилежно один одному або мати однаковий розмір; однак кількість пасажирських місць, обумовлена в підпункті (g) цього пункту, базується на меншому з двох виходів.

(e) Однорідність. Виходи мають бути розподілені настільки рівномірно, наскільки це можливо, з урахуванням розподілу пасажирських крісел (див. АМС 25.807(e)).

(f) Розташування (див. АМС 25.807(f)).

(1) Кожен необхідний аварійний вихід має бути доступним для пасажирів і розташовуватися там, де може забезпечити найбільш ефективний спосіб евакуації пасажирів.

(2) Якщо передбачено лише по одному виходу на рівні підлоги з кожного боку, а на літаку немає виходу у хвостовій частині або підфюзеляжного аварійного виходу, то виходи на рівні підлоги мають бути розташовані в задній частині пасажирського відсіку, якщо інше розташування не забезпечує більш ефективну евакуацію пасажирів.

(3) Якщо передбачено більше, ніж по одному виходу на рівні підлоги з кожного боку, а літак не має комбінованої конфігурації для вантажу та пасажирів, то принаймні по одному виходу на рівні підлоги має бути з кожного боку біля кожного кінця салону.

(4) Для літака, який має більше одного аварійного виходу для пасажирів з кожного боку фюзеляжу, відстань між будь-якими двома суміжними виходами на одній стороні тієї ж палуби фюзеляжу, виміряна паралельно до поздовжньої осі літака між найближчими краями, не має перевищувати 18,3 м (60 футів).

(g) Необхідний тип і кількість. Максимальна кількість пасажирських місць залежить від типу й кількості виходів, установлених з кожного боку фюзеляжу. За винятком додаткових обмежень у підпунктах (g)(1)–(g)(9) цього пункту, максимальна кількість пасажирських місць для кожного виходу певного типу, установленого з кожного боку фюзеляжу, є такою:

Тип А	110
Тип В	75
Тип С	55
Тип І	45
Тип ІІ	40
Тип ІІІ	35
Тип ІV	9

(1) Для конфігурації з кількістю пасажирських місць від 1 до 9 має бути принаймні один вихід над крилом типу IV або виходи більшого розміру з кожного боку фюзеляжу або, якщо виходи над крилом не передбачено, принаймні по одному виходу з кожного боку, розміри яких відповідають мінімальним розмірам виходу типу III.

(2) Для конфігурації з кількістю пасажирських місць більше 9 кожен вихід має бути типу III або більшого розміру.

(3) Для конфігурації з кількістю пасажирських місць від 10 до 19 має бути принаймні по одному виходу типу III або більшого розміру з кожного боку фюзеляжу.

(4) Для конфігурації з кількістю пасажирських місць від 20 до 40 має бути щонайменше по два виходи, один з яких має бути типу II або більшого розміру, з кожного боку фюзеляжу.

(5) Для конфігурації пасажирських місць від 41 до 110 має бути принаймні два виходи, один з яких має бути типу I або більшого, з кожного боку фюзеляжу.

(6) Для конфігурації з кількістю пасажирських місць понад 110 з кожного боку фюзеляжу має бути щонайменше по два аварійні виходи типу I або більшого розміру.

(7) Загальна максимальна кількість пасажирських місць, допустима для всіх виходів типу III, становить 70, а загальна максимальна кількість пасажирських місць, допустима для двох виходів типу III з кожного боку фюзеляжу, розділених менш ніж трьома рядами пасажирських місць, становить 65.

(8) Якщо встановлено вихід типу А, типу В або типу С, то з кожного боку фюзеляжу має бути принаймні по два виходи типу С або більше.

(9) Якщо встановлено пасажирський підфюзеляжний вихід або вихід у хвостовій частині фюзеляжу, і цей вихід забезпечує принаймні таку саму швидкість виходу, що й вихід типу III, у найбільш несприятливих умовах відкриття виходу, які можуть виникнути внаслідок відмови однієї або кількох опор шасі, допускається збільшення кількості пасажирських місць:

(i) для підфюзеляжного виходу – 12 додаткових пасажирських місць;

(ii) для виходу в хвостовій частині фюзеляжу, який містить отвір на рівні підлоги розміром не менше 50,8 см (20 дюймів) завширшки та 152,4 см (60 дюймів) заввишки, з кутовими радіусами не більше 17,8 см (7 дюймів), що бере участь у сприйнятті навантажень унаслідок наддуву фюзеляжу та оснащений схваленими допоміжними засобами відповідно до CS 25.810(a), – 25 додаткових пасажирських місць;

(iii) для виходу в хвостовій частині фюзеляжу, що бере участь у сприйнятті навантажень унаслідок наддуву фюзеляжу, або принаймні еквівалентний аварійному виходу типу III за розмірами та висотою сходинок, а також з верхньою частиною отвору не менше ніж 142,2 см (56 дюймів) від підлоги пасажирського салону, – 15 додаткових пасажирських місць.

(h) Інші виходи. Виходи, перелічені нижче, також мають відповідати вимогам до аварійних виходів CS 25.809–25.812 і мають бути легкодоступними:

(1) Кожен аварійний вихід у пасажирському салоні, виконаний понад мінімальну необхідну кількість аварійних виходів.

(2) Будь-які інші двері або вихід на рівні підлоги, які є доступними з салону і мають такі ж розміри або більші, ніж вихід типу II, але завширшки менше 116,8 см (46 дюймів).

(3) Будь-який інший підфюзеляжний вихід або вихід у хвостовій частині фюзеляжу для пасажирів.

(i) Закриття запасних виходів для пасажирів. Незалежно від того, чи потребується сертифікація приводнення, евакуаційні виходи мають відповідати таким умовам, якщо аварійні виходи, які обумовлені в підпункті (g) цього пункту, уже не відповідають їм:

(1) Для літаків із дев'ятьма пасажирськими місцями або менше, за винятком місць для пілотів, – по одному виходу над ватерлінією з кожного боку літака, розміри яких щонайменше відповідають розмірам виходу типу IV.

(2) Для літаків, які мають 10 або більше пасажирських місць, за винятком місць для пілотів, – один вихід над ватерлінією з одного боку літака, розмір якого щонайменше відповідає розмірам виходу типу III для кожного блока (або частини блока) з 35 пасажирськими місцями, але не менше двох таких виходів у пасажирському салоні, по одному з кожного боку літака. Співвідношення кількості пасажирських місць і виходів можна збільшити шляхом використання більших виходів або інших засобів за умови, якщо буде показано, що процес евакуації було відповідно покращено.

(3) Якщо неможливо розташувати бічні виходи над ватерлінією, їх необхідно замінити такою ж кількістю легкодоступних верхніх люків з розміром, не меншим за розмір виходу типу III, за винятком літаків із кількістю пасажирських місць 35 або менше, за винятком місць для пілотів, два бічні виходи типу III мають бути замінені лише одним верхнім люком.

(j) Аварійні виходи льотного екіпажу. Для літаків, у яких через близькість евакуаційних виходів для пасажирів до зони льотного екіпажу не забезпечуються зручні й легкодоступні засоби евакуації льотного екіпажу, а також для всіх літаків, що містять понад 20 пасажирських місць, виходи для льотного екіпажу мають бути розташовані в зоні льотного екіпажу і мати достатній розмір для швидкої евакуації екіпажу. Має бути по одному виходу з кожного боку літака або, як альтернатива, – один верхній люк. Кожен вихід має бути безперешкодним, мати вигляд прямокутного отвору з розмірами щонайменше 48,3 × 50,8 см (19 × 20 дюймів), за винятком випадків, коли задовільна придатність виходу може бути продемонстрована типовим членом екіпажу.

### **АМС 25.807 Аварійні виходи**

Термін «безперешкодний» стосується простору між суміжною стінкою (стінками) та/або пасажирським кріслом (кріслами), причому враховують, що спинка крісла знаходиться в найбільш несприятливому положенні у

вертикальній проєкції від рівня підлоги до зазначеної мінімальної висоти виходу.

Відповідні частини консультативного циркуляра FAA (AC) 25-17A, Зміна 1, Посібник з ударостійкості салону транспортного літака від 24.05.2016 прийняті Агентством як такі, що забезпечують відповідність до вимог CS 25.807.

Вищезазначене словосполучення «відповідні частини» означає «частини Зміни 1 AC 25-17A, які стосуються відповідного пункту FAR/CS-25».

### **АМС 25.807(f) Аварійні виходи для пасажирів**

Оптимальне розташування виходів типів I, II та III у носовій і хвостовій частинах має бути узгоджено між заявником та агентством з урахуванням такого:

a. різна ймовірність пошкодження частин фюзеляжу в умовах аварійної посадки;

b. необхідність уникнути необхідності евакуації пасажирів з літака, де можуть існувати небезпечні умови (розлив палива, гарячі частини двигуна тощо).

### **АМС 25.807(e) Одноманітність аварійних виходів**

Консультативний циркуляр FAA 25.807-1 «Уніфікований розподіл виходів» від 13.08.90 прийнято EASA як прийнятний засіб відповідності вимогам CS 25.807(e). Однак цей консультативний циркуляр не містить указівок для літаків, що мають одну пару аварійних виходів. Для цих літаків забезпечення того, що відстань між кріслом і виходом залишається в прийнятних межах згідно з наведеними нижче критеріями, є прийнятним засобом відповідності вимогам CS 25.807(e).

Кожне пасажирське крісло є прийнятним для використання під час руління, зльоту чи посадки, та має бути розташоване таким чином, щоб:

(i) воно знаходилось у межах 9,14 м (30 футів) від найближчого аварійного виходу з одного боку фюзеляжу та в межах 13,72 м (45 футів) від найближчого аварійного виходу з іншого боку фюзеляжу;

(ii) особа, яка перебуває на цьому сидінні, мала можливість пройти до аварійного виходу з лівого або правого боку фюзеляжу, залишаючись у всіх точках шляху в межах 9,14 м (30 футів) від аварійного виходу з одного боку фюзеляжу та в межах 13,72 м (45 футів) від аварійного виходу з іншого боку фюзеляжу. Під час розрахунку відстані від пасажирського сидіння або від будь-якої точки на шляху пасажир до аварійного виходу цю відстань слід брати як загальну поздовжню відстань (тобто виміряну паралельно до поздовжньої осі літака), яку той, хто евакуюється, має подолати, щоб дістатися до відповідного аварійного виходу (тобто слід урахувати всі необхідні зміни напрямку руху. Як початкову точку для

відстані від пасажирського крісла беруть передній край нижньої подушки сидіння на осьовій лінії в будь-якому положенні цього крісла.

Кінцевою точкою в кожному випадку слід уважати найближчий край отвору аварійного виходу у фюзеляжі. Для літаків з кількістю пасажирських місць 19 або менше потребується лише одна пара аварійних виходів. Однак у таких літаках можуть бути встановлені додаткові виходи, які мають відповідати вимогам CS 25.807(h), але не правилу 18,3 м (60 футів) CS 25.807(f)(4). Відстань між кожним пасажирським кріслом і найближчим доступним аварійним виходом може бути визначена з урахуванням усіх доступних аварійних виходів, включаючи ті, що розглядаються в CS 25.807(h).

На літаку, що проєктується для перевезення 100 пасажирів, з урахуванням вимог CS-25 як аварійні виходи передбачено двоє дверей розмірами 850 × 1830 мм, і розташовані по лівому борту на початку і в кінці фюзеляжу. По правому борту симетрично відносно базової площини літака розташовано двері розміром 850 × 1530 мм. Крім того, передбачено два аварійні люки розміром 510 × 1000 мм для евакуації пасажирів з виходом на праву й ліву консолі крила літака. Для аварійної евакуації пілотів у верхній частині кабіни екіпажу виконано аварійний люк розміром 510 × 510 мм.

Фюзеляж у зоні вирізу під центроплан і ніші шасі посилено кільвовою балкою (рисунок 163).

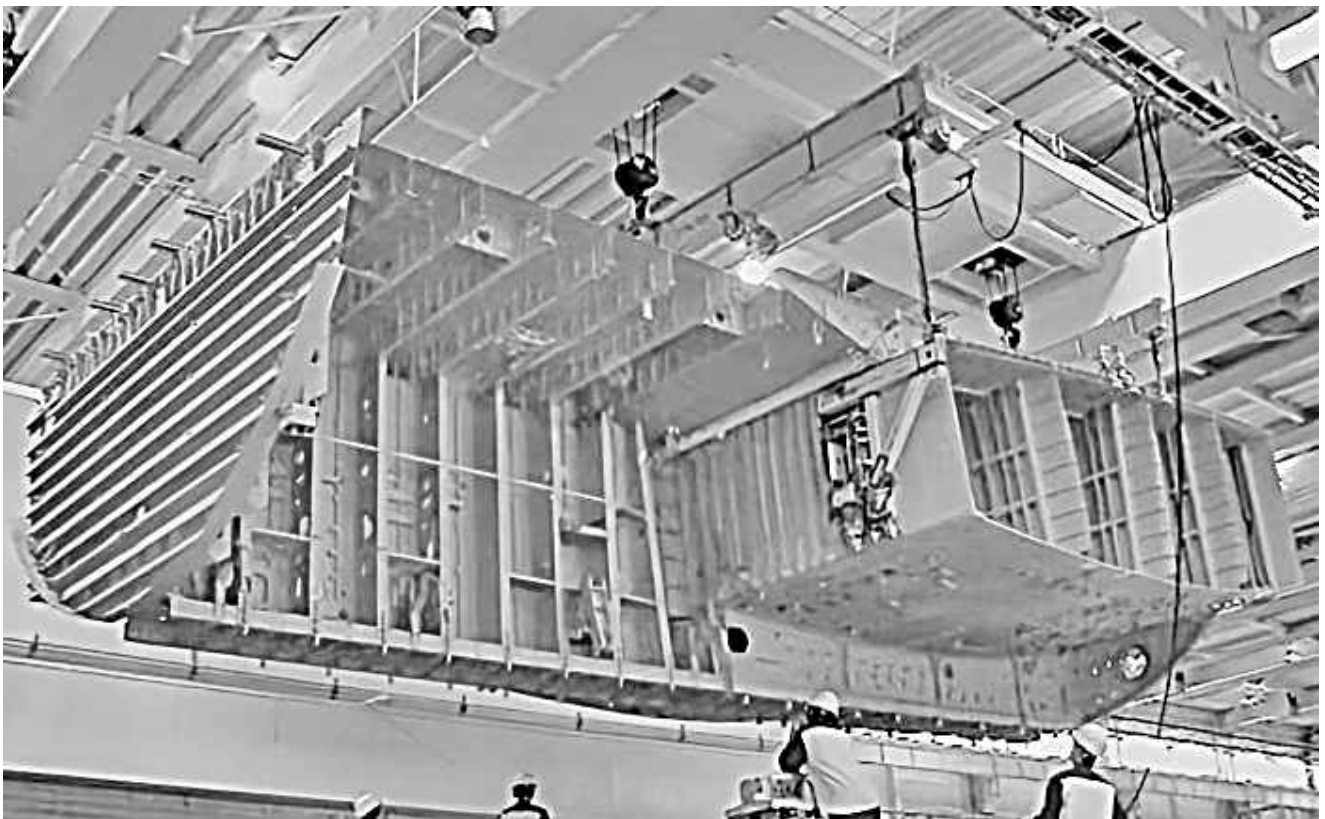


Рисунок 163 – Кільвова балка у зоні вирізу в фюзеляжі під центроплан і ніші шасі літака Boeing 777 [161]

### 9.3 Конструктивно-силова схема горизонтального оперення

КСС горизонтального оперення (рисунок 164) – дволонжеронна схема з діючою обшивкою. Обшивка підкріплена стрингерним набором, розташованим із кроком 95 мм. Передній лонжерон проходить на відстані 27 % довжини хорди від носка, задній – на відстані 64 %. Нервюри № 2, 5, 8, 11 – посилені, тому що на них знаходяться вузли навішування руля висоти. Крок нервюр становить 450 мм.

З метою зменшення маси руля висоти виконують з композиційних матеріалів зі стільниковим заповнювачем. На відстані 20 % від носка руля висоти знаходиться його вісь обертання, а на відстані 28 % – лонжерон. Зазор між рулем висоти і фюзеляжем становить 10 мм.

Стабілізатор є переставним. Система його перестановки розташована на шпангоуті № 58. На кінцевій частині руля висоти розташовано стікачі статичного заряду.

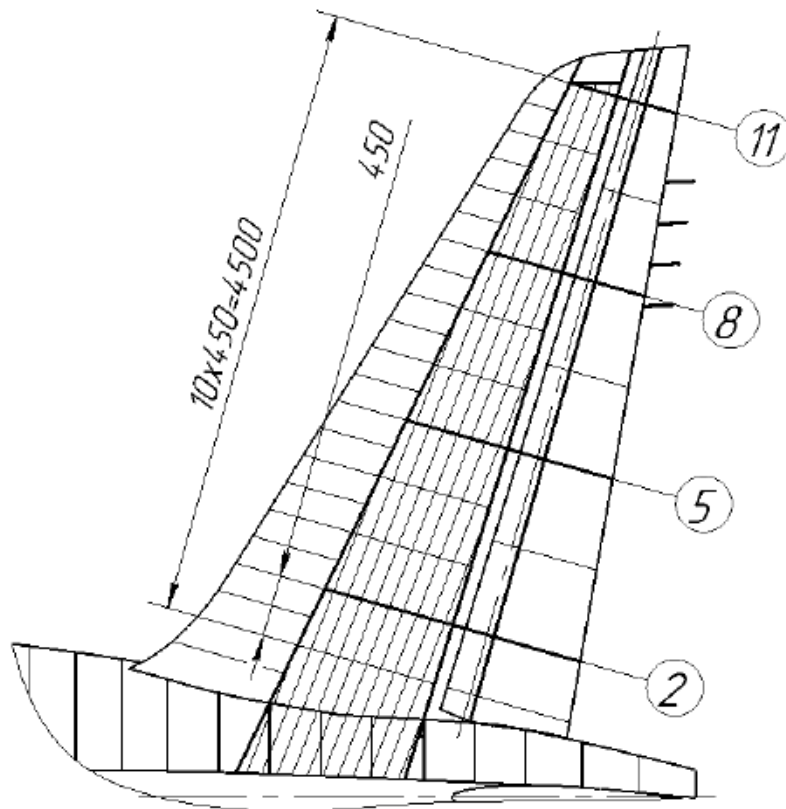


Рисунок 164 – Конструктивно-силова схема горизонтального оперення

Горизонтальне оперення за допомогою стикових вузлів може кріпитися до відповідних стикових вузлів фюзеляжу. У цьому випадку кут установлення ГО відносно фюзеляжу в процесі експлуатації залишається незмінним.

На сучасних цивільних літаках, у тому числі на літаках Boeing і Airbus, здебільшого застосовується переставне горизонтальне оперення (рисунок 165).

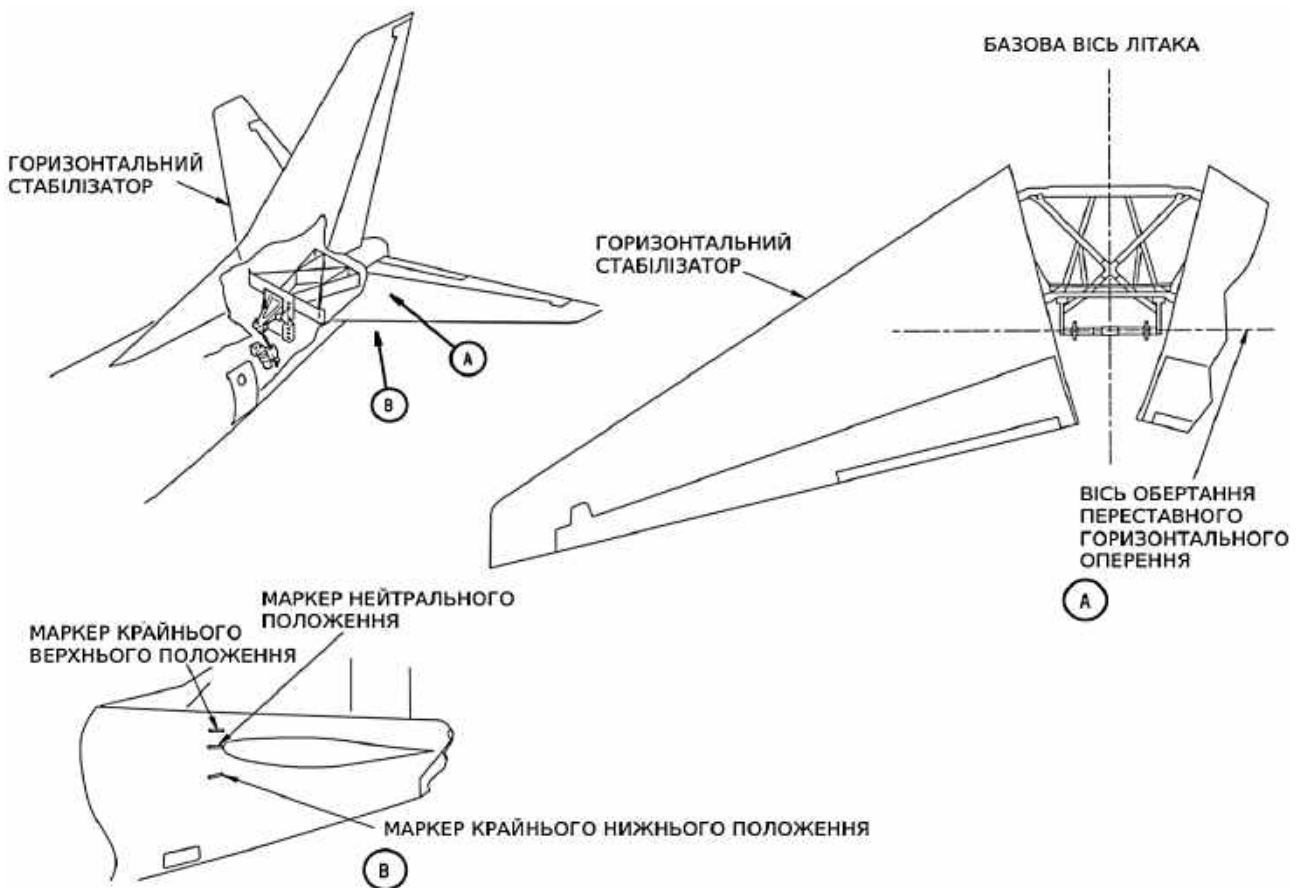


Рисунок 165 – Схема переставного горизонтального оперення літака Boeing 737NG [162]

Таке оперення може складатися з центральної зіркоподібної частини, розташованої по базовій осі літака, і двох горизонтальних стабілізаторів (правої та лівої консолей переставного горизонтального оперення), показаних на рисунку 166.

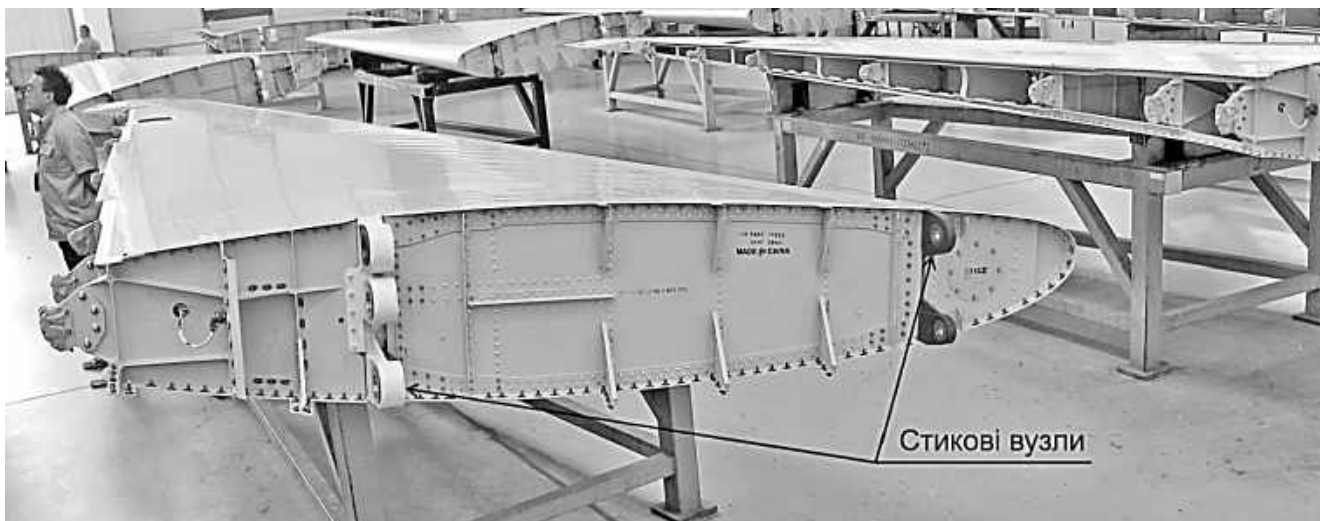


Рисунок 166 – Горизонтальний стабілізатор літака Boeing 737NG (консоль переставного горизонтального оперення) і стикові вузли під'єднання до центральної зіркоподібної частини [163]



Вигляд стикових вузлів на центральній зіркоподібній частині переставного стабілізатора показано на рисунку 167.



Рисунок 167 – Заміна втулок кріплення горизонтального стабілізатора літака Boeing 737-700 [164]

На рисунку 168 зображено стикові вузли та вирізи в фюзеляжі для під'єднання вертикального оперення та переставного горизонтального оперення літака Boeing 737NG.

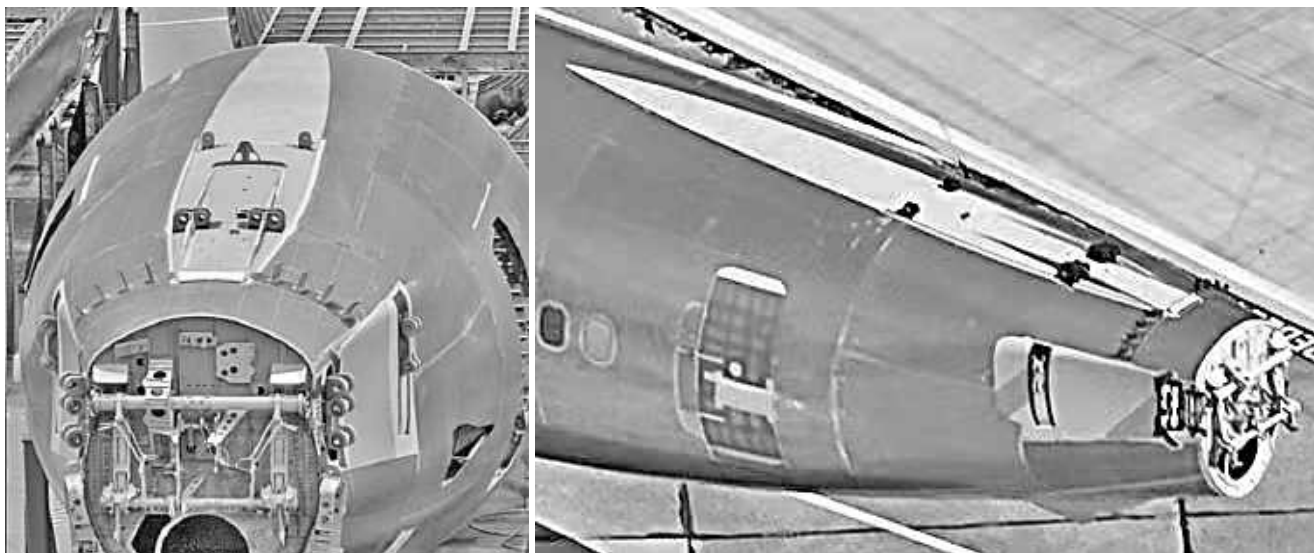


Рисунок 168 – Хвостова частина літака Boeing 737NG (на фото зліва) і фюзеляж літака Boeing 737MAX (на фото справа) з вирізами в хвостовій частині під переставне горизонтальне оперення і стиковими вузлами під вертикальне і горизонтальне оперення [165, 166]

Переставне горизонтальне оперення [167] може виготовлятися та встановлюватися на літак цілісним (рисунки 169 і 170).

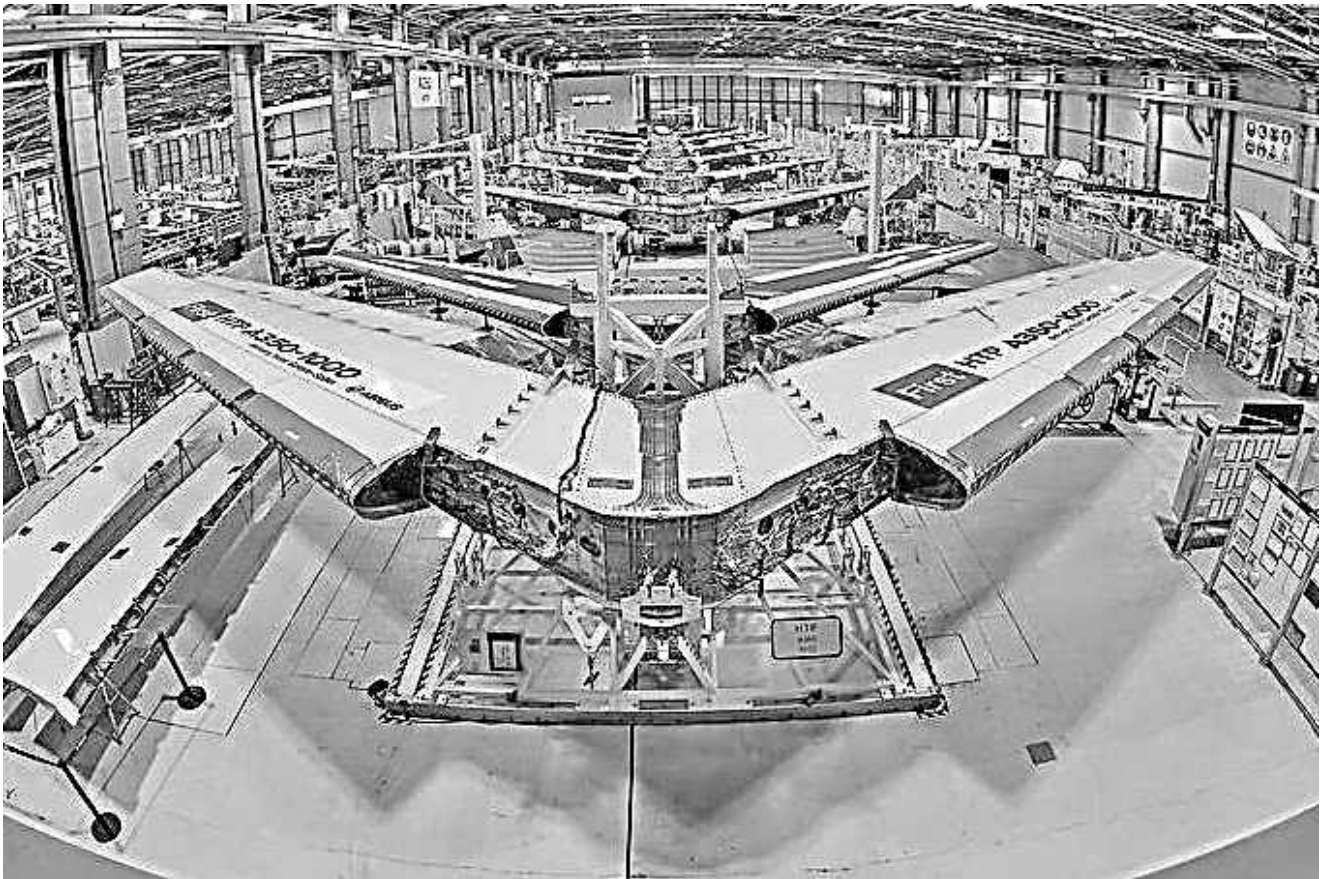


Рисунок 169 – Вигляд зверху цілісного переставного горизонтального оперення літака А350-1000



Рисунок 170 – Вигляд знизу цілісного переставного горизонтального оперення літака А350-1000

На задній частині переставного горизонтального оперення встановлюють рулі висоти.

Кут нахилу переставного горизонтального оперення змінюють за допомогою гвинтового підйомника (домкрата), встановленого на його передній кромці. Гвинтовий підйомник піднімає й опускає передню кромку горизонтального оперення відносно задніх шарнірних стикових вузлів переставного ГО, що не регулюються по висоті [168]. Так працює переставне горизонтальне оперення літака Airbus A320 (рисунок 171).



Рисунок 171 – Гвинтовий підйомник (домкрат), під'єднаний до переднього вузла навішування переставного горизонтального оперення літака Airbus A320 для регулювання кута його нахилу під час експлуатації

На рисунках 172 і 173 показано передні й задні вузли навішування переставного горизонтального оперення літака А320neo.



Рисунок 172 – Передній регульований по висоті вузол кріплення переставного горизонтального оперення літака А320neo (вигляд спереду) [169]



Рисунок 173 – Задні не регульовані по висоті вузли кріплення переставного горизонтального оперення літака А320neo (вигляд ззаду) (двома вертикальними відрізками виділено вузли навішування оперення на вісь його обертання) [170]

Вирізи під переставне горизонтальне оперення у фюзеляжах літаків Airbus A320 і Boeing 787 показано на рисунках 174–176 відповідно.

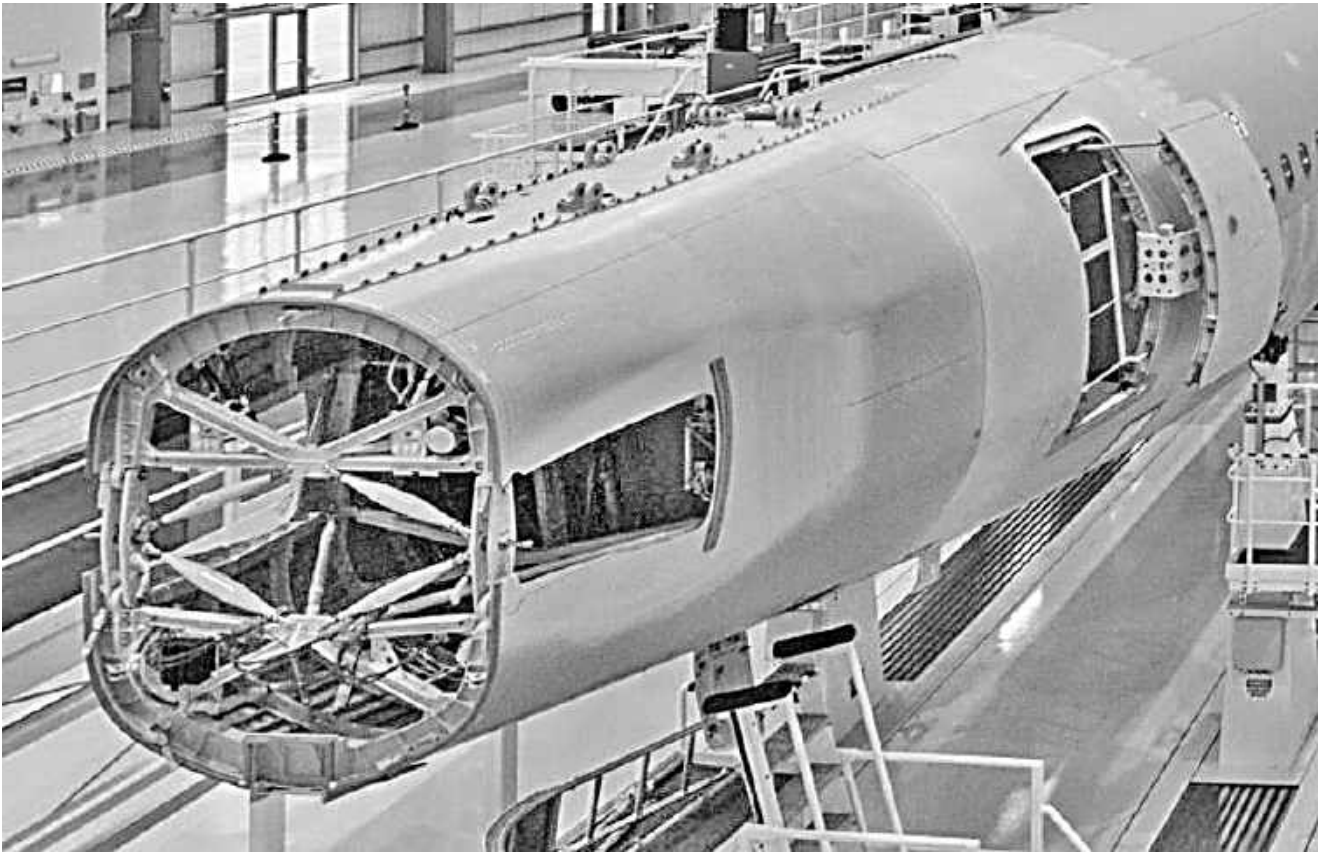


Рисунок 174 – Виріз у фюзеляжі літака Airbus A320 для встановлення переставного горизонтального оперення [171, 172]



Рисунок 175 – Фюзеляж літака Airbus A320 з вирізом у хвостовій частині під переставне горизонтальне оперення [173]



Рисунок 176 – Виріз у фюзеляжі літака Boeing 787 під переставне горизонтальне оперення [174]

Виріз у фюзеляжі під переставне горизонтальне оперення літака Airbus A350 і переставне горизонтальне оперення літака Airbus A380 показано на рисунках 177 і 178 відповідно.



Рисунок 177 – Фюзеляж літака Airbus A350 з вирізом у хвостовій частині під переставне горизонтальне оперення [175]

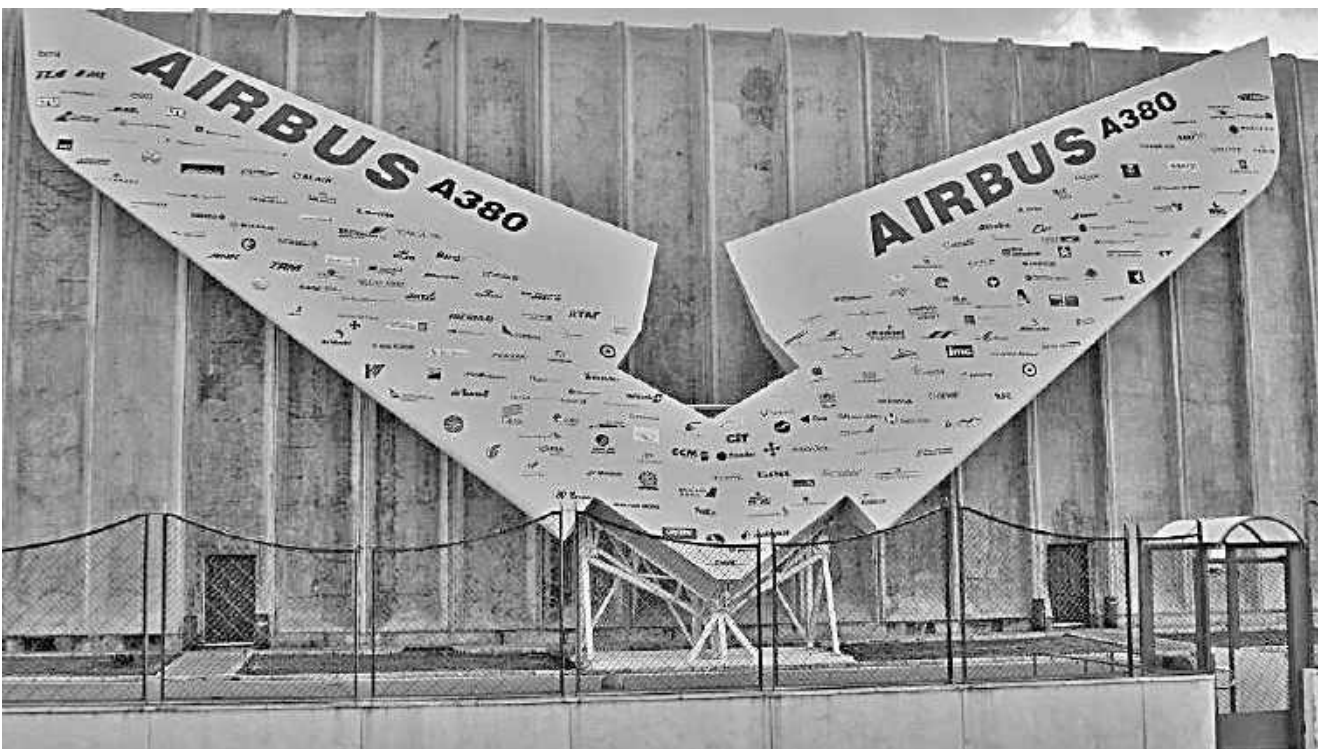


Рисунок 178 – Переставне горизонтальне оперення літака A380 [176]

Вирізи у фюзеляжі під переставне горизонтальне оперення закривають спеціальними накладками, які повертаються разом із оперенням (рисунки 179 і 180).

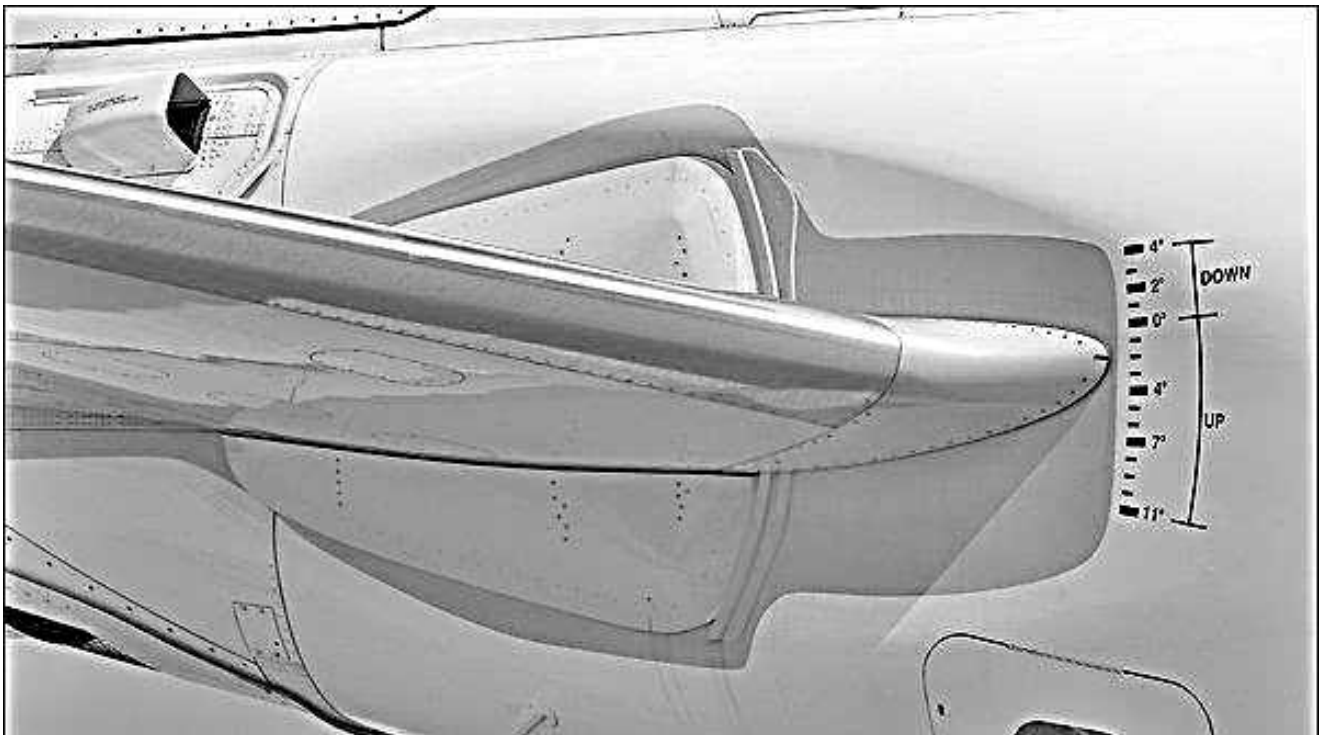


Рисунок 179 – Закрита накладками зона вирізу літака Embraer ERJ-190 [177]



Рисунок 180 – Виріз під переставне горизонтальне оперення у фюзеляжі літака Embraer E170, закритий спеціальними накладками [178]



Спеціальні накладки, що закривають вирізи у фюзеляжі літака Airbus A330-300 під установлення переставного горизонтального оперення, зображено на рисунку 181.

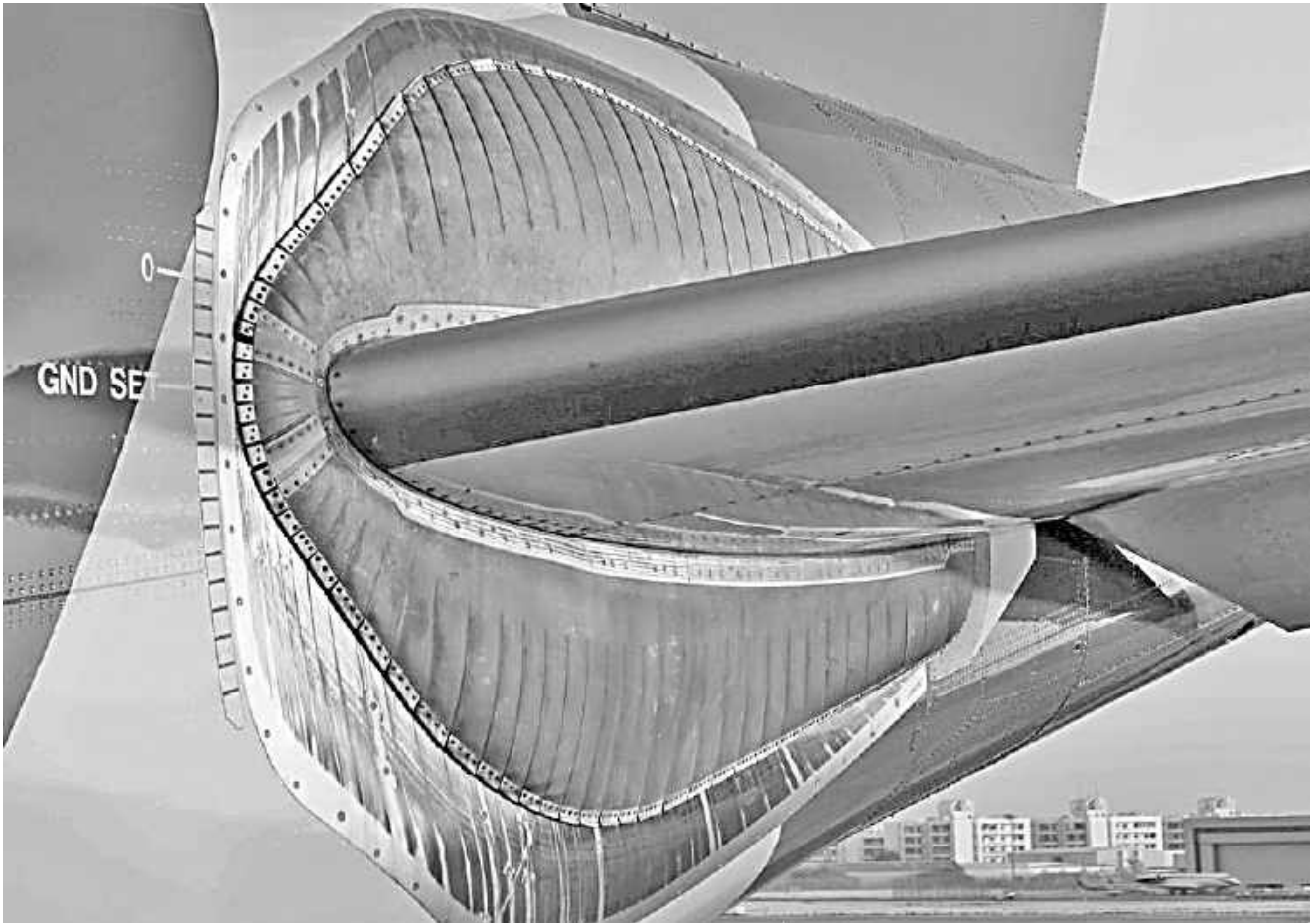


Рисунок 181 – Виріз у фюзеляжі під переставне горизонтальне оперення літака Airbus A330-300, закритий спеціальними накладками [179]

Переставне горизонтальне оперення використовують не тільки для палубного розташування, а й для Т-подібного.

На рисунку 182 показано літак Cessna Citation X, а на рисунку 183 – схему переставного горизонтального оперення цього літака.



Рисунок 182 – Літак Cessna Citation X із Т-подібним переставним ГО [180]

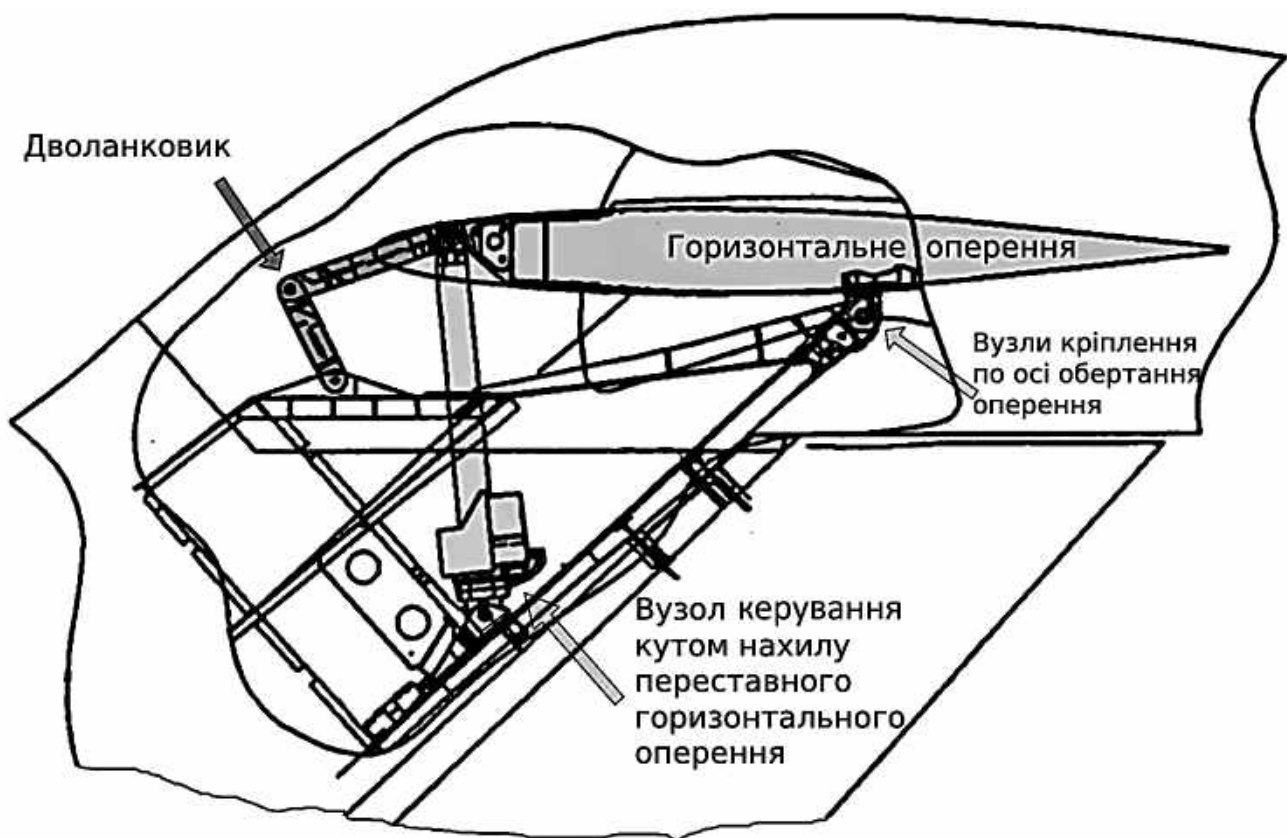


Рисунок 183 – Схема переставного горизонтального оперення адміністративного літака Cessna Citation X [181]

Переставне Т-подібне ГО літака Boeing 727 показано на рисунку 184.



Рисунок 184 – Переставне горизонтальне оперення літака Boeing 727 [182]

На важких літаках для під'єднання до фюзеляжу горизонтального оперення може використовуватися центроплан, подібний центроплану крила (рисунок 185).

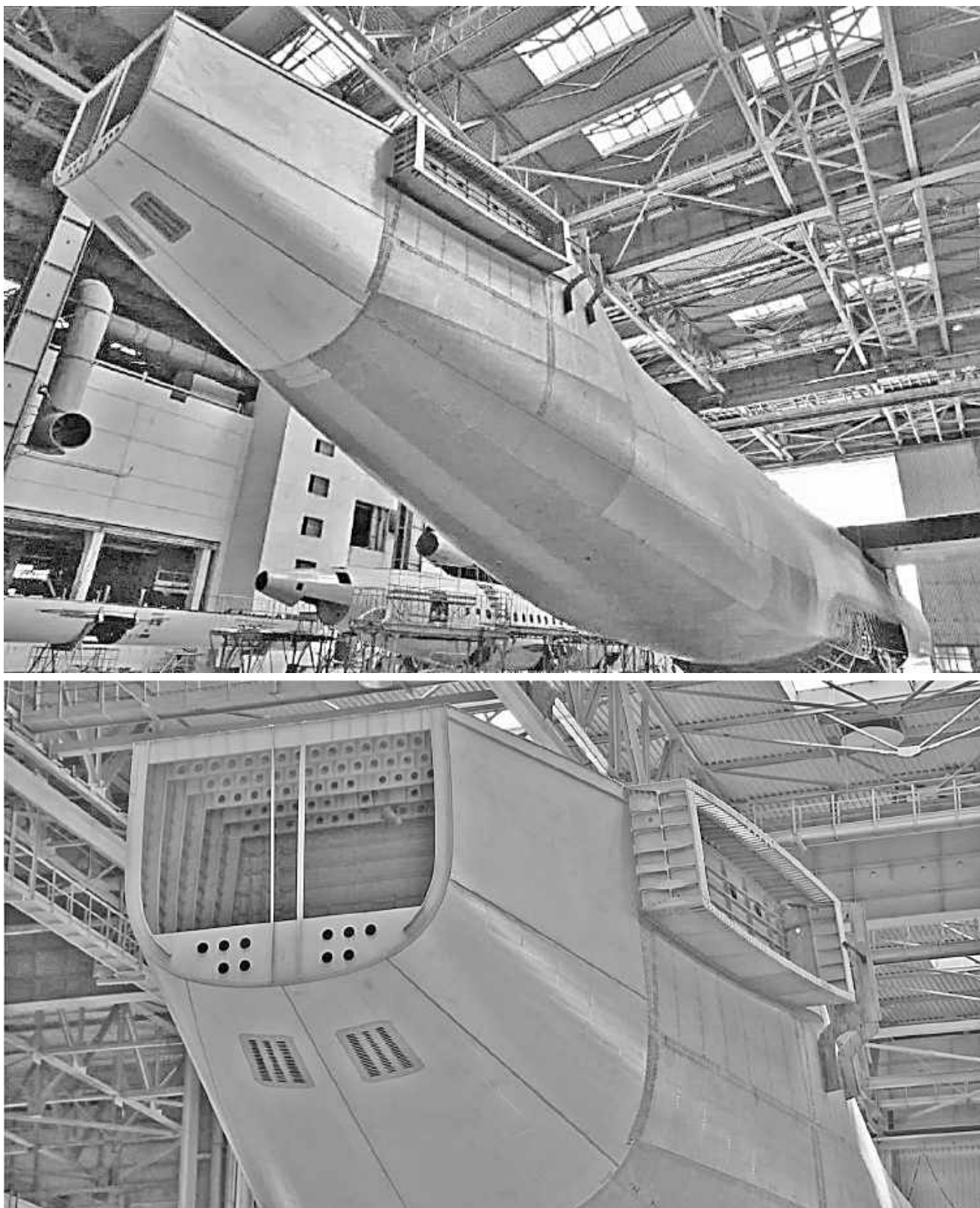


Рисунок 185 – Центроплан горизонтального оперення літака Ан-225 [183, 184]

Під час оформлення конструктивно-силової схеми літака на вигляді збоку в межах цієї роботи крило літака не вказують. Потрібно показати лише центроплан. Вигляд центропланів літаків Ан-225, Ан-124-100 та Ил-76 показано на рисунках 186–188 відповідно.

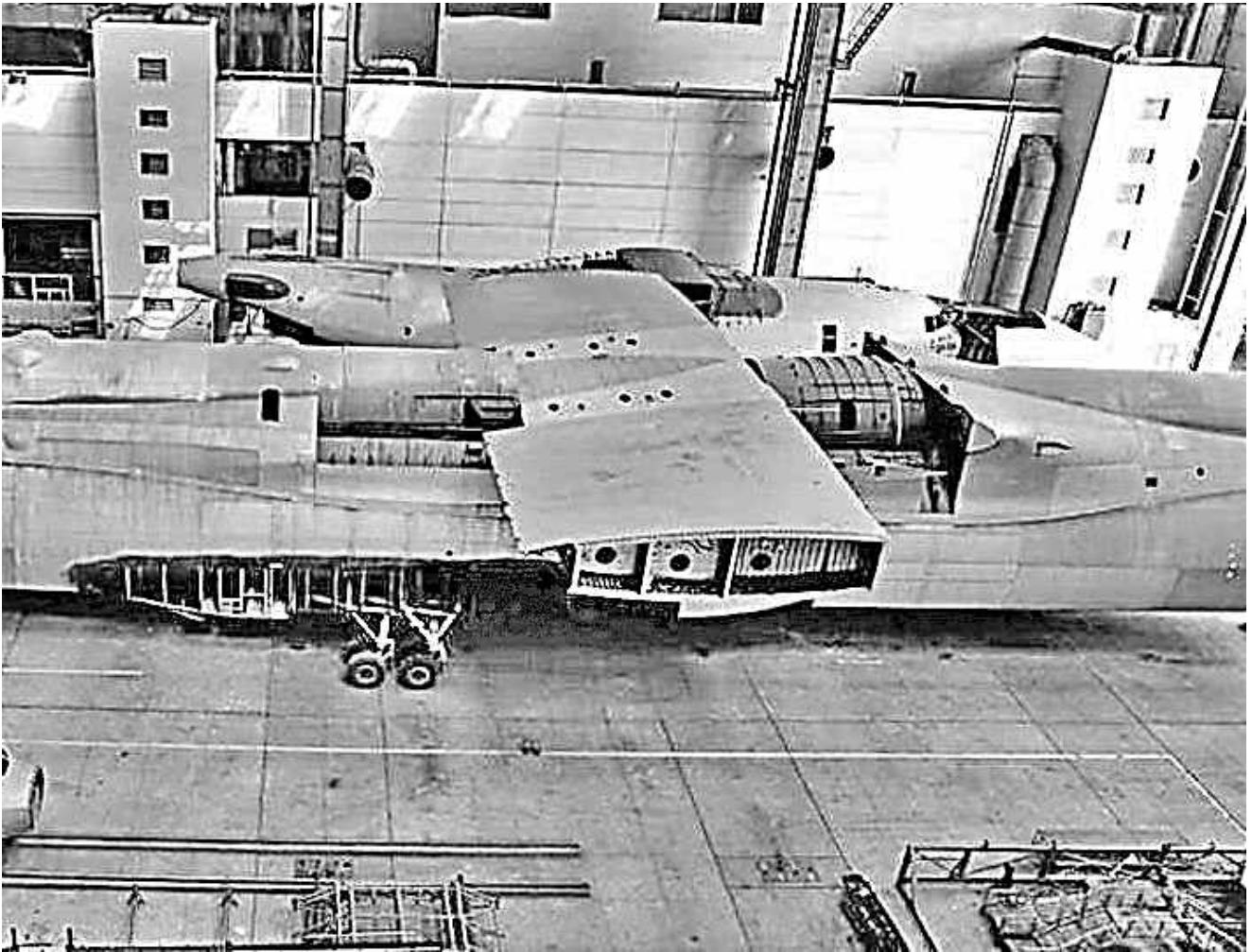


Рисунок 186 – Центроплан літака Ан-225 [185]

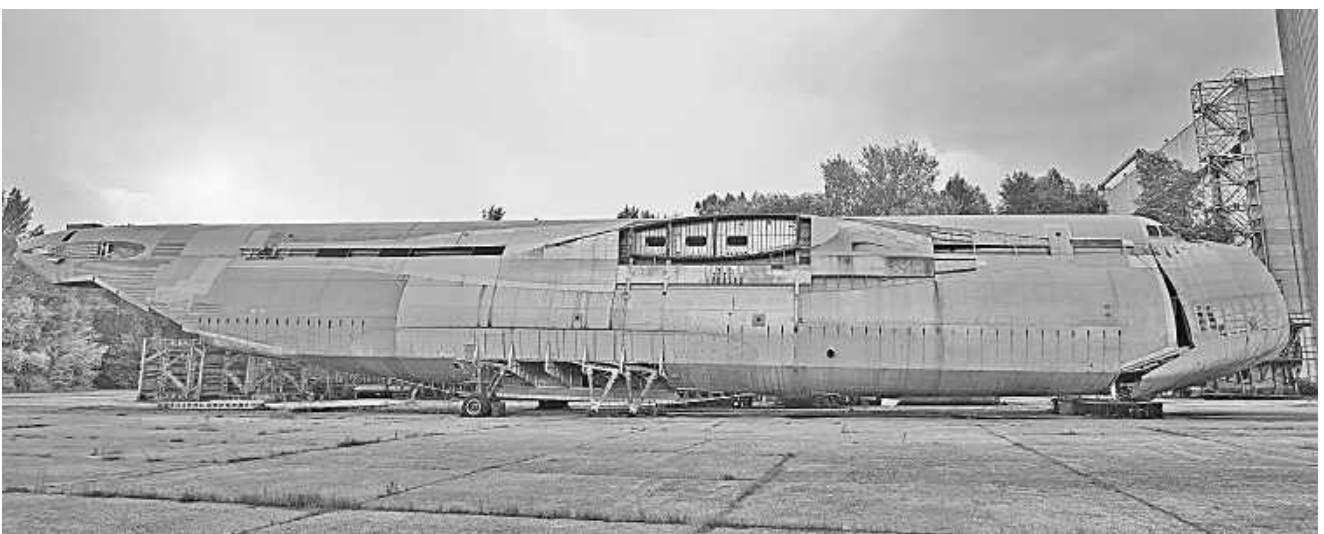


Рисунок 187 – Центроплан літака Ан-124-100 [186]



Рисунок 188 – Центроплан літака Ил-76 [187]

#### 9.4 Конструктивно-силова схема вертикального оперення

КСС вертикального оперення (рисунок 189) – дволонжеронна схема з діючою обшивкою, підкріпленою стрингерним набором. Відстань між стрингерами становить 95 мм. Передній лонжерон проходить на відстані 25 % від носка хорди, другий – на відстані 62 %. Нервюри № 3, 7, 10, 13 – посилені, оскільки на них розміщено вузли кріплення руля напрямку. Перша нервюра, що проходить від стику заднього лонжерона кіля зі шпангоутом № 62, є підкріплювальною. Відстань між нервюрами становить 450 мм.

Для зменшення маси руля напрямку виготовляють з композиційних матеріалів зі стільниковим заповнювачем. На відстані 20 % від носка руля висоти знаходиться його вісь обертання, а на відстані 28 % – лонжерон. Зазор між рулем напрямку і фюзеляжем становить 10 мм. На кінцевій частині руля напрямку розташовано стікачі статичного заряду.

Завдяки застосуванню форкіля, який працює на великих кутах атаки, покращується обтікання вертикального оперення та відбувається сприятливий вплив на стійкість літака по каналу ковзання [70].

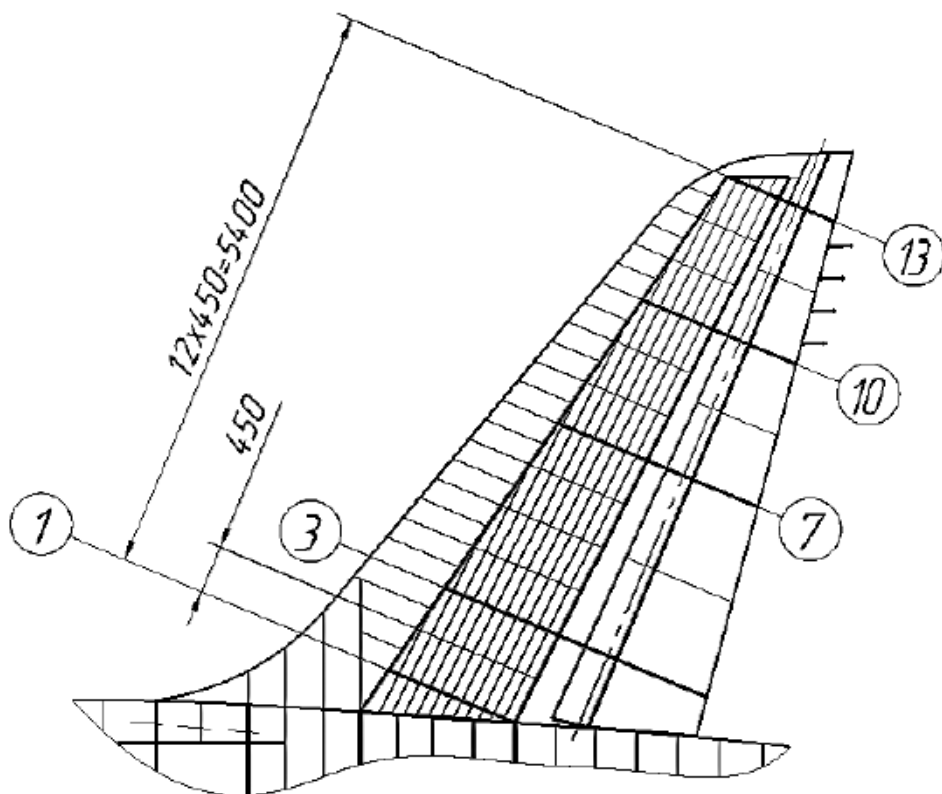


Рисунок 189 – Конструктивно-силова схема вертикального оперення

Аналогічну конструкцію форкіля й вертикального оперення зображено на фрагменті схеми кіля (рисунок 190) і на фото кіля й форкіля літака Boeing 737 (рисунок 191).

Стикові вузли кріплення лонжеронів кіля до шпангоутів фюзеляжу

Структура обтічника форкіля

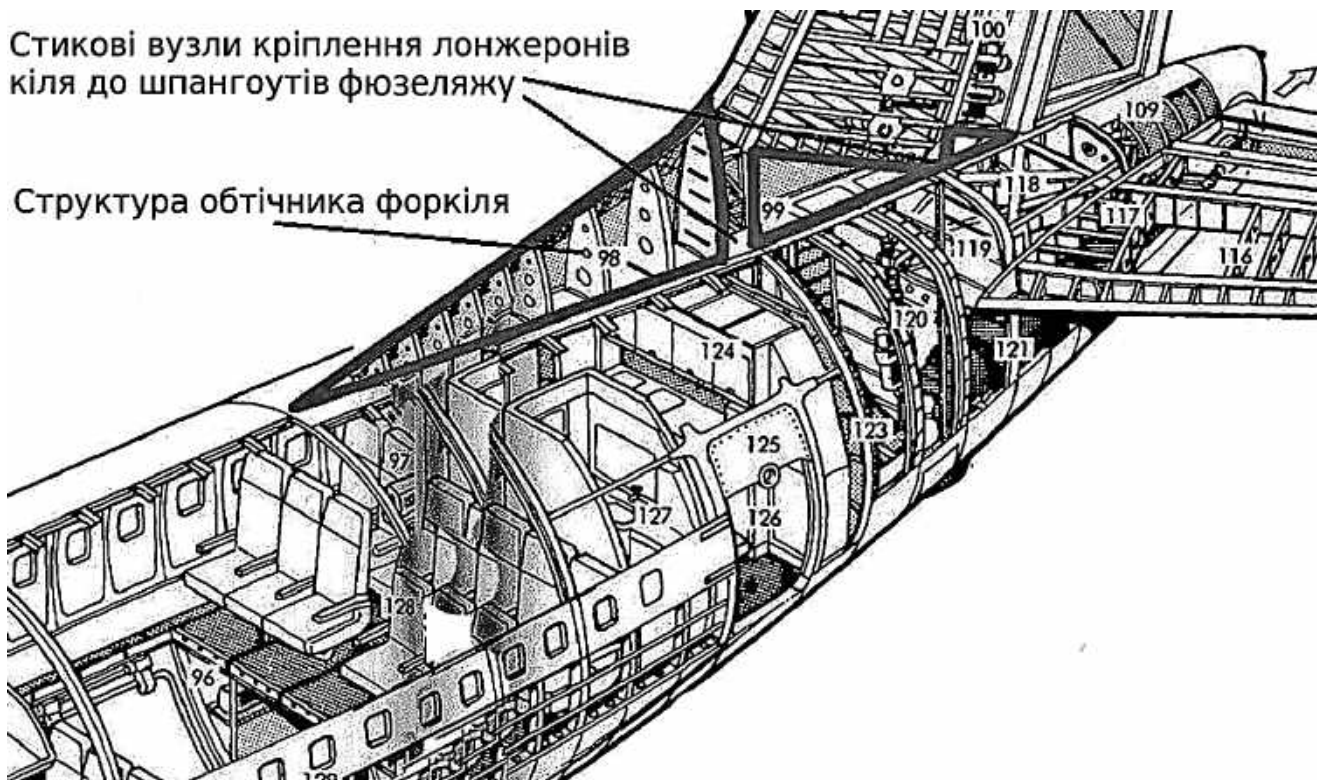


Рисунок 190 – Схема кіля літака Boeing 737 [188]



Рисунок 191 – Кіль і форкіль літака Boeing 737 [189]

Декілька прикладів схем літаків показано на рисунках 192–202.

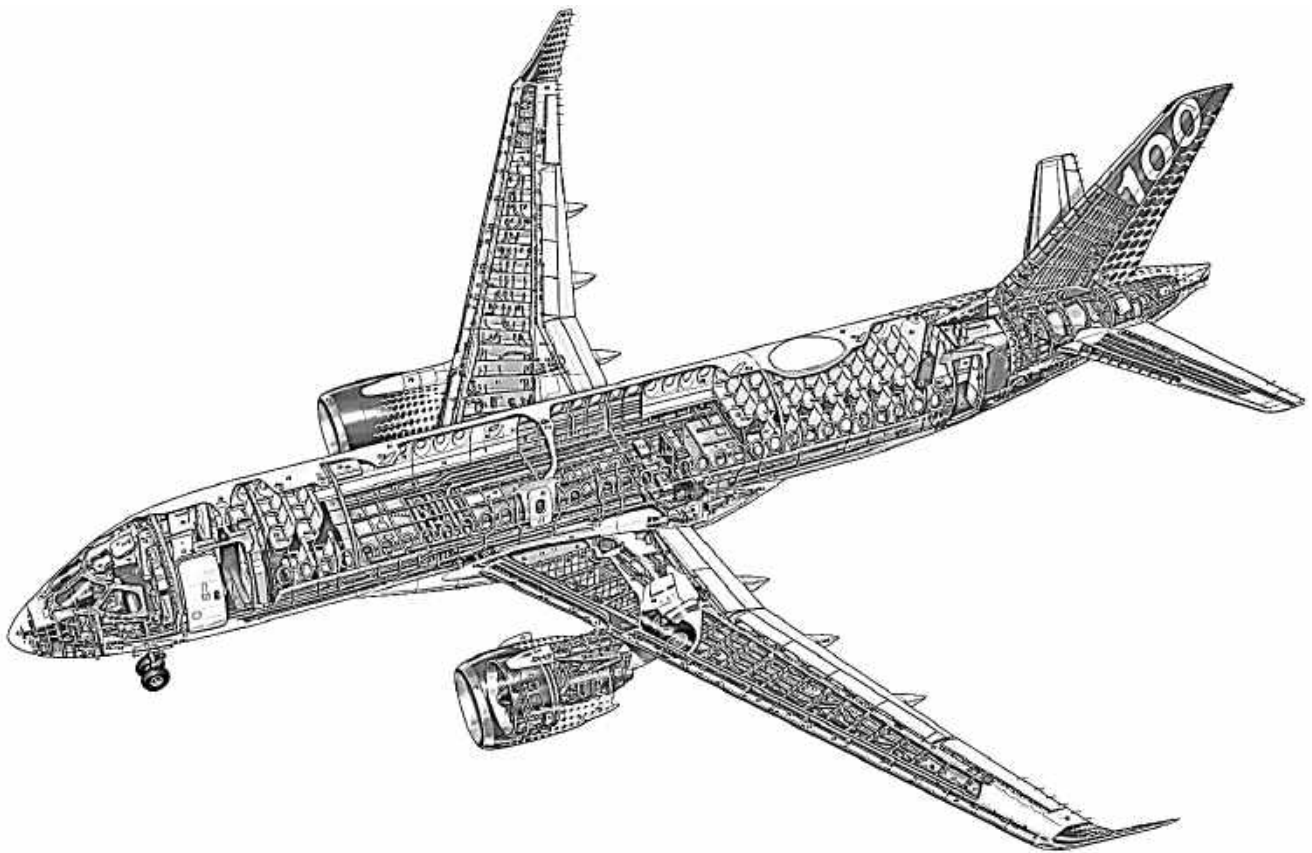


Рисунок 192 – Схема літака Airbus A220-100 [190]

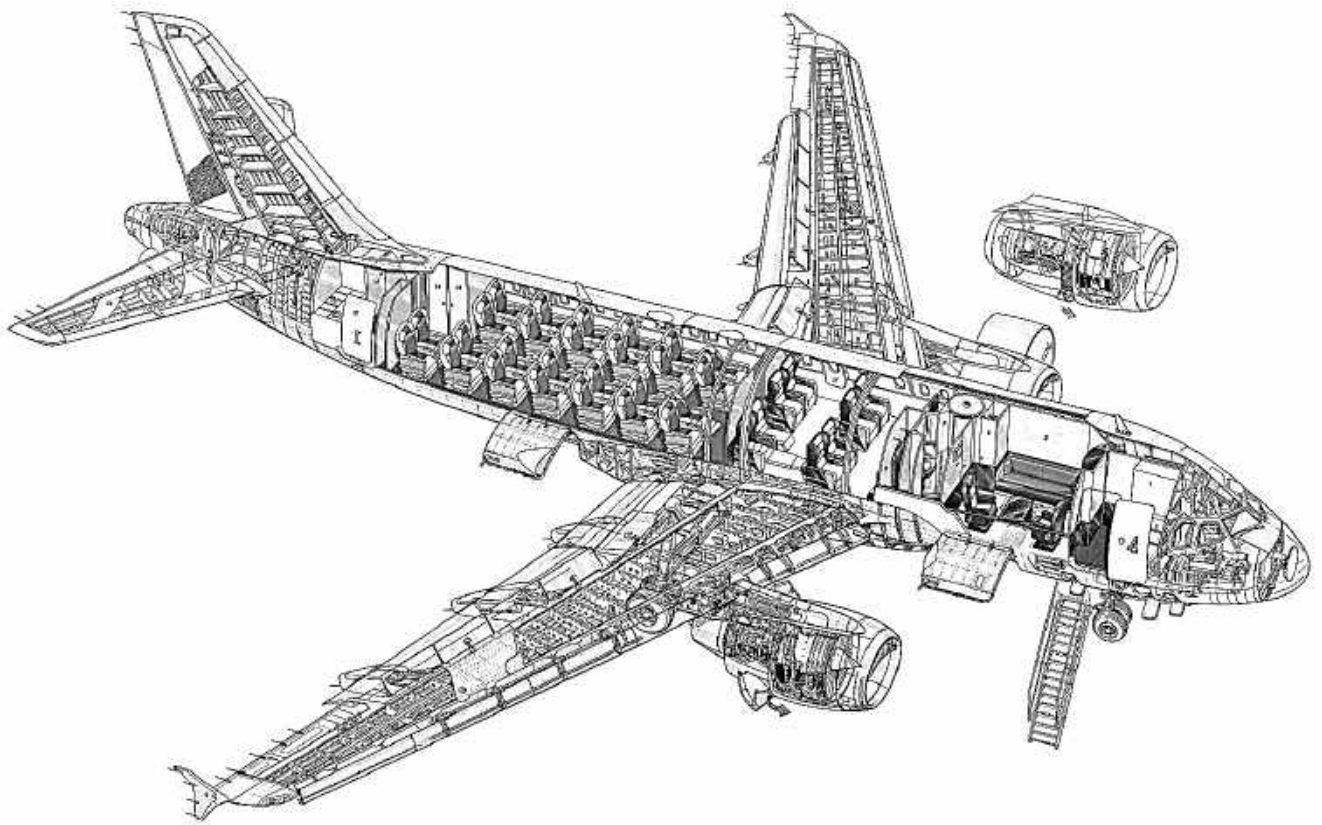


Рисунок 193 – Схема літака Airbus A319 [191]

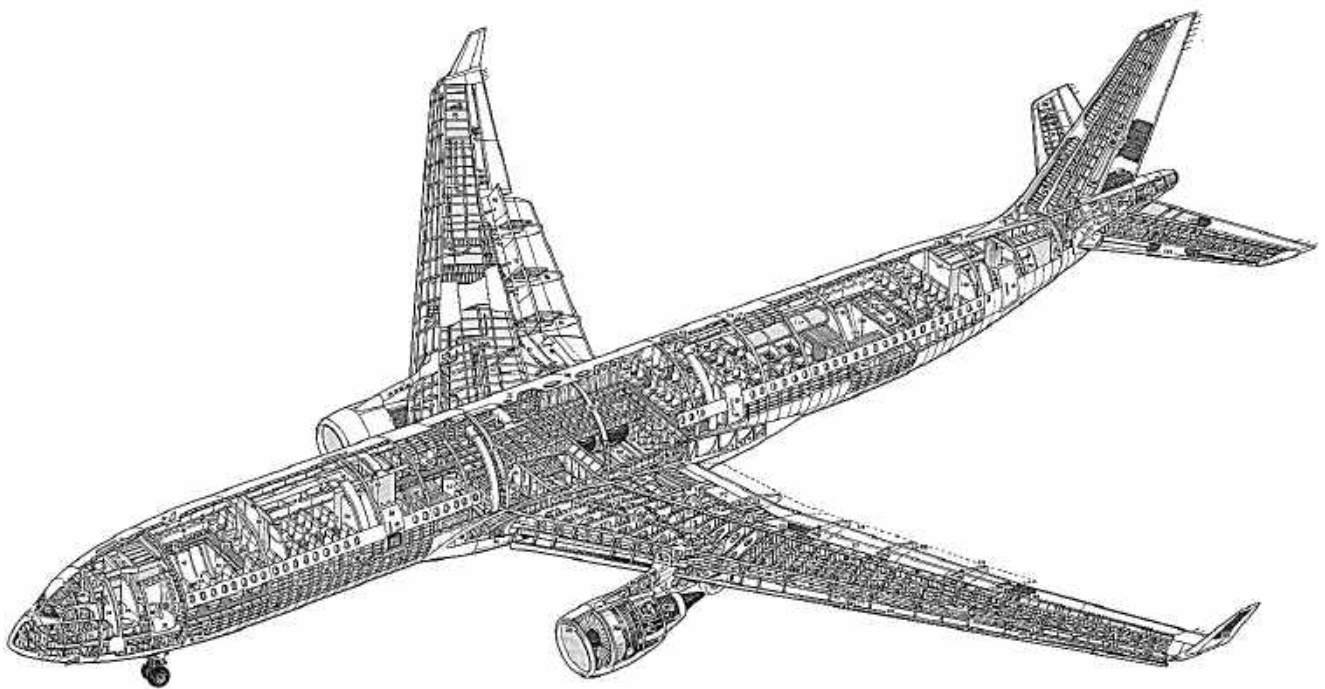


Рисунок 194 – Схема літака Airbus A330-300 [192]



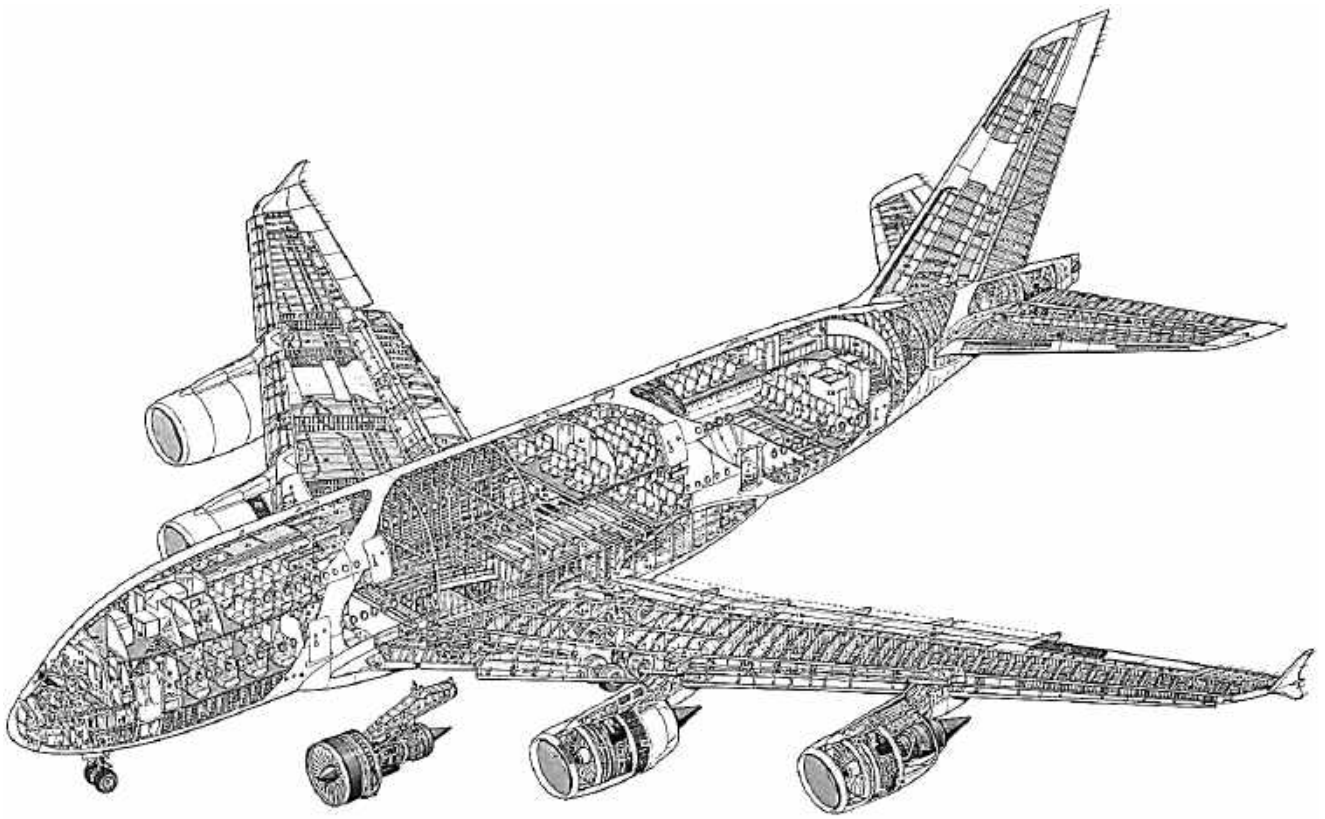


Рисунок 195 – Схема літака Airbus A380-800 [193]

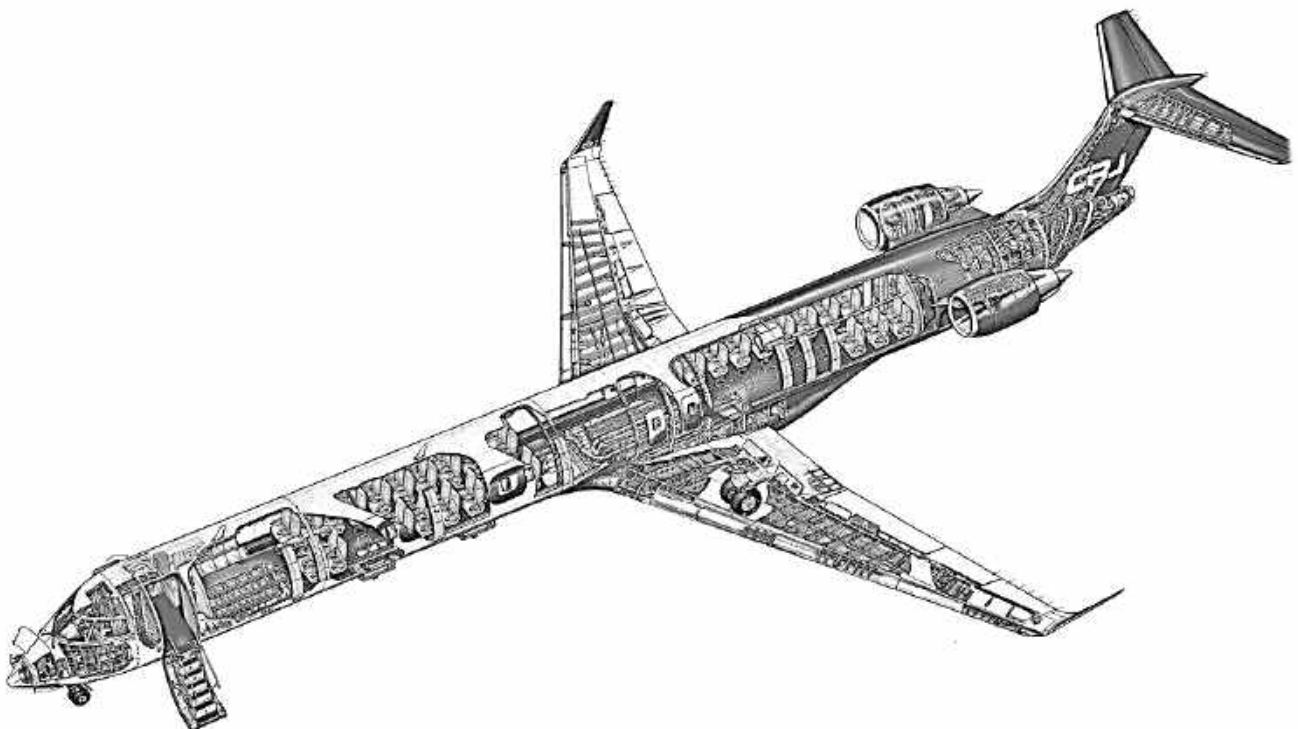


Рисунок 196 – Схема літака Bombardier CRJ1000 [194]

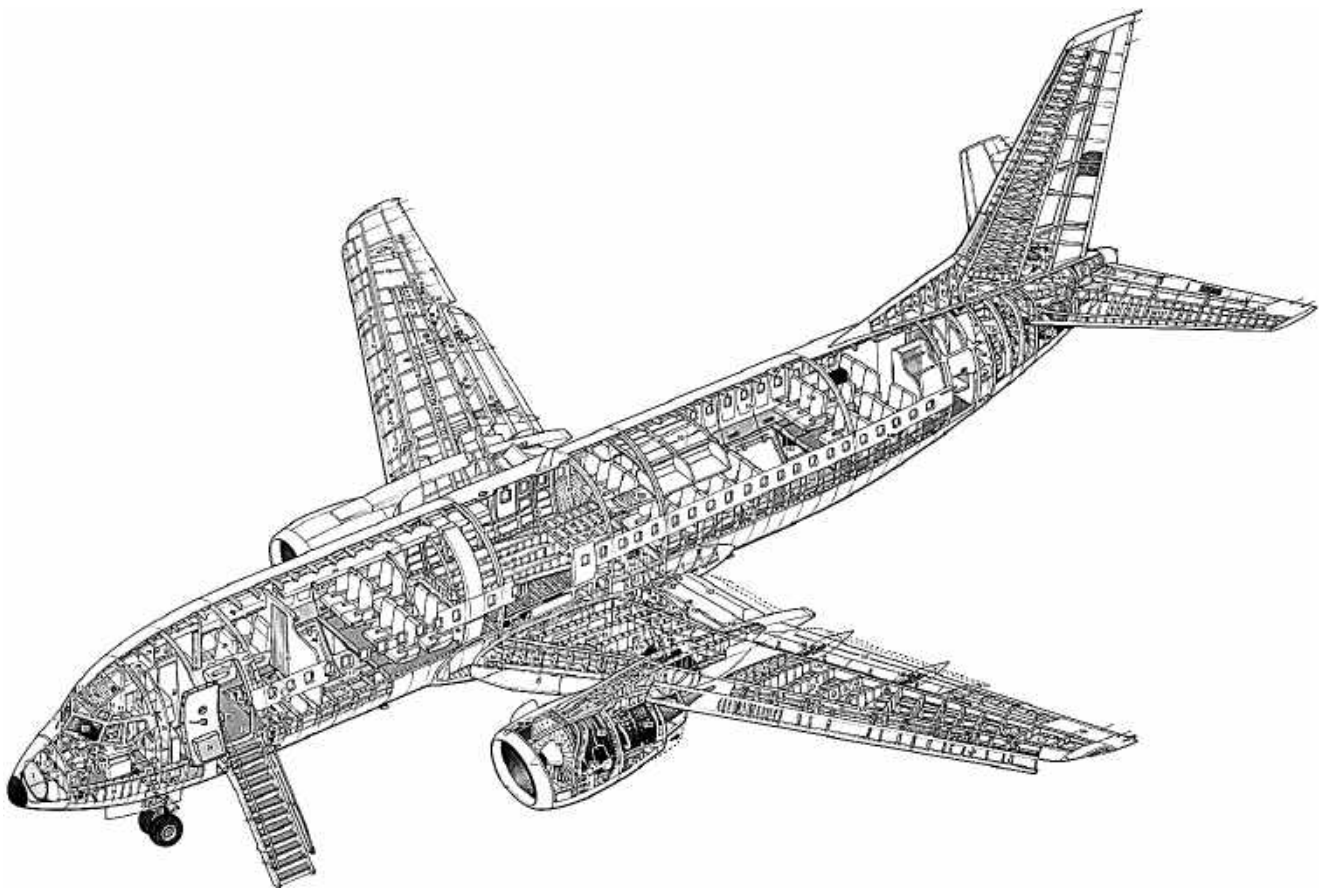


Рисунок 197 – Схема літака Boeing 737-300 [195]

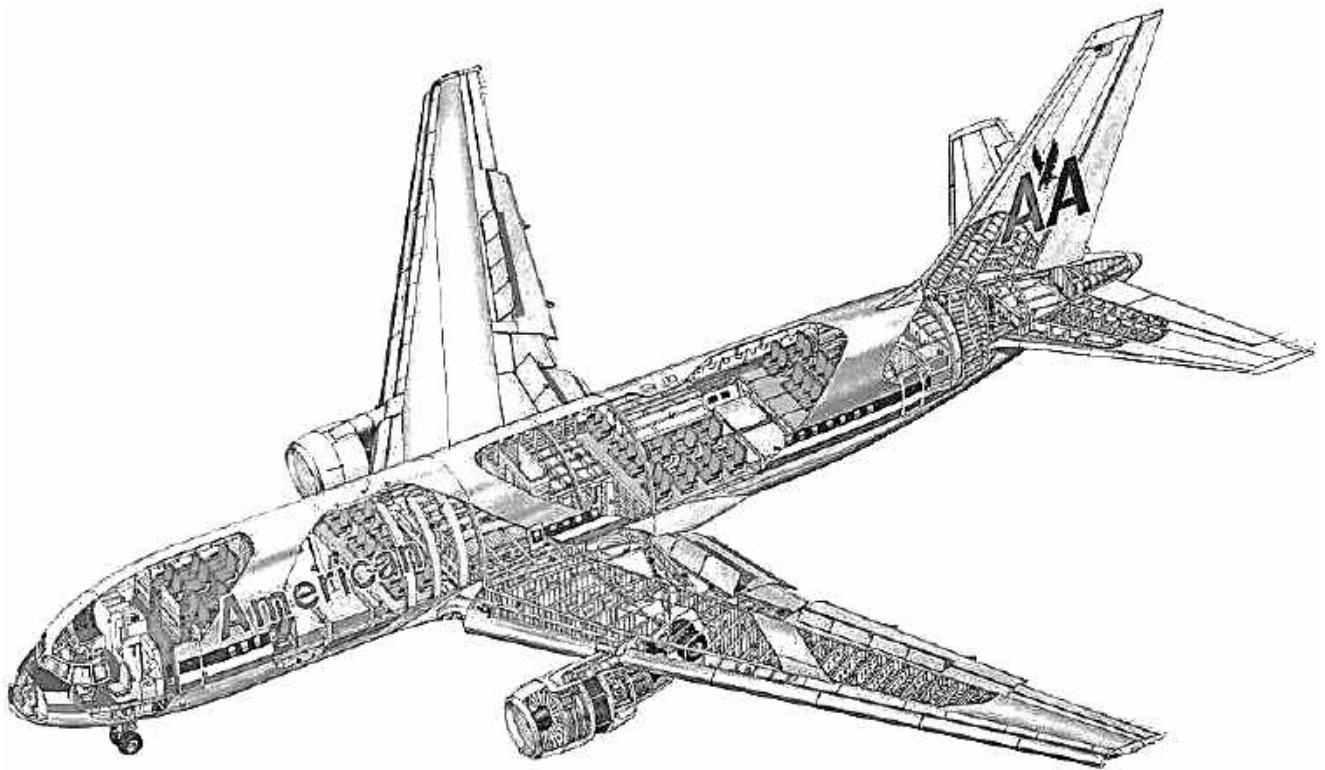


Рисунок 198 – Схема літака Boeing 767-200 [196]

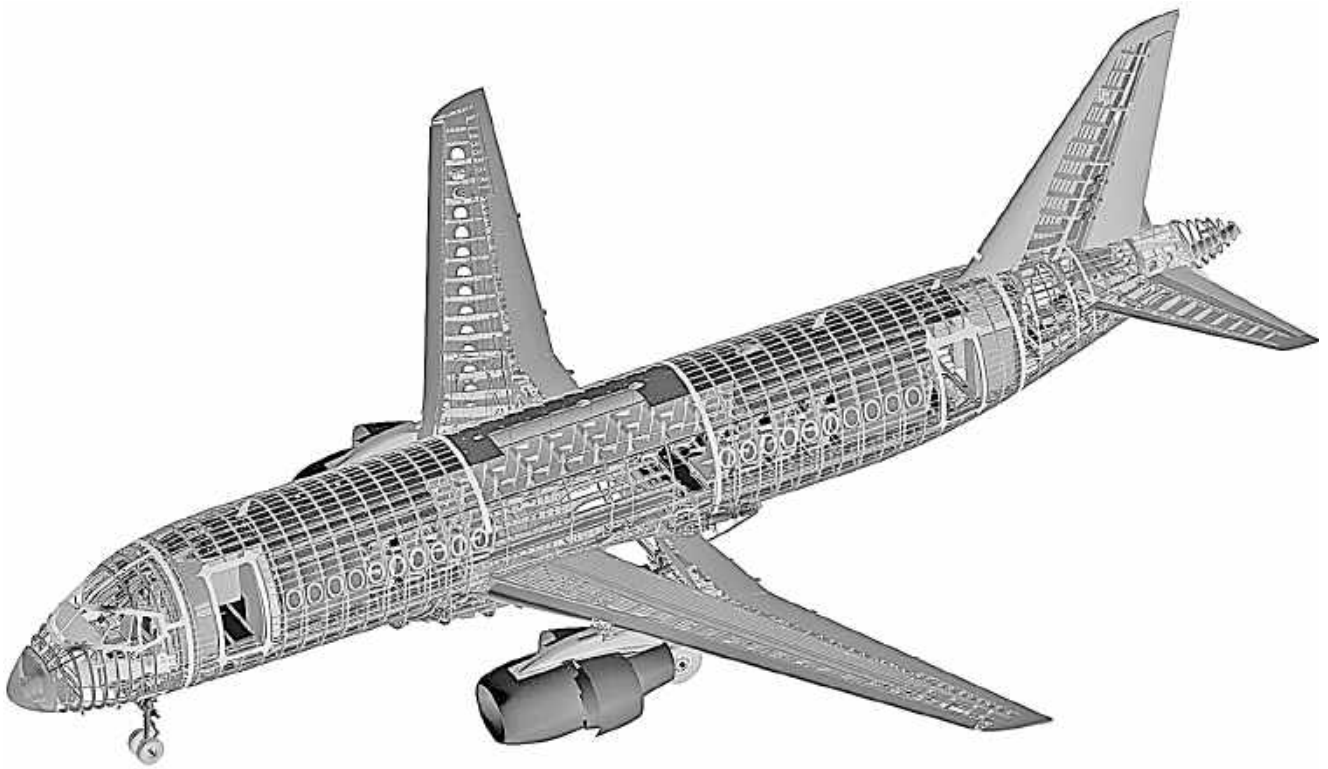


Рисунок 199 – Схема літака Sukhoi Superjet 100 [197]

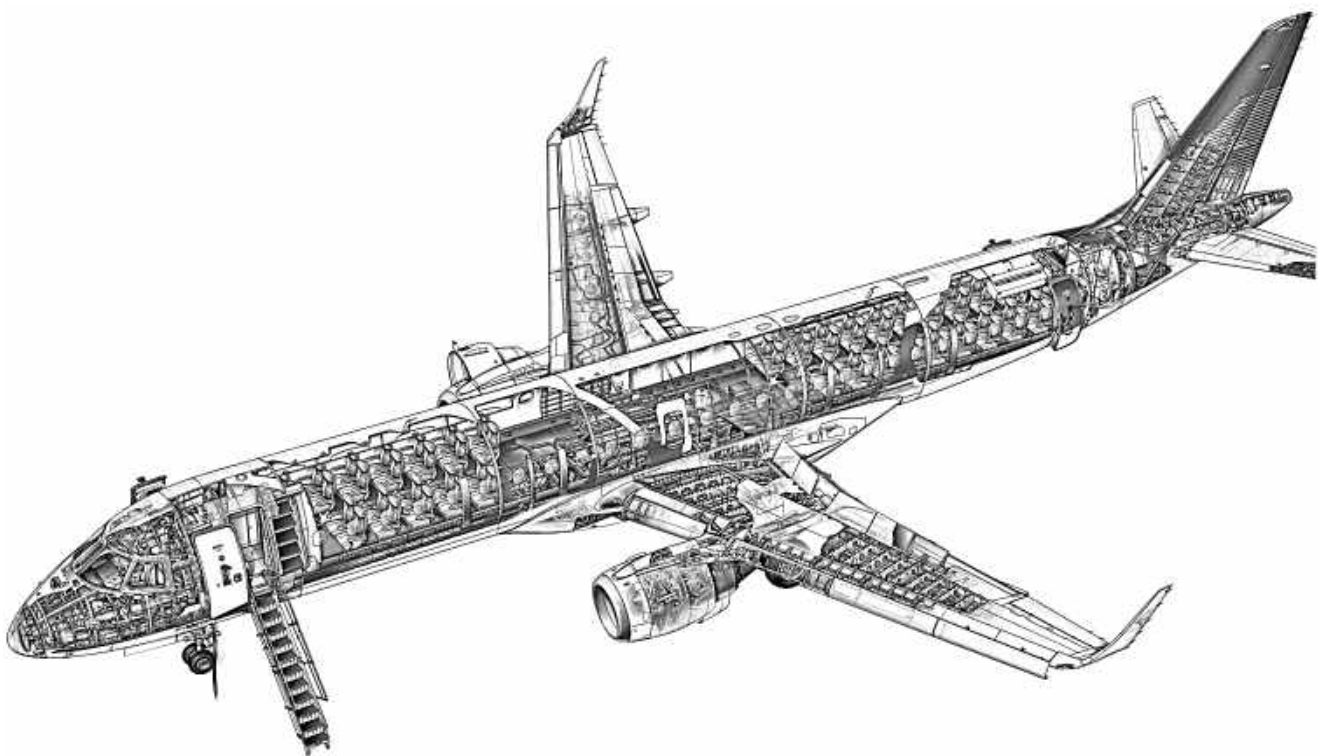


Рисунок 200 – Схема літака Embraer 190 [198]

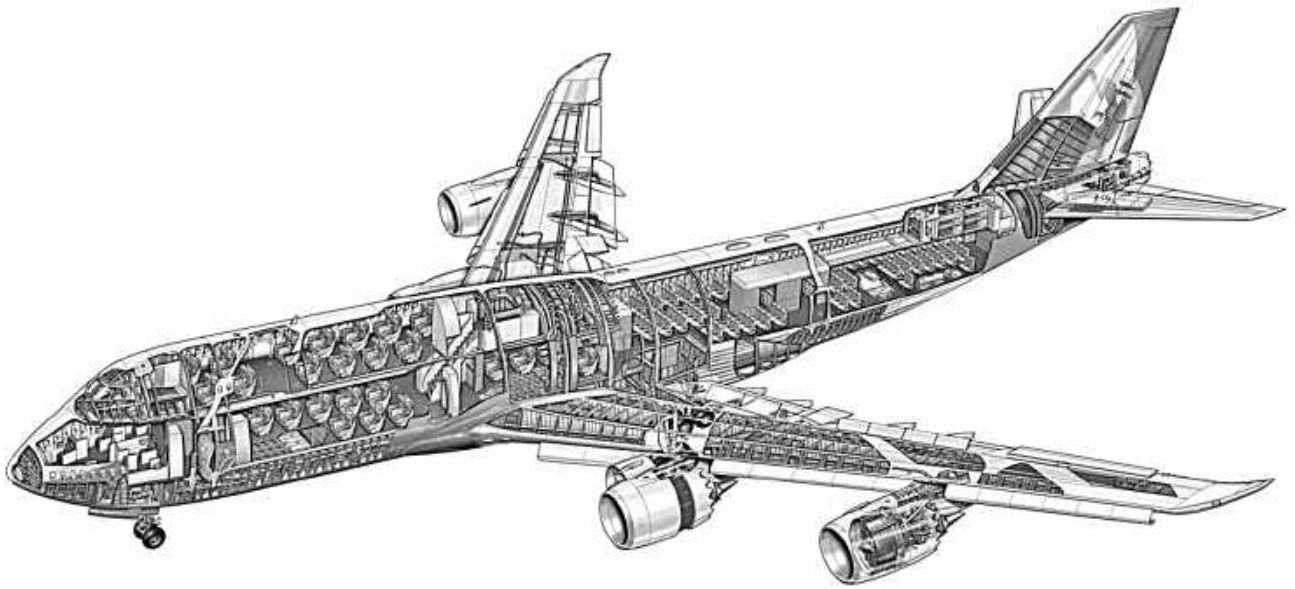


Рисунок 201 – Схема літака Boeing 747-8 [199]

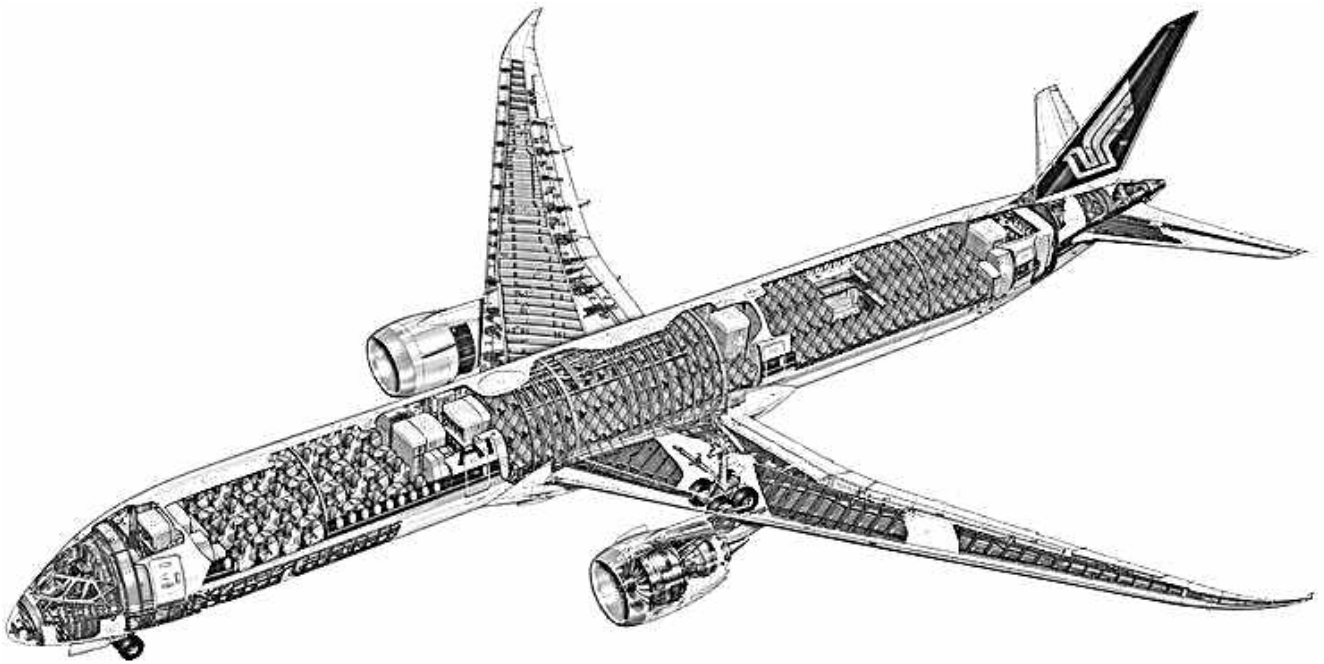


Рисунок 202 – Схема літака Boeing 787-10 [200]

## БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК

- 1 Вікіпедія – вільна енциклопедія [Електронний ресурс]. – Режим доступу: [https://uk.wikipedia.org/wiki/Mitsubishi\\_Regional\\_Jet](https://uk.wikipedia.org/wiki/Mitsubishi_Regional_Jet). – 27.06.2024.
- 2 Вікіпедія – вільна енциклопедія [Електронний ресурс]. – Режим доступу: [https://uk.wikipedia.org/wiki/Airbus\\_A220](https://uk.wikipedia.org/wiki/Airbus_A220). – 27.06.2024.
- 3 Вікіпедія – вільна енциклопедія [Електронний ресурс]. – Режим доступу: [https://uk.wikipedia.org/wiki/Boeing\\_737](https://uk.wikipedia.org/wiki/Boeing_737). – 27.06.2024.
- 4 Вікіпедія – вільна енциклопедія [Електронний ресурс]. – Режим доступу: [https://uk.wikipedia.org/wiki/Sukhoi\\_Superjet\\_100](https://uk.wikipedia.org/wiki/Sukhoi_Superjet_100). – 27.06.2024.
- 5 Вікіпедія – вільна енциклопедія [Електронний ресурс]. – Режим доступу: [https://uk.wikipedia.org/wiki/Embraer\\_E-Jet](https://uk.wikipedia.org/wiki/Embraer_E-Jet). – 27.06.2024.
- 6 Розробка аванпроекту літака : навч. посіб. / А. К. Мялица, Л. О. Малашенко, О. Г. Гребеников та ін. – Харків : ХАІ, 2024.
- 7 ICAO Aerodrome Reference Code [Electronic resource]. – URL: <https://skybrary.aero/articles/icao-aerodrome-reference-code>. – 27.06.2024.
- 8 International standards and recommended practices. Aerodromes. V. 1. Aerodrome design and operations : annex 14 to the Convention on international civil aviation. – sixth edition / ICAO, 2013. – 336 p.
- 9 Doc 9157 AN/901. Aerodrome design manual. Part 1. Runways. Third edition. / ICAO. – 2006. – 86 p.
- 10 International Civil Aviation Organization (ICAO). Doc 10072. Manual on the Establishment of Minimum Cabin Crew Requirements. First edition, 2017. – 100 p.
- 11 The incomplete guide to airfoil usage [Electronic resource]. – URL: <https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/aircraft.html>. – 27.06.2024.
- 12 Airfoil tools [Electronic resource]. – URL: <http://airfoiltools.com/search/airfoils?m=a>. – 27.06.2024.
- 13 Tenth session of the statistics division [Electronic resource]. – URL: [https://www.icao.int/Meetings/STA10/Documents/Sta10\\_Wp005\\_en.pdf](https://www.icao.int/Meetings/STA10/Documents/Sta10_Wp005_en.pdf). – 27.06.2024.
- 14 Wikipedia – the free encyclopedia [Electronic resource]. – URL: [https://en.wikipedia.org/wiki/Pratt\\_%26\\_Whitney\\_PW1000G](https://en.wikipedia.org/wiki/Pratt_%26_Whitney_PW1000G). – 27.06.2024.
- 15 [IAE V2500 engine used on an Airbus 319/320] [Electronic resource]. – URL: <https://i.pinimg.com/originals/2c/c3/9c/2cc39c355ed142a1e2672ac049e91d1d.jpg>. – 08.09.2024.
- 16 Airbus 320 IAE V2500 engine at San Francisco Airport 2021 [Electronic resource]. – URL: <https://www.pinterest.com/pin/377528381270644340/>. – 08.09.2024.
- 17 [Engine Pratt & Whitney PW4000] [Electronic resource]. – URL: <https://i.pinimg.com/originals/95/10/d8/9510d85df5f14d234361f324a9326640.jpg>. – 28.06.2024.

- 18 IAE V2500 engine used on Airbus 320/319 [Electronic resource]. – URL: <https://www.flickr.com/photos/121993717@N03/51426154994>. – 03.07.2024.
- 19 Літак Ан-124-100 : Керівництво по техн. експлуатації. Книга 17 [Електронний ресурс]. – Режим доступу: – <https://www.twirpx.com/file/935573/>. – 03.07.2024.
- 20 How are engine pylon designed? [Electronic resource]. – URL: <https://aviation.stackexchange.com/questions/33811/how-are-engine-ylon-designed>. – 28.06.2024.
- 21 Spirit aerosystems celebrates rollout of first test pylon for Bombardier cseries aircraft program [Electronic resource]. – URL: <https://www.prnewswire.com/news-releases/spirit-aerosystems-celebrates-rollout-of-first-test-ylon-for-bombardier-cseries-aircraft-program-125413408.html>. – 03.07.2024.
- 22 Схема кріплення гондоли двигуна на вертикальному пілоні під крилом [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://drive.google.com/file/d/1EfmKliPHv5QQxImiSLol9HnYO7-qKox4/view?usp=sharing>. – 03.07.2024.
- 23 [Пілон вертикальний під крилом літака] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://i.pinimg.com/originals/42/f0/e3/42f0e3634522022d1daacc983a52230.jpg>. – 03.07.2024.
- 24 Geo-Sky Boeing 747-200SF 4L-GEO [Electronic resource]. – URL: <http://www.airplane-pictures.net/photo/1446339/4l-geo-geo-sky-boeing-747-200sf/>. – 03.07.2024.
- 25 File: Engine of a DC-8.jpg [Electronic resource]. – URL: [https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/f/fd/Engine\\_of\\_a\\_DC-8.jpg/1280px-Engine\\_of\\_a\\_DC-8.jpg](https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/f/fd/Engine_of_a_DC-8.jpg/1280px-Engine_of_a_DC-8.jpg). – 05.12.2024.
- 26 Airbus completes assembly of A320neo engine pylon [Electronic resource]. – URL: <https://aviationweek.com/air-transport/aircraft-propulsion/airbus-completes-assembly-a320neo-engine-ylon>. – 03.07.2024.
- 27 Airbus A320neo's Pratt & Whitney PW1100G turbofan engine [Electronic resource]. – URL: [https://www.facebook.com/MondOrtizOfficial/posts/864054782396126/?comment\\_id=24845326515080893](https://www.facebook.com/MondOrtizOfficial/posts/864054782396126/?comment_id=24845326515080893). – 03.07.2024.
- 28 Airbus jet engine pylons inspected with dual laser tracker setup [Electronic resource]. – URL: <https://hexagon.com/resources/resource-library/airbus-jet-engine-pylons-inspected-with-dual-laser-tracker-setup>. – 03.07.2024.
- 29 Boeing787-9 engine pylon [Electronic resource]. – URL: [https://media.wired.com/photos/5a5c6ea8fa27b1753fb52923/master/w\\_1600,c\\_limit/787903.jpg](https://media.wired.com/photos/5a5c6ea8fa27b1753fb52923/master/w_1600,c_limit/787903.jpg). – 03.07.2024.
- 30 [Кріплення двигуна IAE V2500 до пілона літака Airbus A321] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://static01.nyt.com/images/2017/05/07/magazine/07airbus-slide-WVMY/07airbus-slide-WVMY-superJumbo.jpg?quality=75&auto=webp>. – 03.07.2024.

- 31 Wikipedia – the free encyclopedia [Electronic resource]. – URL: [https://en.wikipedia.org/wiki/CFM\\_International\\_CFM56#](https://en.wikipedia.org/wiki/CFM_International_CFM56#). – 27.06.2024.
- 32 [Гондола двигуна на пілоні літака Airbus A319] [Електронний ресурс]. – URL: <https://i.pinimg.com/originals/95/73/1f/95731ff567adefadba3873b104a7d55c.jpg>. – 03.07.2024.
- 33 [Гондола з двигуном на пілоні літака Airbus A319] [Електронний ресурс]. – URL: <https://i.pinimg.com/originals/50/47/72/5047720de00fb1b8c4503f7f083e7b5c.jpg>. – 03.07.2024.
- 34 [Пілон літака Boeing 737-9 MAX з двигуном CFM International LEAP-1B] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://i.pinimg.com/originals/f9/82/2a/f9822a2fa611fe5b9600a6f885df434c.jpg>. – 03.07.2024.
- 35 [Гондола двигуна на пілоні під крилом літака Embraer E190] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://i.pinimg.com/originals/b7/e3/f7/b7e3f7a87855d0c391056b2cac2065ef.jpg>. – 03.07.2024.
- 36 Aviationcorner.net [Electronic resource]. – URL: [https://www.aviationcorner.net/gallery\\_en.asp?pg=1&fp=1&date=November2018%2C%202005&sort\\_order=hits](https://www.aviationcorner.net/gallery_en.asp?pg=1&fp=1&date=November2018%2C%202005&sort_order=hits). – 03.07.2024.
- 37 [A380 aircraft pylon] [Electronic resource]. – URL: <https://adf.liblo.jp/archives/4856781.html>. – 03.07.2024.
- 38 [Кріплення двигуна General Electric GE9X] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.safran-group.com/sites/default/files/2021-07/ge9x-ftb-takeoff3-cr-block.jpg>. – 03.07.2024.
- 39 [Кріплення найбільшого в світі двигуна General Electric GE9X] [Електронний ресурс]. – URL: [https://media.bizj.us/view/img/11591269/boeing-777x-first-flight-weather-cancelled-11\\*1200xx4392-3294-337-0.jpg](https://media.bizj.us/view/img/11591269/boeing-777x-first-flight-weather-cancelled-11*1200xx4392-3294-337-0.jpg). – 03.07.2024.
- 40 Airbus relance massivement les embauches avec 6 000 postes à pourvoir dans le monde entier [Electronic resource]. – URL: [https://actu.fr/occitanie/toulouse\\_31555/airbus-relance-massivement-les-embauches-avec-6-000-postes-a-pourvoir-dans-le-monde-entier\\_48034492.html](https://actu.fr/occitanie/toulouse_31555/airbus-relance-massivement-les-embauches-avec-6-000-postes-a-pourvoir-dans-le-monde-entier_48034492.html). – 03.07.2024.
- 41 [Engine Rolls Royce Trent 7000 installation on the Airbus A330neo] [Electronic resource]. – URL: <https://aircraft-completion.com/wp-content/uploads/7000-trent-engine.jpg>. – 03.07.2024.
- 42 [Rolls Royce Trent 7000 engine installation on the Airbus A330neo] [Electronic resource]. – URL: <https://www.flickr.com/photos/rolls-royceplc/37532904391/in/photostream/>. – 03.07.2024.
- 43 Rolls Royce Trent 7000 A330neo-engine fitting [Electronic resource]. – URL: <https://www.flickr.com/photos/rolls-royceplc/37415285000/in/photostream/>. – 03.07.2024.
- 44 [New series Airbus A220] [Electronic resource]. – URL: <https://2.bp.blogspot.com/-W90QjMFdGQQ/UdVH5XPypyl/AAAAAAAAAFwQ/yeWq2UcXmNk/s1600/cseries-flt-int-2-4.png>. – 03.07.2024.

- 45 Airbus A319 jetliner cutaway drawing [Electronic resource]. – URL: <http://langkasa-norul.blogspot.com/2013/02/airbus-boeing-jetliners-cutaway-drawings.html>. – 03.07.2024.
- 46 Dr. Filomeno Martina. Large-scale cost-effective metal additive manufacturing [Electronic resource]. – URL: [https://cdn.asp.events/CLIENT\\_CLDD\\_9BDAB70C\\_5056\\_B733\\_4934A7872C9C46B0/sites/DS/EI-2021/media/libraries/manufacturing-hub-theatre-1/Dr-Filomeno-Martina.pdf](https://cdn.asp.events/CLIENT_CLDD_9BDAB70C_5056_B733_4934A7872C9C46B0/sites/DS/EI-2021/media/libraries/manufacturing-hub-theatre-1/Dr-Filomeno-Martina.pdf). – 03.07.2024.
- 47 Boeing-707. Компонувальна схема [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://thailandsea.net/wp-content/uploads/2017/01/Boeing-707-shema.jpg>. – 03.07.2024.
- 48 Boeing 737-100/200 Classic. Компонувальна схема [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.facebook.com/photo/?fbid=1386445191468109&set=pcb.1386445864801375>. – 03.07.2024.
- 49 APU engine fire zones [Electronic resource]. – URL: <https://www.slideshare.net/slideshow/l3-unit-11-lo-3-fire-systems-master-pptx/266737074>. – 07.07.2024.
- 50 APU APS3200 PN 4500001B SN 2561 [Electronic resource]. – URL: <https://lelacaero.wordpress.com/2017/11/02/apu-aps3200-pn-4500001b-sn-2561-for-sale/>. – 07.07.2024.
- 51 [Вихлопний пристрій ДСУ літака Airbus A320] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://i.pinimg.com/originals/8d/6b/85/8d6b85bbe6f858aa66190d010eee9f6c.jpg>. – 07.07.2024.
- 52 Boeing, Safran Give More Definition to New JV [Electronic resource]. – URL: <https://www.americanmachinist.com/news/article/21902985/boeing-safran-give-more-definition-to-new-jv>. – 07.07.2024.
- 53 Airbus A380 [Electronic resource]. – URL: <https://www.pinterest.com/pin/812970170207182903/>. – 07.07.2024.
- 54 Airbus – A380 [Electronic resource]. – URL: <https://calleam.com/WTPF/?p=4700>. – 07.07.2024.
- 55 [Відкритий відсік ДСУ літака B737-800] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://i.pinimg.com/originals/1a/a3/7f/1aa37fc19e4a3adb25e4881007cb6885.jpg>. – 07.07.2024.
- 56 Auxiliary power unit (APU) of a Boeing 737 [Electronic resource]. – URL: <https://aerospaceweb.org/question/electronics/q0219.shtml>. – 07.07.2024.
- 57 [ДСУ і вихлопний пристрій у хвостовій частині літаків Boeing 737] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://i.pinimg.com/originals/d5/f8/e9/d5f8e9d90e138c23b09f4fb30ef7f413.jpg>. – 07.07.2024.
- 58 [Вихлопний пристрій допоміжної силової установки літака Boeing 747] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://i.pinimg.com/originals/9e/b3/30/9eb33079965f444cb737bf99aef2186f.jpg>. – 07.07.2024.



- 59 [Вихлопний пристрій Boeing 757] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://i.pinimg.com/originals/2c/23/76/2c23763d908861d5b08b2cd743cb99ff.jpg>. – 07.07.2024.
- 60 [Вихлопний пристрій Boeing 767] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://i.pinimg.com/originals/f4/5a/85/f45a85e7c2d266b20d65f144d34e250b.jpg>. – 07.07.2024.
- 61 [Відсік ДСУ Boeing 777-200] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://i.pinimg.com/originals/bb/6c/44/bb6c441e37ac92e3938370c80b45cab5.jpg>. – 07.07.2024.
- 62 Yardımçı Üniteler [Electronic resource]. – URL: <https://ogrencigundemi.com/wp-content/uploads/2019/11/ucaak-yardimci-uniteler.webp>. – 06.12.2024.
- 63 [Вихлопний пристрій ДСУ літака Boeing 787] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://i.pinimg.com/originals/c6/60/09/c660093658a3bfb23870eb3a11c2312e.jpg>. – 07.07.2024.
- 64 Boeing 787-8 Dreamliner APU TUI (Belgium) [Електронний ресурс]. – Режим доступу: [https://www.airteamimages.com/boeing-787\\_tui-belgium\\_260749](https://www.airteamimages.com/boeing-787_tui-belgium_260749). – 07.07.2024.
- 65 Хвостова частина Ту-134А з відкритим забірником ДСУ [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%A2%D1%83-134>. – 07.07.2024.
- 66 Transall C-160D [Electronic resource]. – URL: <https://www.flickr.com/photos/steffenkahl/7988513826/in/photostream/>. – 07.07.2024.
- 67 File:Aer.lingus.a320-200.ei-cva.planform.arp.jpg [Electronic resource]. – URL: <https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Aer.lingus.a320-200.ei-cva.planform.arp.jpg>. – 07.07.2024.
- 68 Air Belgium recruiting pilots as it branches into 747-8F [Electronic resource]. – URL: <https://www.flightglobal.com/airlines/air-belgium-recruiting-pilots-as-it-branches-into-747-8f-operations/146765.article>. – 07.07.2024.
- 69 File:Undercarriage.b747.arp.jpg [Electronic resource]. – URL: <https://en.m.wikipedia.org/wiki/File:Undercarriage.b747.arp.jpg>. – 07.07.2024.
- 70 Конструкція літаків і вертольотів : підручник / В. С. Кривцов, Л. О. Малашенко, В. Л. Малашенко, С. В. Трубаєв. – Харків : ХАІ, 2024.
- 71 [Fixed slots on Zenith CH750 aircraft] [Electronic resource]. – URL: <https://wiki.ivao.aero/training/zenith.jpg>. – 11.12.2024.
- 72 Модернізований літак Ан-2-100 [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://kontrakty.ua/photo/5438/11>. – 07.07.2024.
- 73 Схема керованого передкрилка у прибраному та випущеному стані [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://qph.cf2.quoracdn.net/main-qimg-5d7b7702d9f3c2ba5b4e7a7b5133721d-lq>. – 11.09.2024.
- 74 [Controlled slat] [Electronic resource]. – URL: [https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/d/d1/ILA\\_2008\\_PD\\_995.JPG](https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/d/d1/ILA_2008_PD_995.JPG). – 07.07.2024.

- 75 Powered slats [Electronic resource]. – URL: <https://wiki.ivao.aero/training/mслats737.jpg>. – 06.12.2024.
- 76 Design process: droops and VGs [Electronic resource]. – URL: <https://www.kitplanes.com/design-process-droops-and-vgs/>. – 07.07.2024.
- 77 Hinged leading edge (Droop nose) [Electronic resource]. – URL: <https://www.abbottaerospace.com/aa-sb-001/22-aircraft-specific-design-features-and-design-methods/22-16-57-wings/22-16-5-5754-leading-edge-devices/>. – 07.07.2024.
- 78 Wing leading edge high lift device. Patent US4285482A [Electronic resource]. – URL: <https://patents.google.com/patent/US4285482A/en?patents=false>. – 07.07.2024.
- 79 Схема щитка (передкрилка) Крюгера [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://drive.google.com/file/d/1hr1yfzQKCFH-i8vkgaQL0Jg6o2XYIzSI/view>. – 07.07.2024.
- 80 Variable camber leading edge flaps (Querschnitt) [Electronic resource]. – URL: <http://walter.bislin.ch/aviatik/index.asp?page=Variable+Camber+Leading+Edge+Flaps+%28Querschnitt%29>. – 07.07.2024.
- 81 [Схема випускання-прибирання щитків Крюгера] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.facebook.com/photo/?fbid=2214360122009941&set=pcb.2214369402009013>. – 07.07.2024.
- 82 Leading edge slats stock photos and images [Electronic resource]. – URL: [www.alamy.com/stock-photo/leading-edge-slats.html?sortBy=relevant](http://www.alamy.com/stock-photo/leading-edge-slats.html?sortBy=relevant). – 07.07.2024.
- 83 [Механізм випускання-прибирання щитків Крюгера зовнішніх секцій літака Boeing 747-400] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://qph.cf2.quoracdn.net/main-qimg-b8b89e4f270b5464b0e40649aa08727d-lq>. – 07.07.2024.
- 84 [Механізм випускання-прибирання щитків Крюгера літака Boeing 747-400] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: [https://live.staticflickr.com/3581/3374205761\\_33ce5e90fd\\_b.jpg](https://live.staticflickr.com/3581/3374205761_33ce5e90fd_b.jpg). – 07.07.2024.
- 85 Boeing 727's Krueger flaps [Electronic resource]. – URL: <https://www.flickr.com/photos/francoisroche/2592515014>. – 07.07.2024.
- 86 7 different types of aircraft flaps [Electronic resource]. – URL: <https://aerocorner.com/blog/types-of-aircraft-flaps/>. – 07.07.2024.
- 87 [Простий поворотний закрилок] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: [https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/7/77/ILA\\_2008\\_PD\\_750.JPG](https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/7/77/ILA_2008_PD_750.JPG). – 07.07.2024.
- 88 [Boeing 737 inboard flap mechanism] [Electronic resource]. – URL: <https://i.pinimg.com/originals/c9/42/f0/c942f08f46b9a152e4d48360b53f1bba.jpg>. – 07.07.2024.
- 89 Cellule des aéronefs. Les volets hypersustentateurs [Electronic resource]. – URL: <https://lavionnaire.fr/CelluleHyperVolets.php>. – 07.07.2024.

- 90 Morphing technologies: adaptive ailerons [Electronic resource]. – URL: <https://www.intechopen.com/chapters/50748>. – 07.07.2024.
- 91 EasyJet A319 wing spoilers – EasyJet Airline [Electronic resource]. – URL: [https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/b/bc/EasyJet\\_A319\\_wing\\_spoilers.jpg/640px-EasyJet\\_A319\\_wing\\_spoilers.jpg](https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/b/bc/EasyJet_A319_wing_spoilers.jpg/640px-EasyJet_A319_wing_spoilers.jpg). – 06.12.2024.
- 92 [Double-slotted flaps and deployed spoilers of Boeing 737NG] [Electronic resource]. – URL: <https://i.sstatic.net/OhDoE.jpg>. – 09.07.2024.
- 93 Flap track fairing [Electronic resource]. – URL: [https://aviationforaviators.com/2021/03/26/flap-track-fairings-what-are-they/?utm\\_content=cmp-true](https://aviationforaviators.com/2021/03/26/flap-track-fairings-what-are-they/?utm_content=cmp-true). – 09.07.2024.
- 93 Aviation for aviators [Electronic resource]. – URL: [https://aviationforaviators.com/2021/03/26/flap-track-fairings-what-are-they/?utm\\_content=cmp-true](https://aviationforaviators.com/2021/03/26/flap-track-fairings-what-are-they/?utm_content=cmp-true). – 09.07.2024.
- 94 Engineering the future [Electronic resource]. – URL: <https://www.flightsafetyaustralia.com/2016/08/engineering-the-future/>. – 09.07.2024.
- 95 Arnot, M. How airplane wings work: ailerons to flaps and everything in between [Electronic resource]. – URL: <https://thepointsguy.com/news/how-airplane-wings-work/>. – 09.07.2024.
- 96 ISAMI tool for detailed structural sizing in A350 [Electronic resource]. – URL: <https://bloga350.blogspot.com/2014/03/isami-tool-for-detailed-structural.html>. – 04.09.2024.
- 97 [Aerodynamic shroud of wing Airbus A380 in the area of the junction with the fuselage] [Electronic resource]. – URL: <https://cs.wikipedia.org/wiki/Centrop%3%A1n>. – 09.07.2024.
- 98 British Aerospace BAe 146-200 [Electronic resource]. – URL: <https://airlinercafe.com/walkaround/british-aerospace-bae-146-200/>. – 09.07.2024.
- 99 [Winglets positioned at the periphery of aircraft wings] [Electronic resource]. – URL: [https://www.researchgate.net/publication/337748046\\_Enhancing\\_the\\_Efficiency\\_of\\_Small-Scale\\_and\\_Microhydro turbines\\_Using\\_Nature-Imitation\\_Technologies\\_for\\_the\\_Development\\_of\\_Autonomous\\_Energy\\_Sources](https://www.researchgate.net/publication/337748046_Enhancing_the_Efficiency_of_Small-Scale_and_Microhydro turbines_Using_Nature-Imitation_Technologies_for_the_Development_of_Autonomous_Energy_Sources). – 09.07.2024.
- 100 [Air vortex after Airbus A340] [Electronic resource]. – URL: <https://www.aircraftaluminium.com/uploads/libraries/20210324/20210324163749244.jpg>. – 07.12.2024.
- 101 Wake decay enhancing devices [Electronic resource]. – URL: <https://www.sesarju.eu/sesar-solutions/wake-decay-enhancing-devices>. – 09.07.2024.
- 102 Trail from Tu-95MS [Electronic resource]. – URL: <https://live.warthunder.com/post/74585/en/?comment=273879>. – 09.07.2024.
- 103 Aeronews [Electronic resource]. – URL: <https://twitter.com/AeronewsGlobal/status/1235826797289156614/photo/1>. – 09.07.2024.

- 104 [Закінцівки крила типу «Wingtip Fence» літака Airbus A319] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://i.pinimg.com/originals/4c/42/17/4c4217023abd415f13596dae2c571830.jpg>. – 09.07.2024.
- 105 Airbus wing tip design [Electronic resource] // It boat. – URL: <https://www.boatinternational.com/yachts/yacht-design/from-the-skies-to-the-seas-how-jet-design-and-yacht-design-overlap--36509>. – 03.09.2024.
- 106 EC-NER A320neo Iberia winglet [Electronic resource]. – URL: [https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/8/8c/EC-NER\\_A320neo\\_Iberia\\_winglet.jpg](https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/8/8c/EC-NER_A320neo_Iberia_winglet.jpg). – 11.12.2024.
- 107 Aviation is my passion [Electronic resource]. – URL: <https://bestaviation.tumblr.com/post/73201774568>. – 09.07.2024.
- 108 [Закінцівки крил типу «Blended Winglet»] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://i.pinimg.com/originals/6e/72/3c/6e723cd79489019626e7d2dc6cee98f9.png>. – 09.07.2024.
- 109 [Закінцівки крил типу «Split Scimitar Winglet»] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://i.pinimg.com/originals/a8/73/75/a87375a7574951d45100a5c66f483dcc.jpg>. – 09.07.2024.
- 110 [Закінцівки крила типу «Advanced Technology Winglet»] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.flickr.com/photos/flightblogger/30030191600/in/photostream>. – 09.07.2024.
- 111 [Закінцівки крила типу «Advanced Technology Winglet» літака Boeing 737 MAX 8] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://i.pinimg.com/originals/17/ed/c5/17edc5dd4d100941ad30daa0416be738.jpg>. – 09.07.2024.
- 112 [Закінцівки крила типу «Classic winglet» літака Boeing 747-406(M)] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://no.pinterest.com/pin/378583912411009438/>. – 09.07.2024.
- 113 [Закінцівки крила типу «Raked Wingtip» літака Boeing 747-8] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: [https://live.staticflickr.com/5119/5847628719\\_1dec924818\\_c.jpg](https://live.staticflickr.com/5119/5847628719_1dec924818_c.jpg). – 09.07.2024.
- 114 Boeing 777 xlovers [Electronic resource]. – URL: [https://www.instagram.com/b777xlovers/p/C948dywz29j/?img\\_index=1](https://www.instagram.com/b777xlovers/p/C948dywz29j/?img_index=1). – 09.07.2024.
- 115 Boeing 777X the world's first commercial jetliner with folding wingtips [Electronic resource]. – URL: <https://siamagazin.com/boeing-777x-the-worlds-first-commercial-jetliner-with-folding-wingtips/>. – 09.07.2024.
- 116 [Access panels on left hand wing of Saab 340] [Electronic resource]. – URL: [https://www.flightradar24.com/blog/wp-content/uploads/2021/05/IMG\\_3700-1024x768.jpg](https://www.flightradar24.com/blog/wp-content/uploads/2021/05/IMG_3700-1024x768.jpg). – 06.12.2024.
- 117 Vecchi aerei per far volare quelli nuovi [Electronic resource]. – URL: <http://surl.li/nfchog>. – 09.07.2024.
- 118 The Job of an Aircraft Fuel Tank Diver [Electronic resource]. – URL: <https://www.airwaysmag.com/legacy-posts/aircraft-fuel-tank-diver>. – 09.07.2024.

- 119 Fuel tank extraction exercise tests first responders [Electronic resource] // Joint Base Charleston. – URL: <https://www.jbcharleston.jb.mil/News/Article/859612/fuel-tank-extraction-exercise-tests-first-responders/>. – 09.07.2024.
- 120 Tight squeeze: base FES exercises confined spaces rescue skills [Electronic resource]. – URL: <https://www.robins.af.mil/News/Article-Display/Article/839646/tight-squeeze-base-fes-exercises-confined-spaces-rescue-skills/>. – 09.07.2024.
- 121 What are these circles below the wing? [Electronic resource] // Aviation. – URL: <https://aviation.stackexchange.com/questions/26898/what-are-these-circles-below-the-wing>. – 09.07.2024.
- 122 [Схема люків-лазів на нижній поверхні крила літака KC-135] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://i.pinimg.com/originals/51/25/98/512598ec57514c3b4bbcf2e625026631.png>. – 09.07.2024.
- 123 Літак Ан-124-100 : Керівництво по техн. експлуатації. Книга 6 [Електронний ресурс]. – Режим доступу: – <https://www.twirpx.com/file/935586/>. – 03.07.2024.
- 124 Melrose bosses mauled by U.K. Lawmakers over \$10 billion GKN bid [Electronic resource]. – URL: <https://www.bloomberg.com/news/articles/2018-03-06/melrose-bosses-mauled-by-u-k-lawmakers-over-10-billion-gkn-bid#xj4y7vzkg>. – 09.07.2024.
- 125 An A380 wing moves into position at Airbus's Broughton, UK factory. Inspections have revealed wing-rib cracks on some in-service aircraft [Electronic resource]. – URL: [https://www.ainonline.com/cdn-cgi/image/width=1200,format=webp,quality=95/https://backend.ainonline.com/sites/default/files/styles/fpsc\\_1200x630/public/uploads/2013/06/a380\\_wing\\_broughton.jpg?h=2394737d&itok=Hr3KtTKV](https://www.ainonline.com/cdn-cgi/image/width=1200,format=webp,quality=95/https://backend.ainonline.com/sites/default/files/styles/fpsc_1200x630/public/uploads/2013/06/a380_wing_broughton.jpg?h=2394737d&itok=Hr3KtTKV). – 09.07.2024.
- 126 [Lower wing panels of Boeing 737] [Electronic resource]. – URL: <https://airport.id/merakit-boeing-dengan-sistem-robotik/>. – 08.12.2024.
- 127 Fuel Access panel gaskets [Electronic resource]. – URL: <https://www.avdec.com/products/gaskets/fuel-access-panel-gasket>. – 09.07.2024.
- 128 [Люки-лази на нижній поверхні крила літака Boeing 777X] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://i.pinimg.com/originals/e6/5b/c3/e65bc3808426a58ea0904fde7f50eeca.jpg>. – 09.07.2024.
- 129 Fuel tank entry [Electronic resource]. – URL: <https://www.youtube.com/watch?v=FxfcmFOSh58>. – 09.07.2024.
- 130 The 747 Experience: In the fuel tank [Electronic resource]. – URL: <https://www.youtube.com/watch?v=4ktqOWgZfEE>. – 09.07.2024.
- 131 A Boeing 777 plane on the assembly line in Everett [Electronic resource]. – URL: [https://www.heraldnet.com/wp-content/uploads/2018/02/10502465\\_web1\\_l-777-edh-170905-1200x713.jpg](https://www.heraldnet.com/wp-content/uploads/2018/02/10502465_web1_l-777-edh-170905-1200x713.jpg). – 11.12.2024.
- 132 [Елерон літака Boeing 737-200 з тримером у нейтральному положенні] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://airlinercafe.com/walkaround/boeing-737-200/>. – 09.07.2024.

- 133 Lietadlo Vought F4U Corsair [Electronic resource]. – URL: <https://intrucks.com/sk/motorcycles/sharnirnyi-moment-sharnirnye-momenty-organoi-upravleniya-samoletom-podklyuchenie/>. – 09.07.2024.
- 134 In Depth : Trim Systems [Electronic resource]. – URL: [https://www.fs-force.com/help2/trim\\_system.htm](https://www.fs-force.com/help2/trim_system.htm). – 12.09.2024.
- 135 Ан-140 – Motor sich airlines [Electronic resource]. – URL: <https://aviationphotos.net/country/ukraine/an-140-motor-sich-airlines/>. – 12.09.2024.
- 136 [LET L-410NG reg. OK-NGA at ILA Berlin Air Show 2016] [Electronic resource]. – URL: [https://static1.simpleflyingimages.com/wordpress/wp-content/uploads/2020/09/LET\\_L-410NG\\_OK-NGA\\_ILA\\_Berlin\\_2016\\_09.jpg?q=50&fit=crop&w=1140&h=&dpr=1.5](https://static1.simpleflyingimages.com/wordpress/wp-content/uploads/2020/09/LET_L-410NG_OK-NGA_ILA_Berlin_2016_09.jpg?q=50&fit=crop&w=1140&h=&dpr=1.5). – 08.12.2024.
- 137 File:ATR 72 left aileron seen from rear.jpg [Electronic resource]. – URL: [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:ATR\\_72\\_left\\_aileron\\_seen\\_from\\_rear.jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:ATR_72_left_aileron_seen_from_rear.jpg). – 09.07.2024.
- 138 Side Shells Section 15 [Electronic resource]. – URL: [https://www.ruag.com/sites/default/files/styles/stage\\_x\\_large/public/media\\_image/2017-01/Side%20Shells%20Section%2015.jpg?itok=tFQw-z9x](https://www.ruag.com/sites/default/files/styles/stage_x_large/public/media_image/2017-01/Side%20Shells%20Section%2015.jpg?itok=tFQw-z9x). – 06.12.2024.
- 139 Mastering the Cargo Environment [Electronic resource]. – URL: [https://www.thegillcorp.com/app/uploads/2023/03/blog-Airbus-320\\_02.jpg](https://www.thegillcorp.com/app/uploads/2023/03/blog-Airbus-320_02.jpg). – 09.07.2024.
- 140 Rollertrack Conveyor – Extendable Belt Loading System [Electronic resource]. – URL: [https://img.aviationpros.com/files/base/cygnus/cavc/image/2023/10/Rollertrack\\_20Conveyor.652e9230cb97a.png?auto=format,compress&fit=crop&q=45&w=950&width=950](https://img.aviationpros.com/files/base/cygnus/cavc/image/2023/10/Rollertrack_20Conveyor.652e9230cb97a.png?auto=format,compress&fit=crop&q=45&w=950&width=950). – 09.07.2024.
- 141 Flydubai fronts six B737-800 all-cargo relief flights [Electronic resource]. – URL: <https://www.stattimes.com/news/flydubai-fronts-six-b737800-allcargo-relief-flights-air-cargo/>. – 09.07.2024.
- 142 Boeing 737-800 NG makes first commercial flight using palm oil fuel in Indonesia [Electronic resource]. – URL: <https://phonemantra.com/boeing-737-800-ng-makes-first-commercial-flight-using-palm-oil-fuel-in-indonesia/>. – 09.07.2024.
- 143 Кривцов, В. С. Інженерні основи функціонування і загальна будова аерокосмічної техніки : підручник. В 2 ч. Ч. 2 / В. С. Кривцов, Я. С. Карпов, М. М. Федотов. – Харків : ХАІ, 2002. – 722 с.
- 144 Maskapai Harus Waspadai “Tail Strike”, Bisa Jadi Bencana dalam Jangka Panjang pada Pesawat [Electronic resource]. – URL: <https://www.kabarpenumpang.com/maskapai-harus-waspadai-tail-strike-bisa-jadi-bencana-dalam-jangka-panjang-pada-pesawat/>. – 09.07.2024.
- 145 Poroussoul [Electronic resource]. – URL: <https://poroussoul.tumblr.com/post/145914267568>. – 09.07.2024.
- 146 [Схема механізму повороту коліс носового стояка шасі] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://drive.google.com/file/d/16bQKLv0R5rIXLuvKmg5xIF5qTPSbgk-l/view?usp=sharing>. – 09.07.2024.

- 147 [Nose landing gear of Airbus A320] [Electronic resource]. – URL: <https://airlinercafe.com/wp-content/uploads/2022/05/airbus-a320-200-walkaround-24.jpg>. – 09.07.2024.
- 148 [Гідроциліндри демпфера шимі і керування поворотом коліс носового стояка літака Boeing 757-300] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://i.pinimg.com/originals/93/b0/11/93b011b5242877546dd7c3b0cef296b3.jpg>. – 09.07.2024.
- 149 Aircraft landing gear system shock strut [Electronic resource]. – URL: [https://www.aircraftsystemstech.com/p/there-are-many-different-designsof.html?utm\\_content=cmp-true](https://www.aircraftsystemstech.com/p/there-are-many-different-designsof.html?utm_content=cmp-true). – 09.07.2024.
- 150 Літак Ан-124-100 : Керівництво по техн. експлуатації. Книга 5 [Електронний ресурс]. – Режим доступу: – <https://www.twirpx.com/file/935587/>. – 03.07.2024
- 151 UR-82008 130103 LIPQ AN-124\_ADB carrelli ruote-0001 [Electronic resource]. – URL: <https://www.flickr.com/photos/claudio2691/8344717799/>. – 09.07.2024.
- 152 Easy access rules for normal, utility, aerobatic and commuter category aeroplanes (CS-23) (Initial issue). – 2018. – 505 с.
- 153 CS-25 Certification specifications and acceptable means of compliance for large aeroplanes (CS-25). Amendment 27. – 2021. – 1389 с.
- 154 [Аварійні виходи літака Boeing 737-800] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://i.pinimg.com/originals/b4/b7/f3/b4b7f3c03b2d0062dfd54f5f45adc2b9.jpg>. – 18.07.2024.
- 155 HDpic.club [Electronic resource]. – URL: <https://hdpic.club/21582-krylo-boing-737-35-foto.html>. – 18.07.2024.
- 156 Why is the A380's fuselage designed with a flat bottom? [Electronic resource]. – URL: <https://aviation.stackexchange.com/questions/80028/why-is-the-a380s-fuselage-designed-with-a-flat-bottom>. – 18.07.2024.
- 157 Gallery: The Boeing 737 MAX timeline [Electronic resource] // Aviation Week. – URL: <https://aviationweek.com/mro/gallery-boeing-737-max-timeline>. – 18.07.2024.
- 158 Boeing showing 737-8ERX concept in response to A321LR [Electronic resource] // Leeham news and analysis. – URL: <https://leehamnews.com/2015/03/12/draft-draft-draft-boeing-showing-737-8erx-concept-in-response-to-a321lr/>. – 18.07.2024.
- 159 Arjun Singh. The strongest part of the airframe: Keei Beam [Electronic resource]. – URL: <https://x.com/chainsawrocks/status/1605467882543935488>. – 19.07.24.
- 160 Aviation history of Yeonjeong [Electronic resource]. – URL: <https://m.blog.naver.com/PostView.naver?isHttpsRedirect=true&blogId=rits&logNo=220021255775>. – 18.07.2024.
- 161 Wing center section of Boeing 777 [Electronic resource]. – URL: <http://tokyoexpress.info/wp-content/uploads/2016/11/9e773d73901fbbaed9059edaaaa7dd26.jpg>. – 12.12.2024.

- 162 Trim cutout with severe out-of-trim stabilizer can be difficult to recover [Electronic resource]. – URL: <https://www.satcom.guru/2019/04/stabilizer-trim-loads-and-range.html>. – 18.07.2024.
- 163 [Horizontal stabilizer of Boeing 737NG] [Electronic resource]. – URL: [https://st4.depositphotos.com/21607914/24148/i/1600/depositphotos\\_241482432-stock-photo-horizontal-stabilizers-new-boeing-737.jpg](https://st4.depositphotos.com/21607914/24148/i/1600/depositphotos_241482432-stock-photo-horizontal-stabilizers-new-boeing-737.jpg). – 07.12.2024.
- 164 Boeing 737-700 L/H horizontal stabilizer mount bushings replacement [Electronic resource] // Reddit. – URL: <https://i.redd.it/0zmfae382v651.jpg>. – 18.07.2024.
- 165 Building long-term value [Electronic resource]. – URL: [https://www.annualreports.com/HostedData/AnnualReportArchive/s/NYSE\\_SPR\\_2008.pdf](https://www.annualreports.com/HostedData/AnnualReportArchive/s/NYSE_SPR_2008.pdf). – 18.07.2024.
- 166 [Boeing 737 Fuselage produced by Spirt AeroSystems] [Electronic resource]. – URL: [https://static1.simpleflyingimages.com/wordpress/wp-content/uploads/2024/02/boeing-737-fuselages-at-boeing-renton-shutterstock\\_1571785288.jpg?q=50&fit=crop&w=1140&h=&dpr=1.5](https://static1.simpleflyingimages.com/wordpress/wp-content/uploads/2024/02/boeing-737-fuselages-at-boeing-renton-shutterstock_1571785288.jpg?q=50&fit=crop&w=1140&h=&dpr=1.5). – 07.12.2024.
- 167 A350-1000 XWB: Erstes höhenleitwerk fertig [Electronic resource]. – URL: <https://european-aviation.net/a350-1000-xwb-erstes-hoehenleitwerk-fertig/>. – 18.07.2024.
- 168 Chai, T. What do Boeing and Airbus do with the unpressurized space in the cone tail of airliners behind the rear dome bulkhead? [Electronic resource] / T. Chai // Quora. – URL: <https://www.quora.com/What-do-Boeing-and-Airbus-do-with-the-unpressurized-space-in-the-cone-tail-of-airliners-behind-the-rear-dome-bulkhead>. – 18.07.2024.
- 169 Airbus A320 [Electronic resource] // From Wikipedia, the free encyclopedia. – URL: [https://www.wikiwand.com/jv/Airbus\\_A320](https://www.wikiwand.com/jv/Airbus_A320). – 18.07.2024.
- 170 How is a wing joined to the fuselage? [Electronic resource] // Aviation. – URL: <https://aviation.stackexchange.com/questions/33087/how-is-a-wing-joined-to-the-fuselage>. – 18.07.2024.
- 171 [Fuselage tail section of Airbus A320] [Electronic resource]. – URL: [https://scontent-iev1-1.xx.fbcdn.net/v/t1.6435-9/126492637\\_3292257094219899\\_7375111629437861161\\_n.jpg?\\_nc\\_cat=109&ccb=1-7&\\_nc\\_sid=127cfc&\\_nc\\_ohc=QexUKeRpn8lQ7kNvgGxfDzd&\\_nc\\_zt=23&\\_nc\\_ht=scontent-iev1-1.xx&\\_nc\\_gid=AF48NJgxBMU6oQoK661UtPh&oh=00\\_AYDQJD1e-iul34p7VjSr20\\_QJLJtvJHNv1Shx\\_cSHRP8MQ&oe=677D07A8](https://scontent-iev1-1.xx.fbcdn.net/v/t1.6435-9/126492637_3292257094219899_7375111629437861161_n.jpg?_nc_cat=109&ccb=1-7&_nc_sid=127cfc&_nc_ohc=QexUKeRpn8lQ7kNvgGxfDzd&_nc_zt=23&_nc_ht=scontent-iev1-1.xx&_nc_gid=AF48NJgxBMU6oQoK661UtPh&oh=00_AYDQJD1e-iul34p7VjSr20_QJLJtvJHNv1Shx_cSHRP8MQ&oe=677D07A8). – 08.12.2024.
- 172 Kaden, IF. United's first A321neo [Electronic resource] / IF. Kaden. – URL: <https://community.infiniteflight.com/t/united-s-first-a321neo/806542>. – 18.07.2024.
- 173 Masumi, S. As Boeing avoids russian titanium supply, a japanese producer is stepping in [Electronic resource] / S. Masumi. – URL: <https://www.japantimes.co.jp/news/2022/04/08/business/corporate-business/toho-titanium-russia-shortage/>. – 18.07.2024.

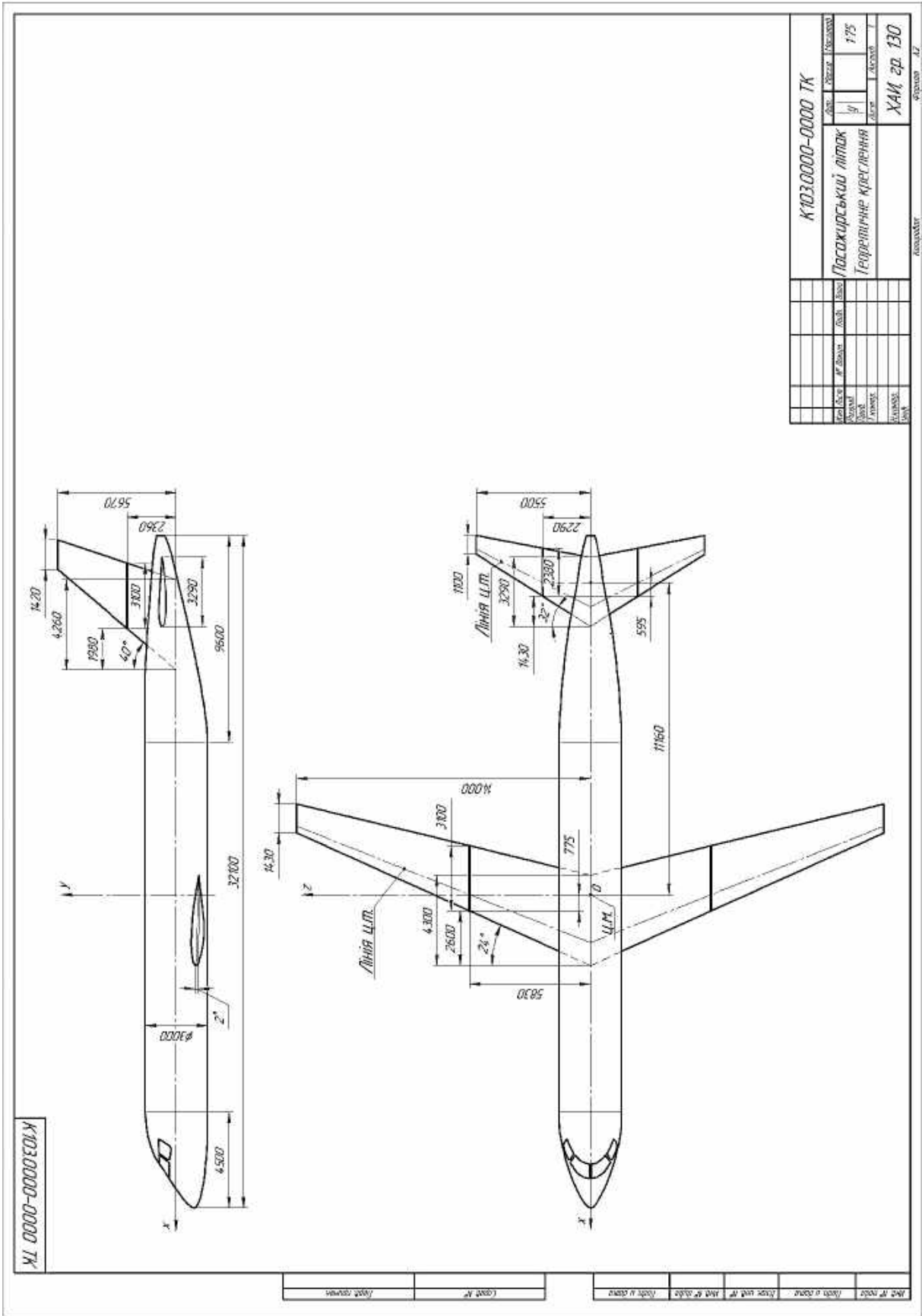


- 174 [Виріз у фюзеляжі літака Boeing 787 під переставне горизонтальне оперення] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://www.aero-news.net/images/content/comair/2008/Vought-787-aft-fuselage-0408a.jpg>. – 18.07.2024.
- 175 [Fuselage cutouts on the tail section of Airbus A350 for horizontal stabilizers installation] [Electronic resource]. – URL: [https://static.ffx.io/images/\\$width\\_1240/t\\_resize\\_width/q\\_62%2Cf\\_auto/05e055df0eadc660e84187b37620d39a9993dfe2](https://static.ffx.io/images/$width_1240/t_resize_width/q_62%2Cf_auto/05e055df0eadc660e84187b37620d39a9993dfe2). – 07.12.2024.
- 176 Foto in off airport - Cadiz [Electronic resource] // Plane pictures.net. – URL: <https://mtsprout.nl/nieuws/nieuws-management-leiderschap/airbus-schrap-3600-banen-cfo-innogy-slachtoffer-zuuraanval>. – 18.07.2024.
- 177 Gorizontal stabilizer [Electronic resource]. – URL: <https://www.facebook.com/100040952053793/posts/4049887915126708/>. – 18.07.2024.
- 178 [Виріз під переставне горизонтальне оперення у фюзеляжі літака Embraer E170, закритий спеціальними накладками] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://i.stack.imgur.com/9RQY4.jpg>. – 18.07.2024.
- 179 [Виріз у фюзеляжі під переставне горизонтальне оперення літака Airbus A330-300, закритий накладками] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: [https://www.navjot-singh.com/uploads/3/1/7/4/3174873/7510261\\_orig.jpg](https://www.navjot-singh.com/uploads/3/1/7/4/3174873/7510261_orig.jpg). – 18.07.2024.
- 180 Airplane Cessna Citation X [Electronic resource]. – URL: <https://www.clubair.com/our-fleet/cessna-citation-x-n420km/>. – 18.07.2024.
- 181 [Схема переставного горизонтального оперення адміністративного літака Cessna Citation X] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://qph.cf2.quoracdn.net/main-qimg-dc368068deea05ad360bf77cedb9619a>. – 18.07.2024.
- 182 "T-Tail" - Boeing 727-220 [Electronic resource]. – URL: [https://aeonaviationphotography.com/cdn/shop/products/IMG\\_0635Boeing727-22\\_resizedforShopifyStore.jpg?v=1657352752&width=823](https://aeonaviationphotography.com/cdn/shop/products/IMG_0635Boeing727-22_resizedforShopifyStore.jpg?v=1657352752&width=823). – 07.12.2024.
- 183 Україна відродить найбільший у світі літак [Електронний ресурс] // Start Media TV. – Режим доступу: <https://www.startmediacorfugr/i-oukrania-tha-anaviosei-to-megalytero-aeroplano-tou-kosmou/>. – 12.09.2024.
- 184 [Центроплан горизонтального оперення літака Ан-225] [Електронний ресурс] // Progresstech-Ukraine. – Режим доступу: <https://www.facebook.com/photo/?fbid=1722308484548443&set=pcb.1722318217880803>. – 12.09.2024.
- 185 The second An-225 airframe at the Antonov plant in Kiev (Antonov) [Electronic resource]. – URL: <https://www.airdatanews.com/wp-content/uploads/2020/04/an-225-second-airframe.jpg>. – 07.12.2024.
- 186 Jet photos [Electronic resource]. – URL: <https://www.jetphotos.com/photo/9410779>. – 18.07.2024.

- 187 The 40th anniversary of the establishment of the "Aviation Star-SP" aircraft manufacturing plant [Electronic resource]. – URL: [https://posts.careerengine.us/p/602b67103d01452a0f1667a3#google\\_vignette](https://posts.careerengine.us/p/602b67103d01452a0f1667a3#google_vignette). – 18.07.2024.
- 188 Air Niugini aircraft crash [Electronic resource]. – URL: <https://www.pprune.org/rumours-news/613816-air-niugini-aircraft-crash-truk-lagoon-14.html>. – 18.07.2024.
- 189 Vertical stabilizer issue slows Boeing 737 delivery surge [Electronic resource] // Aviation week. – URL: <https://aviationweek.com/air-transport/aircraft-propulsion/vertical-stabilizer-issue-slows-boeing-737-delivery-surge>. – 18.07.2024.
- 190 Airbus A220 [Electronic resource] // My space. – URL: <https://myspace.com/iccjet/mixes/streammix-705300/photo/373695003>. – 18.07.2024.
- 191 Airbus & Boeing jetliners cutway drawings [Electronic resource]. – URL: <http://langkasa-norul.blogspot.com/2013/02/airbus-boeing-jetliners-cutaway-drawings.html>. – 18.07.2024.
- 192 Cranfield manufacturing [Electronic resource]. – URL: [https://cdn.asp.events/CLIENT\\_CLDD\\_9BDAB70C\\_5056\\_B733\\_4934A7872C9C46B0/sites/DSEI-2021/media/libraries/manufacturing-hub-theatre-1/Dr-Filomeno-Martina.pdf](https://cdn.asp.events/CLIENT_CLDD_9BDAB70C_5056_B733_4934A7872C9C46B0/sites/DSEI-2021/media/libraries/manufacturing-hub-theatre-1/Dr-Filomeno-Martina.pdf). – 18.07.2024.
- 193 Airbus A380-800 [Electronic resource]. – URL: <https://i.pinimg.com/originals/bd/d5/9d/bdd59dc44019ab5858ed026f9c1ed7fe.png>. – 18.07.2024.
- 194 [Схема літака Bombardier CSJ1000] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://newsassets.cirium.com/Assets/GetAsset.aspx?ItemID=38760>. – 15.09.2024.
- 195 Boeing 737-300 Classic. Компонувальна схема [Електронний ресурс] // Progresstech-Ukraine. – Режим доступу: <https://www.facebook.com/photo/?fbid=1386445191468109&set=pcb.1386445864801375>. – 18.07.2024.
- 196 Boeing 767 Cutaway drawing [Electronic resource] // Cutaway drawing. – URL: <https://conceptbunny.com/boeing-767/>. – 18.07.2024.
- 197 Sukhoi SuperJet 100 [Electronic resource]. – URL: [https://k.sina.cn/article\\_2994788330\\_b280d7ea02700wmq1.html?from=mil](https://k.sina.cn/article_2994788330_b280d7ea02700wmq1.html?from=mil). – 15.09.2024.
- 198 [Схема літака Embraer 190] [Електронний ресурс]. – Режим доступу: [https://conceptbunny.com/wp-content/uploads/2021/02/Embraer\\_190.jpg](https://conceptbunny.com/wp-content/uploads/2021/02/Embraer_190.jpg). – 16.09.2024
- 199 [Boeing 747-8 Intercontinental] [Electronic resource]. – URL: <https://i.pinimg.com/736x/a3/83/9b/a3839b54da8c4ed562806ba541f816f8.jpg>. – 15.09.2024.
- 200 [Boeing 787-10 Dreamliner] [Electronic resource]. – URL: <https://i.pinimg.com/736x/de/90/f9/de90f95308686055376b0d1e64b4a2d2.jpg>. – 16.09.2024.

# ДОДАТОК А

## Теоретичне креслення літака



# ДОДАТОК Б Креслення загального вигляду літака

Креслення літака з бoku. Показано загальні розміри та кут нахилу крила.

Креслення літака зверху. Показано розташування двигунів та шасі.

Креслення літака з передньої сторони.

1	№...	№01	№01
2	№...	№02	№02
3	№...	№03	№03
4	№...	№04	№04
5	№...	№05	№05
6	№...	№06	№06
7	№...	№07	№07
8	№...	№08	№08
9	№...	№09	№09
10	№...	№10	№10
11	№...	№11	№11
12	№...	№12	№12
13	№...	№13	№13
14	№...	№14	№14
15	№...	№15	№15
16	№...	№16	№16
17	№...	№17	№17
18	№...	№18	№18
19	№...	№19	№19
20	№...	№20	№20
21	№...	№21	№21
22	№...	№22	№22
23	№...	№23	№23
24	№...	№24	№24
25	№...	№25	№25
26	№...	№26	№26
27	№...	№27	№27
28	№...	№28	№28
29	№...	№29	№29
30	№...	№30	№30
31	№...	№31	№31
32	№...	№32	№32
33	№...	№33	№33
34	№...	№34	№34
35	№...	№35	№35
36	№...	№36	№36
37	№...	№37	№37
38	№...	№38	№38
39	№...	№39	№39
40	№...	№40	№40
41	№...	№41	№41
42	№...	№42	№42
43	№...	№43	№43
44	№...	№44	№44
45	№...	№45	№45
46	№...	№46	№46
47	№...	№47	№47
48	№...	№48	№48
49	№...	№49	№49
50	№...	№50	№50
51	№...	№51	№51
52	№...	№52	№52
53	№...	№53	№53
54	№...	№54	№54
55	№...	№55	№55
56	№...	№56	№56
57	№...	№57	№57
58	№...	№58	№58
59	№...	№59	№59
60	№...	№60	№60
61	№...	№61	№61
62	№...	№62	№62
63	№...	№63	№63
64	№...	№64	№64
65	№...	№65	№65
66	№...	№66	№66
67	№...	№67	№67
68	№...	№68	№68
69	№...	№69	№69
70	№...	№70	№70
71	№...	№71	№71
72	№...	№72	№72
73	№...	№73	№73
74	№...	№74	№74
75	№...	№75	№75
76	№...	№76	№76
77	№...	№77	№77
78	№...	№78	№78
79	№...	№79	№79
80	№...	№80	№80
81	№...	№81	№81
82	№...	№82	№82
83	№...	№83	№83
84	№...	№84	№84
85	№...	№85	№85
86	№...	№86	№86
87	№...	№87	№87
88	№...	№88	№88
89	№...	№89	№89
90	№...	№90	№90
91	№...	№91	№91
92	№...	№92	№92
93	№...	№93	№93
94	№...	№94	№94
95	№...	№95	№95
96	№...	№96	№96
97	№...	№97	№97
98	№...	№98	№98
99	№...	№99	№99
100	№...	№100	№100

Код документа: А 000000-0000 83

Назва документа: Лист 130

Масштаб: 1:1

Дата: 15.12.2015

Місце: Львів

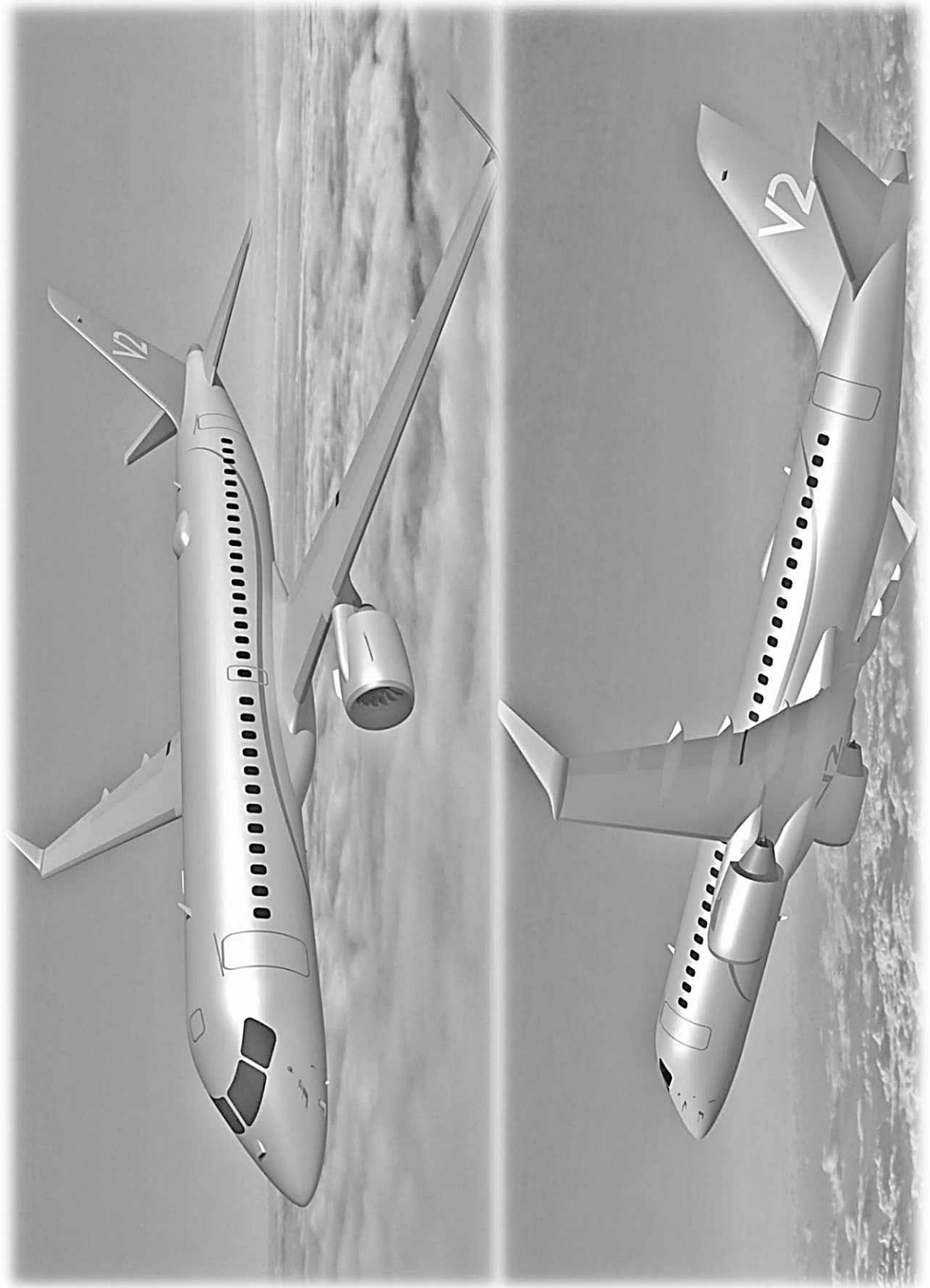
Виконав: [Підпис]

Перевірив: [Підпис]

Затвердив: [Підпис]



**ДОДАТОК Г**  
**Майстер-геометрія літака**



## ЗМІСТ

Перелік умовних позначень.....	3
Передмова.....	5
1 Збір та оброблення статистичних даних.....	7
2 Розроблення технічного завдання і тактико-технічних вимог до літака.....	14
3 Вибір та обґрунтування схеми літака.....	16
4 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні.....	21
5 Розрахунок мас основних агрегатів літака, мас силової установки, палива, обладнання та системи керування.....	24
6 Вибір типу двигуна.....	26
7 Визначення геометричних параметрів основних агрегатів літака.....	53
7.1 Визначення геометричних параметрів крила.....	53
7.2 Визначення геометричних параметрів фюзеляжу.....	98
7.3 Визначення положення центра мас.....	102
7.4 Визначення геометричних параметрів горизонтального оперення.....	103
7.5 Визначення геометричних параметрів вертикального оперення.....	104
7.6 Визначення геометричних параметрів шасі.....	105
8 Побудова теоретичного креслення літака.....	113
9 Вибір, обґрунтування, розроблення й узгодження конструктивно-силових схем агрегатів літака.....	118
9.1 Конструктивно-силова схема крила.....	118
9.2 Конструктивно-силова схема фюзеляжу.....	121
9.3 Конструктивно-силова схема горизонтального оперення.....	135
9.4 Конструктивно-силова схема вертикального оперення.....	149
Бібліографічний список.....	157
Додаток А Теоретичне креслення літака.....	171
Додаток Б Креслення загального вигляду літака.....	172
Додаток В Конструктивно-силова схема літака.....	173
Додаток Г Майстер-геометрія літака.....	174

Навчальне видання

**Поляков Владислав Сергійович  
Андрющенко Володимир Михайлович  
Топал Микола Савович**

## **ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ ЛІТАКА В НУЛЬОВОМУ НАБЛИЖЕННІ**

Редактор Т. О. Іващенко

Зв. план, 2024

Підписано до друку 18.12.2024

Формат 60x84 1/8. Папір офіс. Офс. друк

Ум. друк. арк. 9,8. Обл.-вид. арк. 11. Наклад 100 пр.

Замовлення 154-24. Ціна вільна

---

Видавець і виготовлювач  
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](mailto:izdat@khai.edu)

Свідоцтво про внесення суб'єкта видавничої справи  
до Державного реєстру видавців, виготовлювачів і розповсюджувачів  
видавничої продукції сер. ДК № 391 від 30.03.2001