

1. Безпека експлуатації цивільних повітряних суден

Безпеку польоту можна оцінити як відсутність під час тривалої експлуатації повітряного судна найбільш тяжких наслідків особливих аварійних ситуацій (льотна подія, що не призвела до загибелі пасажирів і членів екіпажу, але така, після якої повітряне судно не підлягає ремонту і відновленню) або катастрофа (льотна подія, що призвела до загибелі навіть одного пасажирів або члена екіпажу з повним або частковим знищенням повітряного судна).

Сучасні вітчизняні та зарубіжні стандарти встановлюють наступні кількісні діапазони ймовірностей виникнення особливих ситуацій:

- катастрофічна ситуація ; $Q_k < 1 \cdot 10^{-9}$;
- надзвичайна ситуація $Q_a = 1 \cdot 10^{-7} \dots 1 \cdot 10^{-9} \dots$

Залежно від вимог ТЗ до повітряного судна (ПС) (призначення повітряного судна, кількість пасажирів, льотні характеристики) визначаються конструктивні параметри (кількість членів екіпажу, злітна маса тощо). Основою для розробки бази сертифікації можуть бути стандарти льотної придатності, АП23 або АП25

Відповідно до вимог НЛГ, сформульованих в конкретних людиноподібних мавпах, сертифікуються основні двигуни, гвинти, бортове обладнання вітчизняного та імпорного виробництва і всі інші складові частини майбутнього літака.

2. Деякі питання економічного проектування

Критерієм оцінки цивільних повітряних суден є наведені витрати, які базуються на вартості перевезення тонекілометра під час перевезення вантажів і пасажирського кілометра. при перевезенні пасажирів.

$$a_{np} = a + E_n a_{k.v}$$

$$a = \frac{A}{K_{к.н} m_{к.н} V_p}$$

Цивільний літак більш ефективний (вартість перевезення менше):

- чим більше значення комерційного навантаження $m_{ком.н}$;
- чим більша швидкість польоту V_p ;
- менша вартість експлуатації повітряного судна за одну літну годину A .

Три можливих шляхи розвитку пасажирських і вантажних літаків:

- збільшення комерційного навантаження,
- збільшення швидкості польоту,
- зниження витрат на експлуатацію повітряного судна.

Перші два шляхи доречні, якщо

$$\frac{\partial a}{\partial m_{ком.н}} > \frac{\partial A}{\partial m_{ком.н}} \text{ и } \frac{\partial a}{\partial V_p} > \frac{\partial A}{\partial V_p}$$

Зниження витрат на експлуатацію літаків пов'язано зі зниженням витрати палива на годину польоту. Сума цих витрат визначається за формулою:

$$Q_n = \frac{mg}{K} C_p; K_{тэ} = \frac{Q_T}{n \cdot L}$$

3. Питання ергономіки та екології в дизайні

На самих ранніх етапах проектування пасажирських літаків формуються обсяги для місць екіпажу і розміщення пасажирів. Розміри і розміщення місць членів екіпажу, органів управління, панелей приладів, консолей, засобів, що відображають інформацію, їх конструктивне рішення і функціональність повинні в умовах суворого дефіциту компоновочного простору забезпечувати членам екіпажу оптимальні умови праці, що дозволяють під час польоту повністю реалізувати конструктивні характеристики повітряного судна.

Перша екологічна проблема полягає в тому, що сучасні аеродроми з довгими злітно-посадковими смугами займають площу в сотні гектарів плоскої земної поверхні.

Друга проблема - шум літака під час зльоту і посадки, що порушує нормальні умови життя людей в районі аеропорту.

Третя проблема - викид двигунів (від латинського Emissio випуск), тобто забруднення атмосфери продуктами згоряння вуглеводневого палива (гасу) в двигунах сучасних літаків.

4. Вибір відношення тяги до ваги (потужності до ваги) дозвукового пасажирського повітряного судна

Для пасажирського повітряного судна визначальною умовою вибору відношення тяги до ваги є, відповідно до НЛГ, забезпечення продовження зльоту літака в разі виходу з ладу одного двигуна і розрахункових значень температури і тиску зовнішнього повітря (+ 30 С °, 730 мм рт. ст.).

Необхідна злітна тягооснащеність при всіх працюючих двигунах в розрахункових умовах (+30 °, 730 мм рт.ст.), не повинно бути менше:

для літака з двома двигунами для літака з трьома двигунами для літака з чотирма двигунами:

$$t_0 \geq \frac{2}{\xi_{взл}} \left(\frac{1}{k_{взл}} + 0,024 \right)$$

$$t_0 \geq \frac{1,5}{\xi_{взл}} \left(\frac{1}{k_{взл}} + 0,027 \right);$$

$$t_0 \geq \frac{1,33}{\xi_{взл}} \left(\frac{1}{k_{взл}} + 0,03 \right);$$

5. Визначення питомого навантаження на крило, основних параметрів крила і крейсерської швидкості польоту

В Нормах льотної годності величина перевантаження в умовах атмосферної турбулентності обмежується двома одиницями, тобто $n_y^{турб} \leq 2$

Розрахунки показують, що при швидкостях $V=90$ м/с, $W=15$ м/с та $p=300$ даН/м², літак з стрілоподібним крилом і $\lambda=8$ буде відчувати перевантаження $n_y^{турб}=2$, в той час як літак з прямим крилом і $\lambda=12$ вже буде тестувати $n_y^{турб}=2,2$.

Вибір вигіднішої крейсерської швидкості польоту дозвукового пасажирського літака з ТРДД і ТВВД та вибір таких параметрів крила, як подовження і кут стрілоподібності, здійснюються в процесі вирішення оптимізаційного завдання пошуку екстремума функції, яка залежить від декількох параметрів, що знаходяться в протиріччі:

- 1) Чим більше $V_{крейс}$, тим нижче вартість перевезення і економічніше пасажирський літак.
- 2) З іншого боку, роз вартості експлуатації літака протягом однієї години A є сума

$$A = A_{a.c} + A_{a.d} + A_{m.o.c} + A_{m.o.d} + A_T + A_{z.n} + B$$

де $A_{a.c}$ - амортизаційні витрати на літак,

$A_{a.d}$ - амортизаційні витрати на двигуни; $A_{m.o.c}$ - витрати на технічне обслуговування літака, $A_{m.o.d}$ - витрати на технічне обслуговування двигунів, A_T - витрати на паливо, $A_{z.n}$ - витрати на заробітну плату льотного складу; B - непрямі витрати (витрати аеропорту).

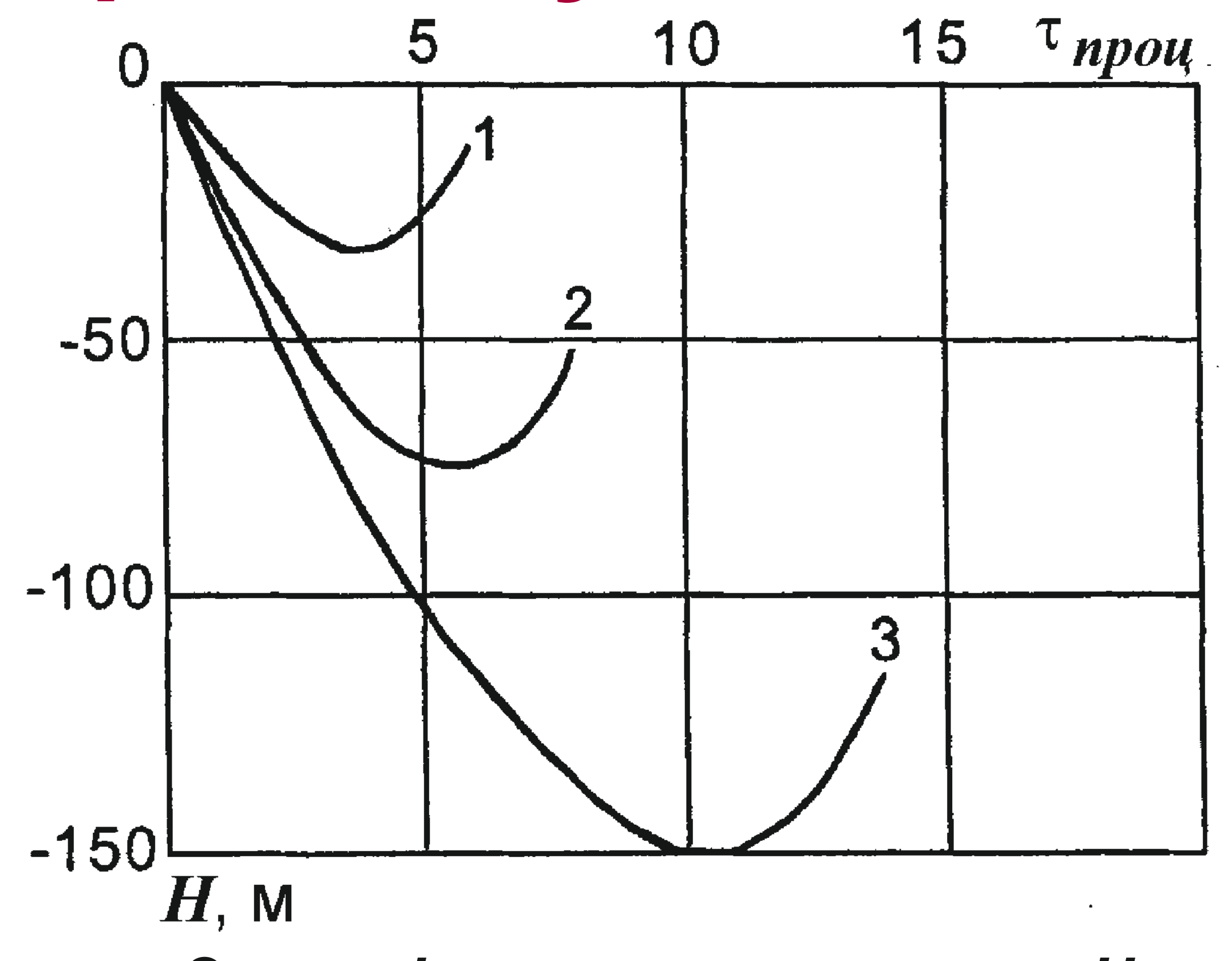
Найбільша кількість витрат палива, які в залежності від ціни палива складають від 35...40 до 70...75% від загальної вартості A .

6. Категорії посадки і параметри двигуна

Категорії посадки за ICAO

Категорії посадки	Вертикальна видимість, м	Горизонтальна видимість, м
I	60	800
II	30	400
III	A	200
	B	50
	C	0

Під час заходу на посадку і самої посадки двигуни переводять в стійкий режим роботи з мінімальною тягою (потужністю). Не виключена можливість зупинки підходу до посадки і виходу на друге коло для посадки. При цьому двигуни необхідно перемикає з режиму роботи з мінімальною тягою в режим роботи з номінальною або максимальною тягою.

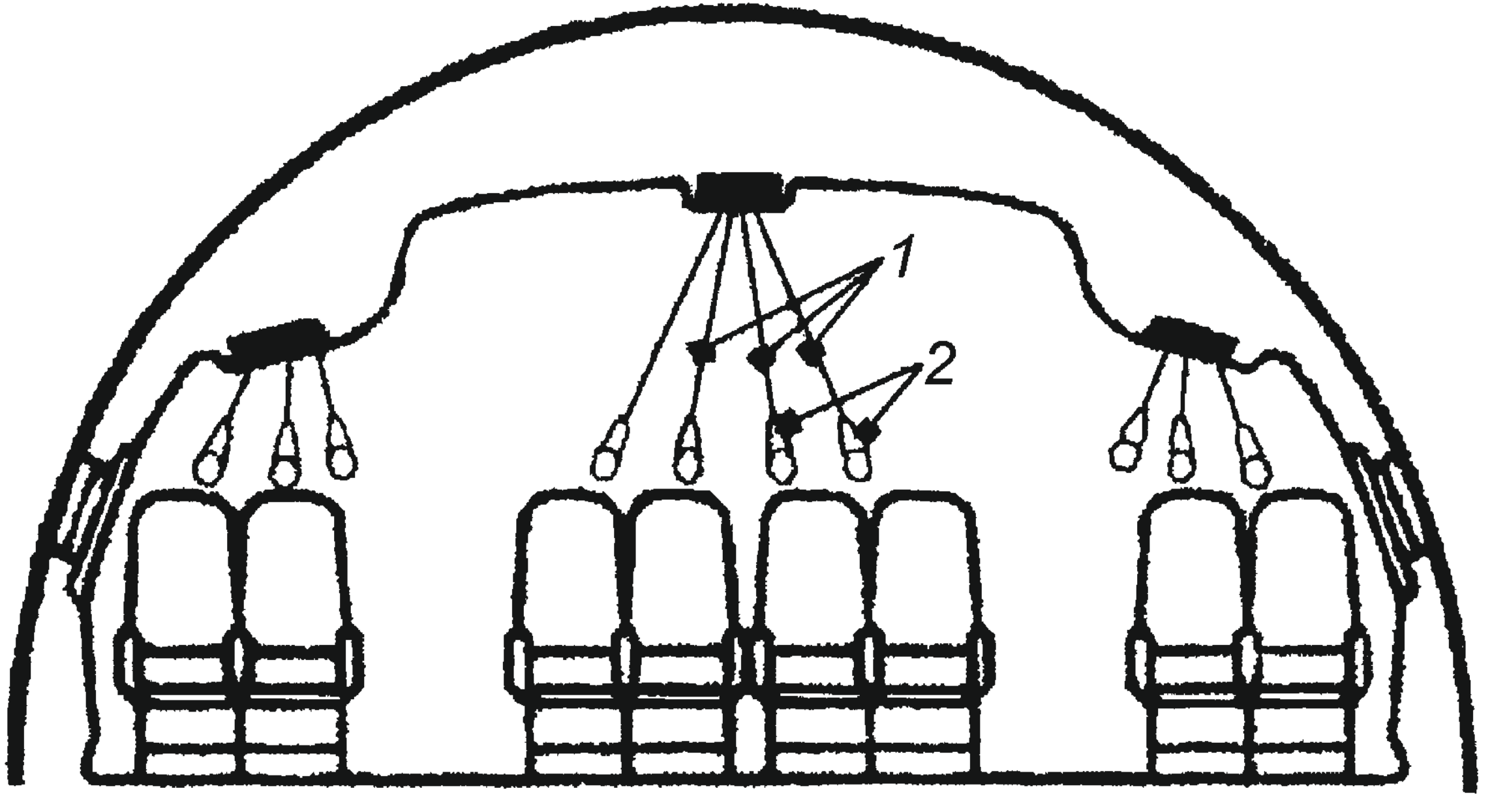


Залежність втрати висоти H літаком від прийомистості двигунів та тривалості процесу $\tau_{проц}$:
1 - $\tau_{пр.д} = 5$ с; 2 - $\tau_{пр.д} = 9$ с; 3 - $\tau_{пр.д} = 16$ с

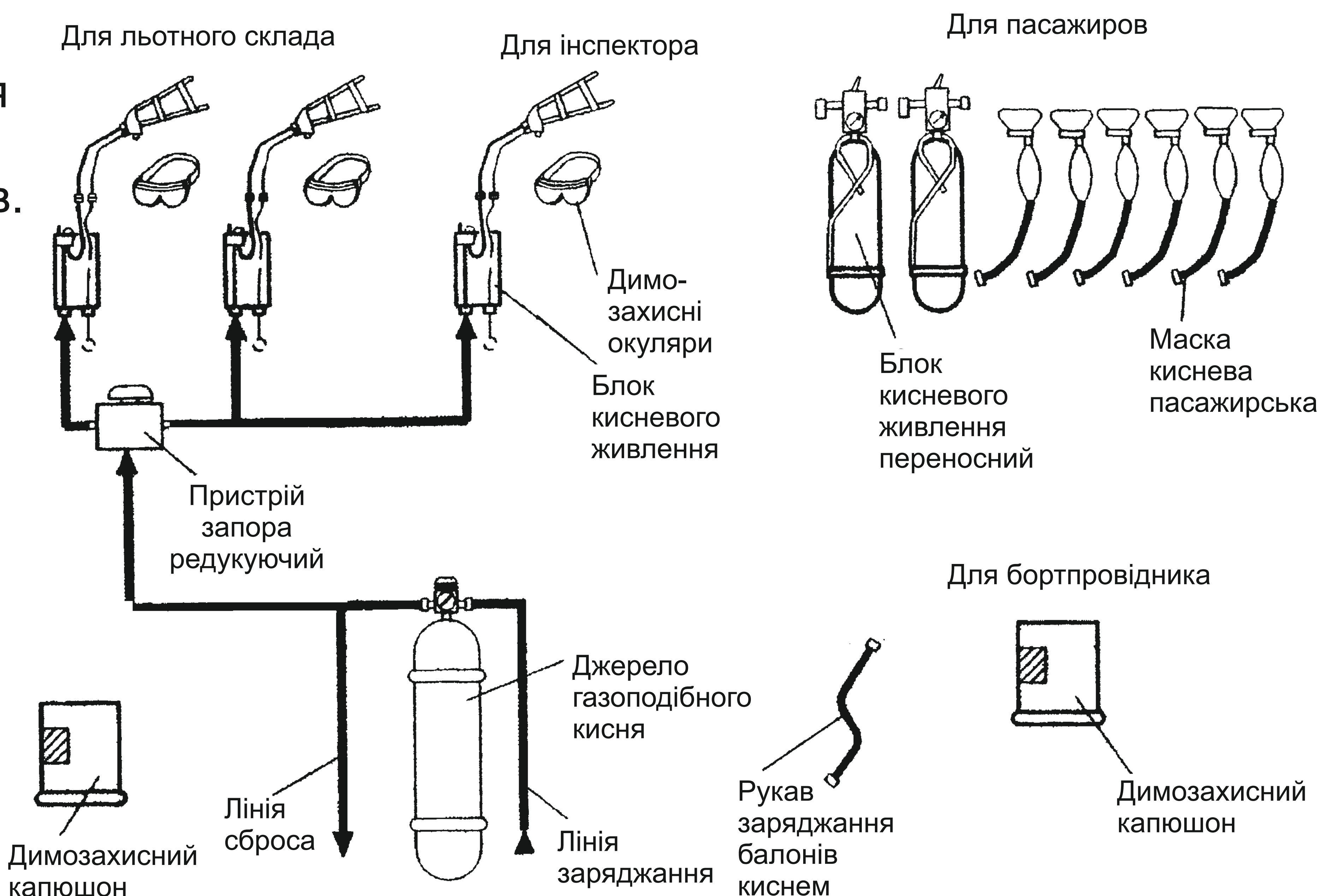
7. Аварійно-рятувальні заходи

7.1. Системи індивідуального життєзабезпечення

Індивідуальні системи життєзабезпечення (ИСОЖ) комплектуються в залежності від призначення та умов використання літаків. ИСОЖ на пасажирському літаку - це кисневі системи.



Розміщення індивідуальних кисневих масок для пасажирів



Кисневе обладнання на літаку АН140

7.2. Засоби порятунку на пасажирських літаках

Ці вимоги аварійної евакуації передусім забезпечуються створенням аварійних виходів.

Кількість аварійних виходів з кожного боку фюзеляжу пасажирського літака

Число пасажирських місць (без бортпроводників)	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV
1 ... 10	—	—	—	1
11 ... 19	—	—	1	—
20 ... 39	—	1	1	—
40 ... 79	1	—	1	—
80 ... 109	1	—	2	—
110 ... 139	2	—	1	—
140 ... 179	2	—	2	—

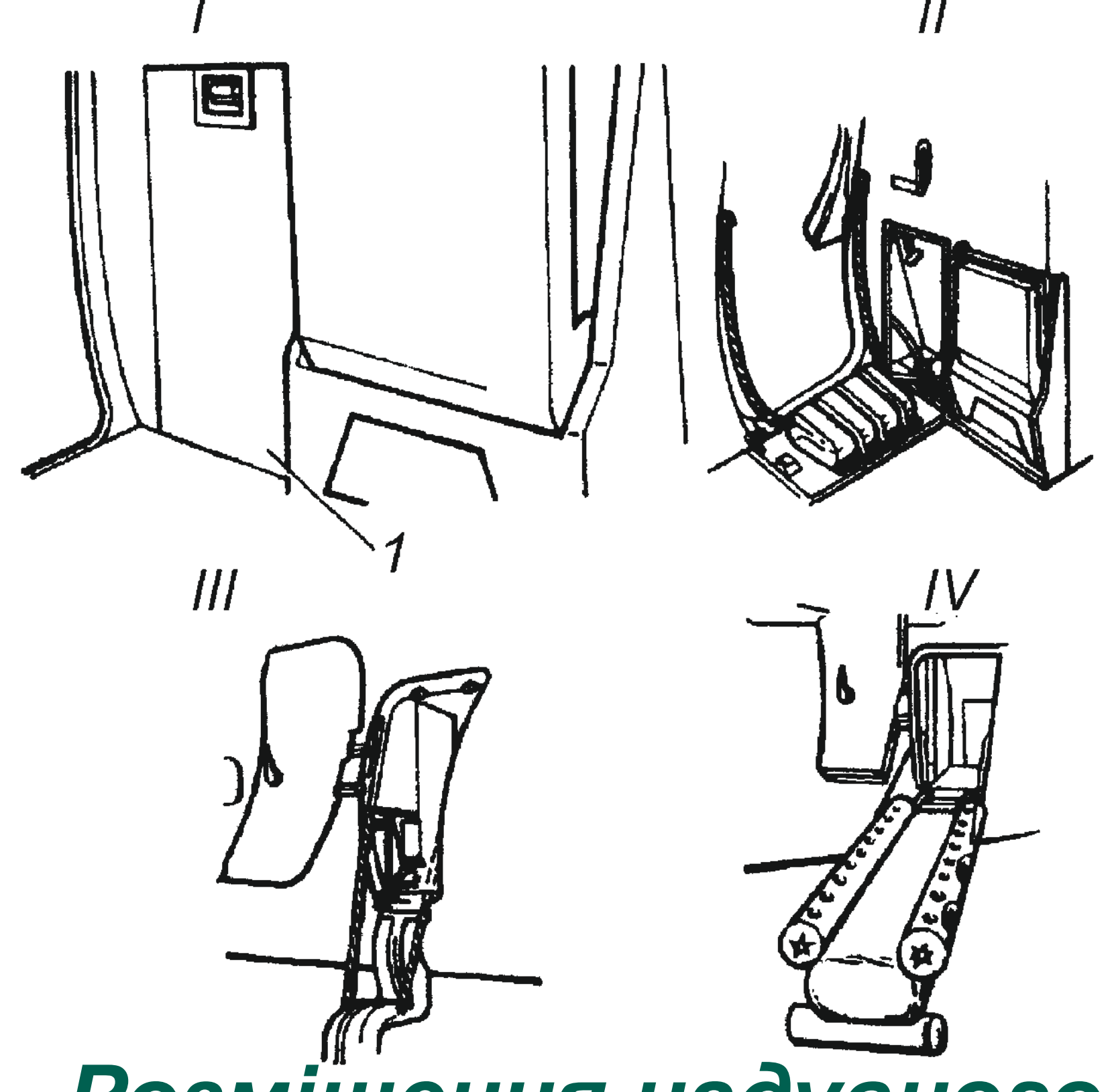
Розміри виходів

Тип вихода	"А"	I	II	III	IV
Ширина, мм	1070	610	510	510	480
Висота, мм	1830	1220	1120	915	660

Висота порогів аварійних входів II, III, IV

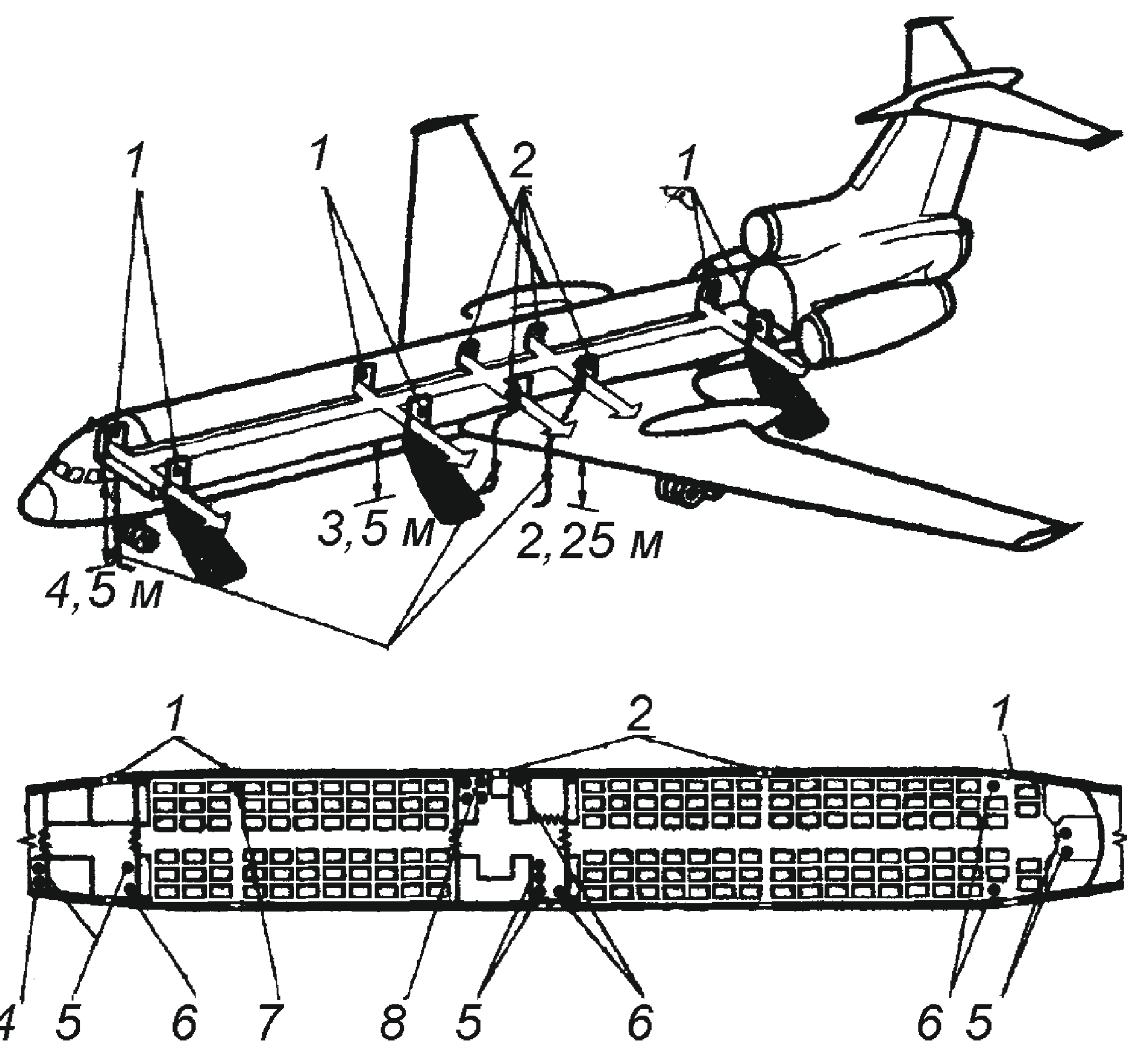
Тип вихода	II	III	IV
Висота порога всередині самолета, мм	250	510	140
Висота порога зовні самолета, мм	430	690	910

При кількості пасажирів понад 179 та до 299 необхідні додаткові пари аварійних виходів із розрахунку застосування виходів типу III на 35 пасажирів (більше 179), виходів типу II на 40 додаткових пасажирів, виходів типу I на 45 додаткових пасажирів та виходів типу "А" на 100 додаткових пасажирів.



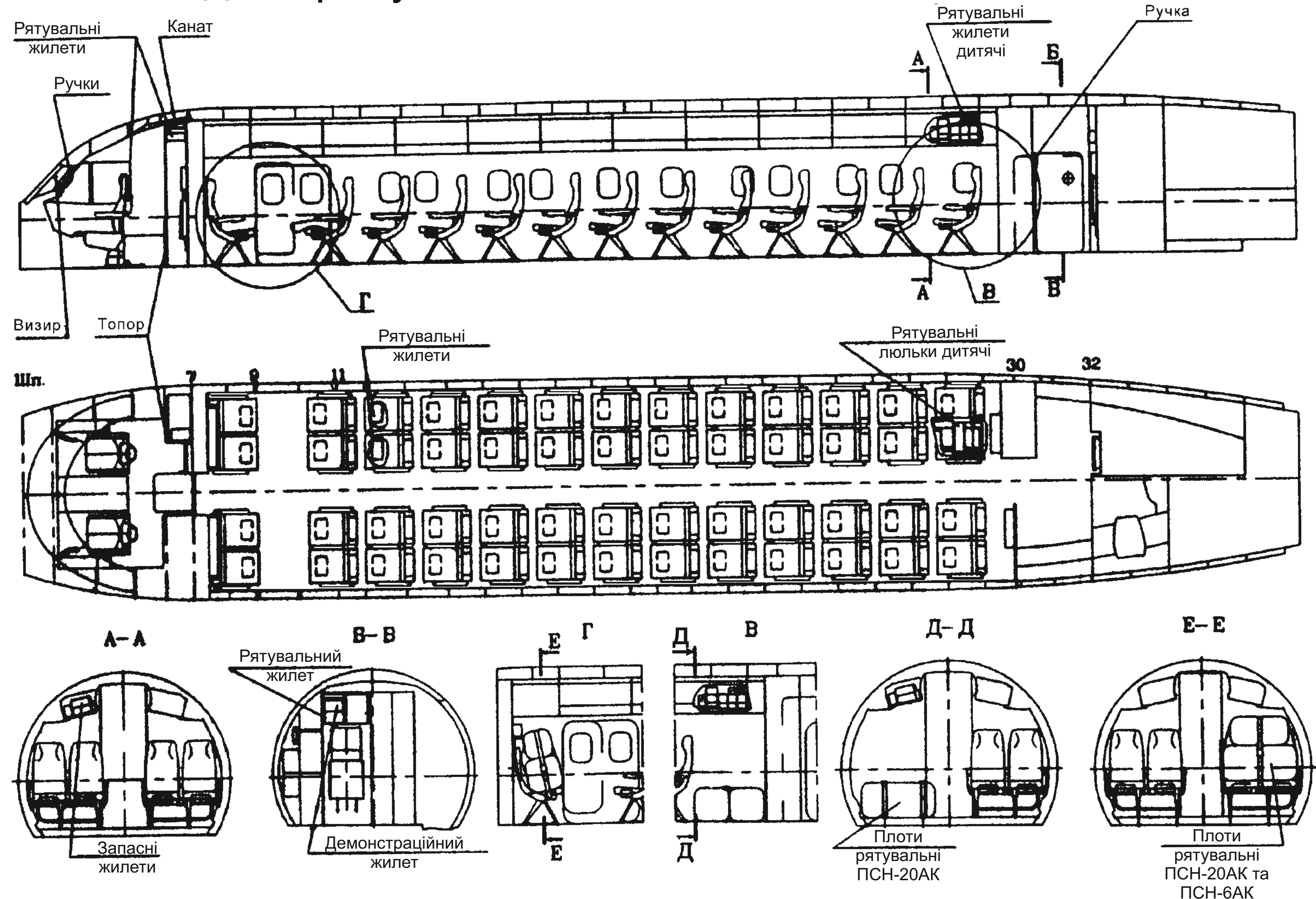
Розміщення надувного аварійного трапу:

1- політне положення (кришка ніші для трапу закрита), II - трап у положенні "Готовий до скидання", III - двері відчинені, трап скинутий, IV - трап автоматично надутий і готовий для спуску пасажирів, 1 кришка ніші для трапу



Аварійно-рятувальне обладнання літака Tu154:

- 1 – основні входи в пасажирську кабіну;
- 2 – аварійні виходи на крило;
- 3 – рятувальні канати; 4 – аварійні сокири;
- 5 – переносні вогнегасники; 6 – надувні трапи;
- 7 – матер'яний жолоб;
- 8 – рятувальні плоти.



Розміщення аварійно-рятувального обладнання літаком An140

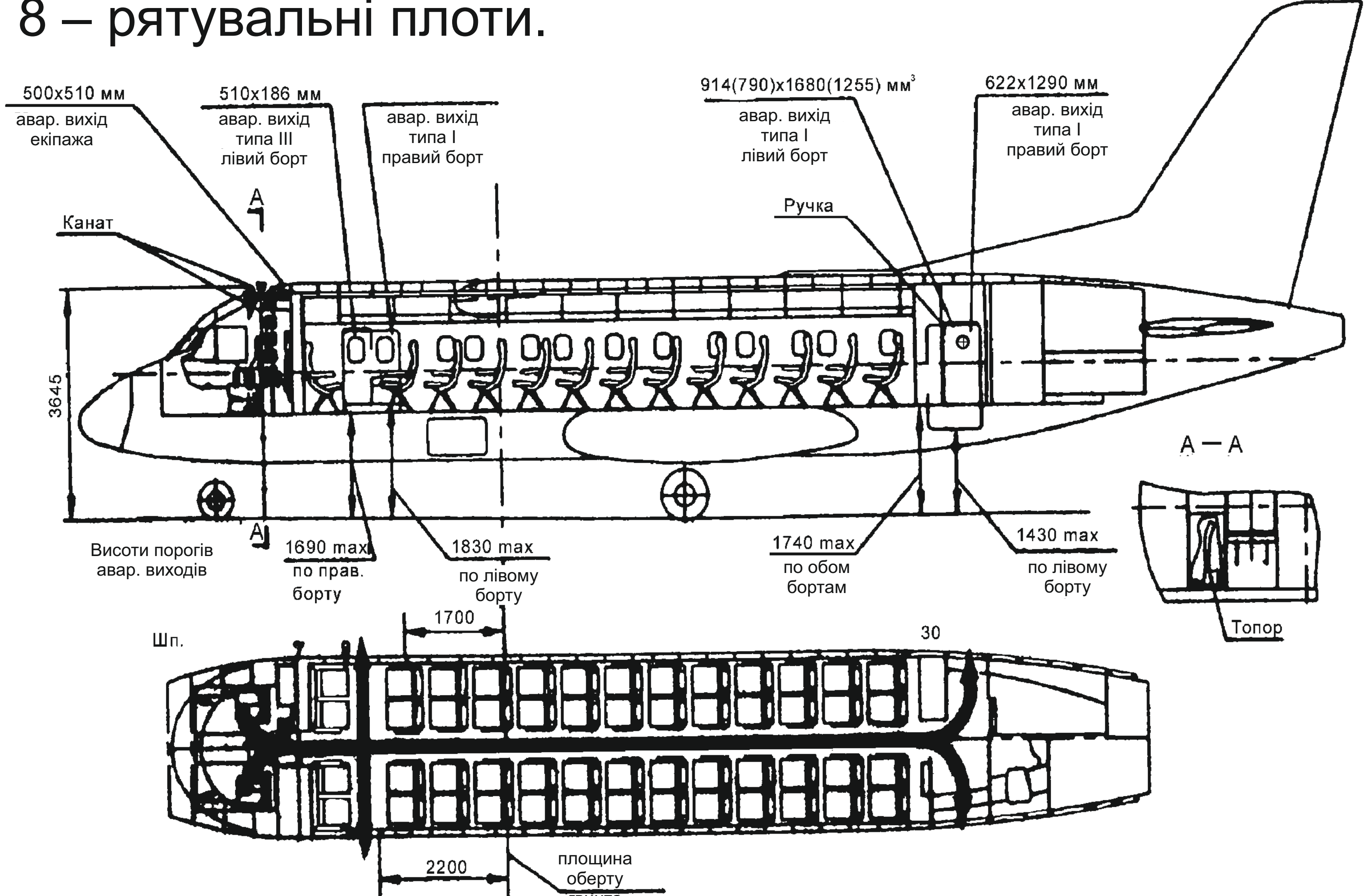


Схема аварійної евакуації пасажирів літака An140 на суші

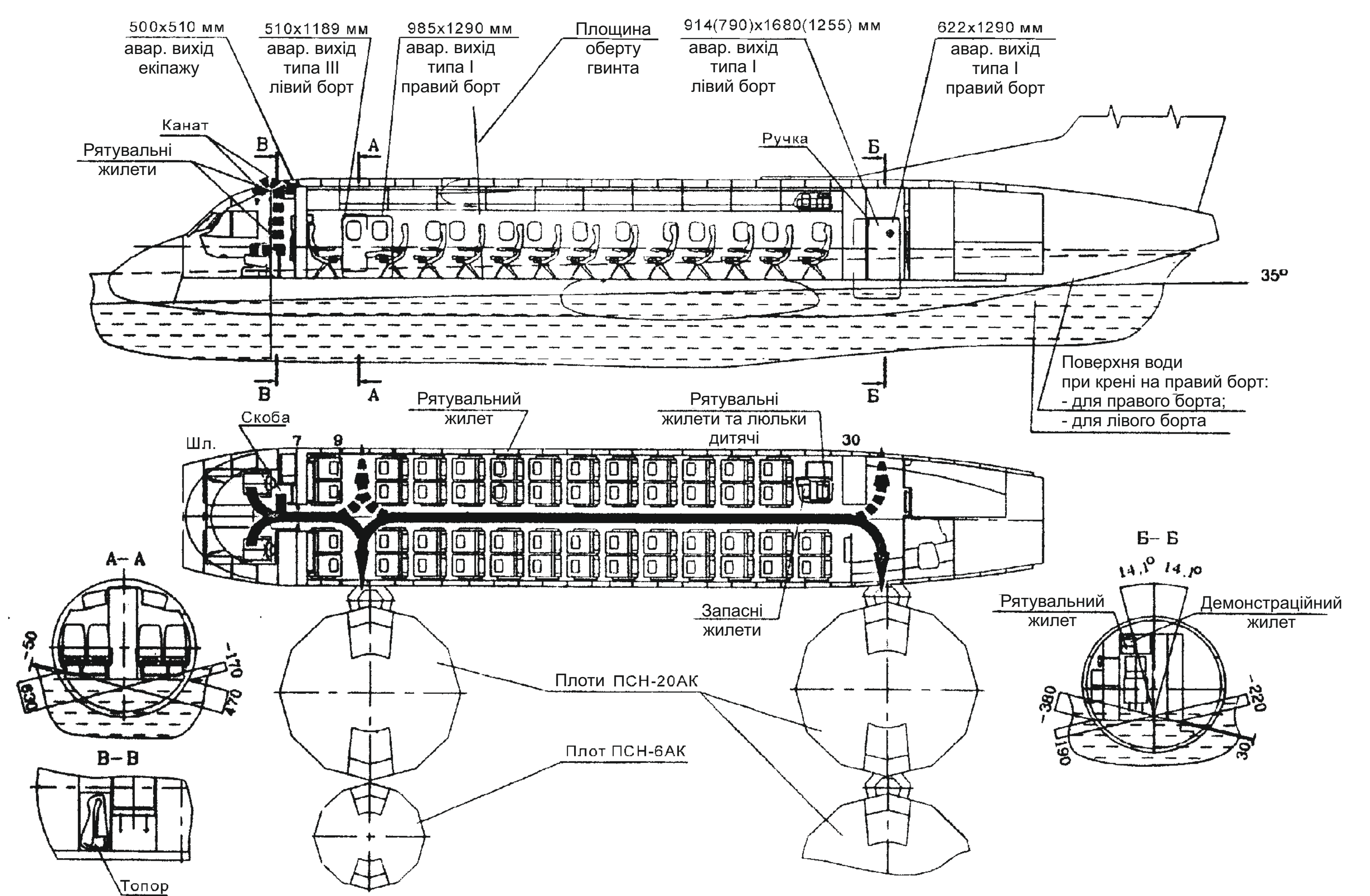


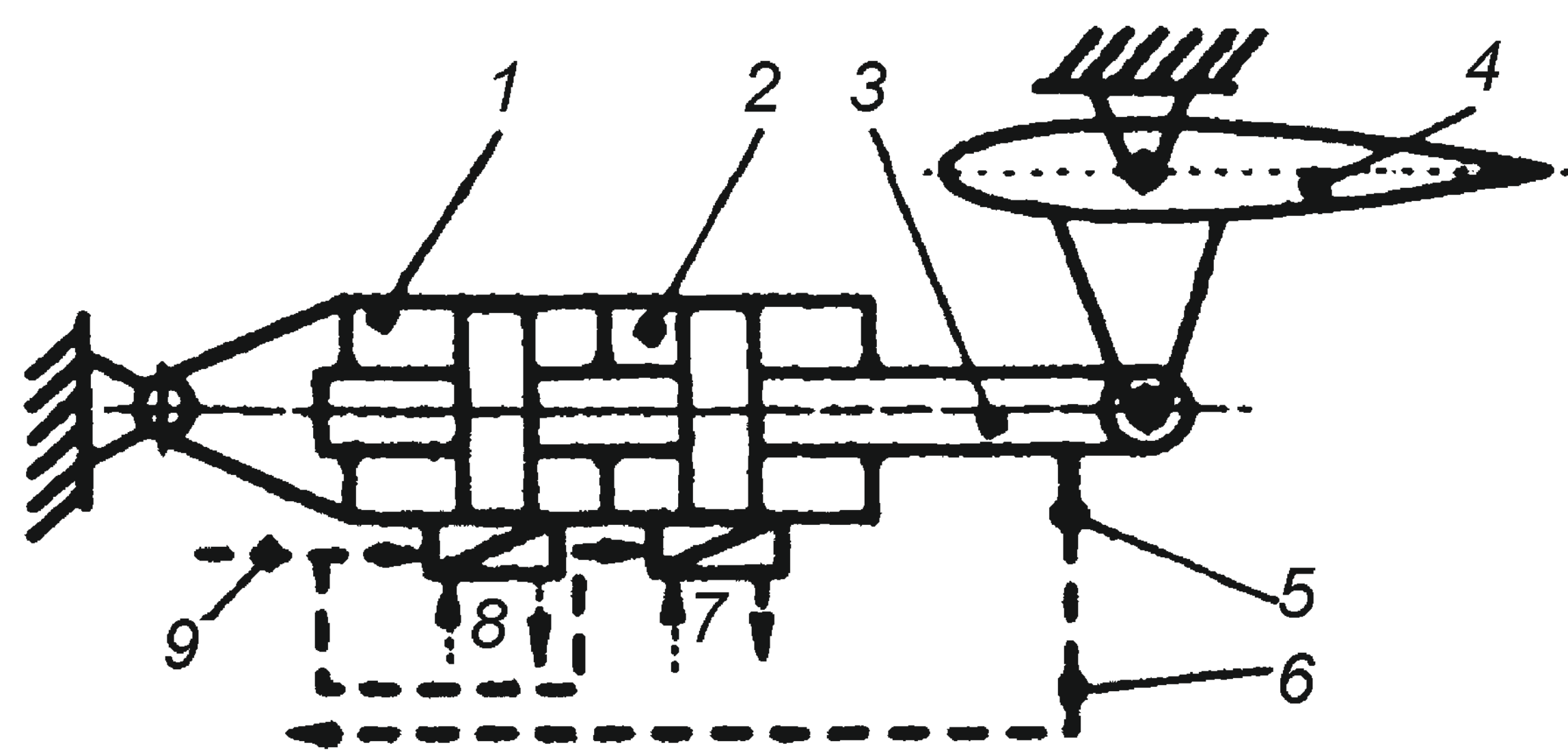
Схема аварійної евакуації пасажирів літака An140 на воді

ЗП На пасажирських літаках з числом пасажирів більше 80 має бути не менше двох вхідних дверей, бажано, щоб вони розміщувалися в передньому і задньому кінцях пасажирської кабіни. Вхідні двері мають бути розташовані по лівому борту літака. Літаки з кількістю пасажирських місць понад 250 можуть мати вхідні двері, що розташовані на обох бортах.

Вікна в пасажирській кабіні мають забезпечувати можливість зручного користування ними з місць, що розташовані біля борту, при зміні кроку встановлення крісел. Конструктивно це виконується у вигляді окремих невеликих вікон (ширина – 200...250 мм, висота – 320...350 мм), розташованих між шпангоутами каркаса кабіни (крок вікон – 500...510 мм).

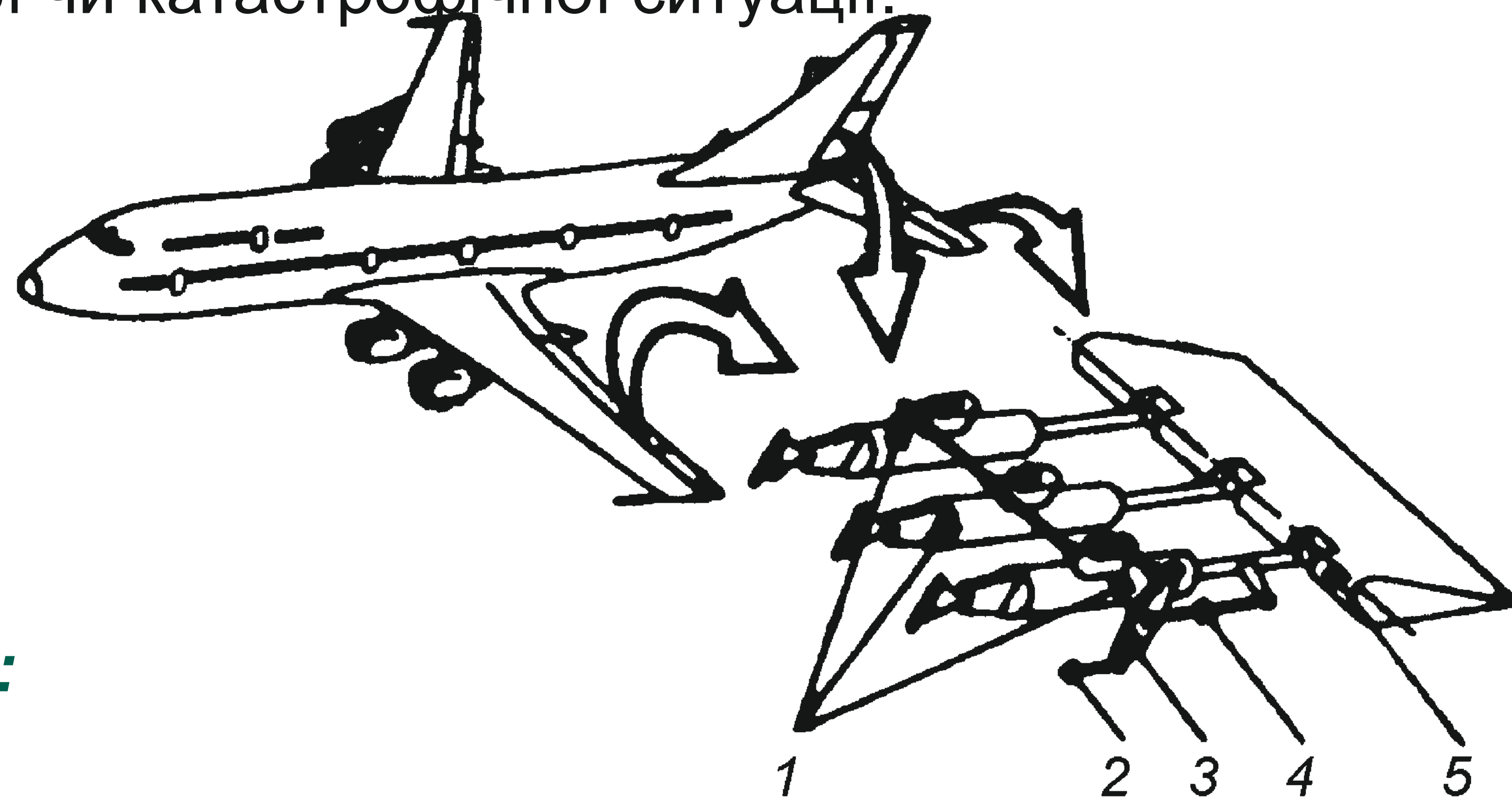
7.4. Інші засоби підвищення безпеки експлуатації пасажирських літаків

Резервування функціональних підсистем здійснюється або їх одночасним підключенням до всіх систем (гаряче резервування), або перемиканням з системи, що відмовила на діючу (холодне резервування). І перше, і друге схемні рішення допускають можливість появи в одному польоті двох незалежних відмов без виникнення аварійної чи катастрофічної ситуації.



Двокамерний електрогідравлічний привід:

1 – перша камера приводу; 2 – друга камера приводу;
3 – виконуючий шток приводу; 4 – рульова поверхня;
5 – електричний датчик зворотного зв'язку;
6 – зворотний електричний зв'язок в електродистанційній системі керування; 7 – живлення золотника другої камери від загальної гідросистеми; 8 – живлення першої камери від бустерної гідросистеми; 9 – керуючий сигнал в електродистанційній системі керування.



Резервування у системі важкого пасажирського літака (приклад):

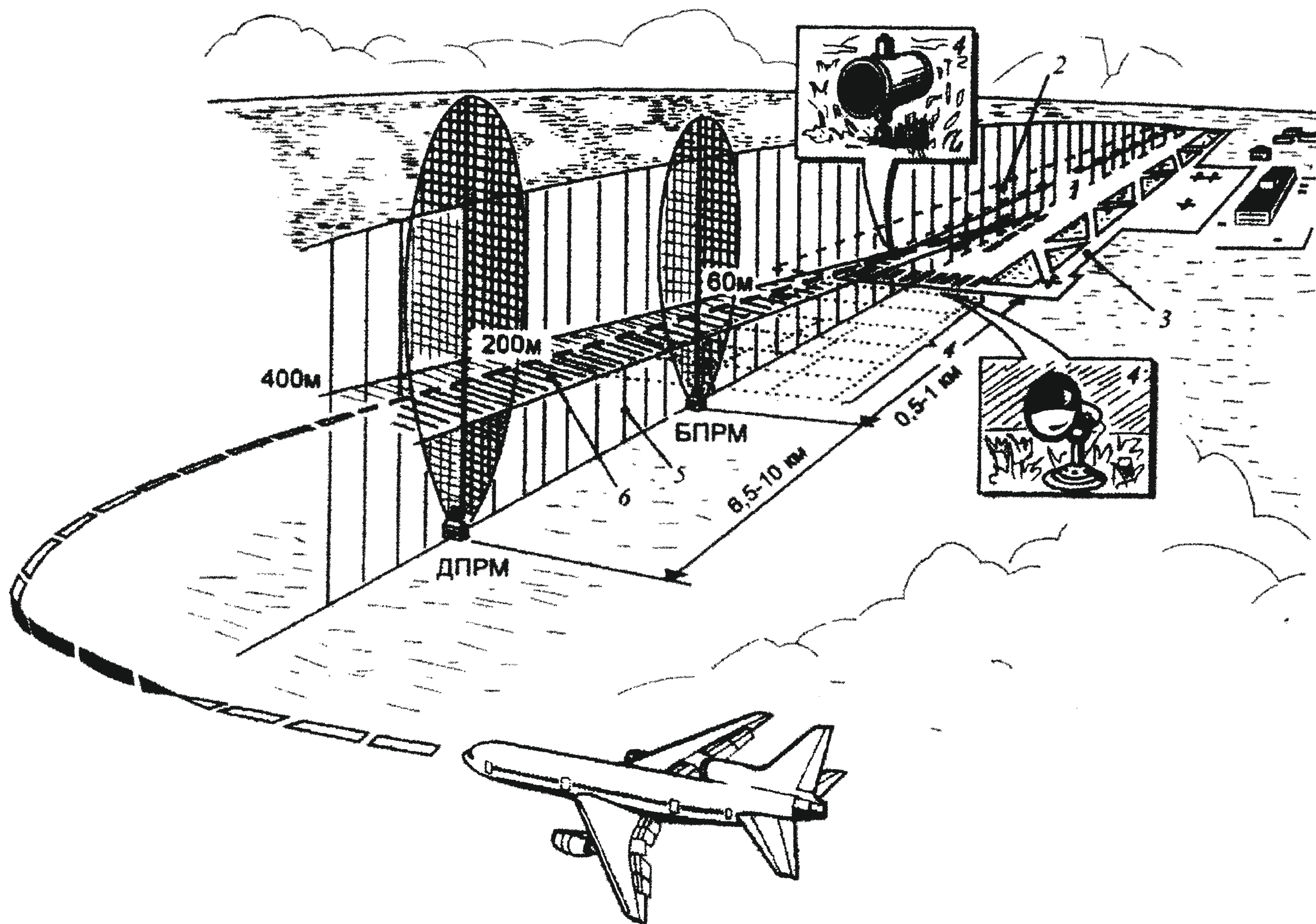
1 – складання зусиль гідропідсилювачів (бустерів); 2 – вхідна тяга (керуючий сигнал на відхилення секції керма 5); 3 – гойдалка зворотного зв'язку; 4 – вирівнююча тяга

7.5. Регулярність та безпека польотів пасажирських літаків

Для роботи на аеродромах, для управління польотами вночі та у складних метеорологічних умовах аеропорти обладнані радіотехнічними та світлотехнічними засобами.

Точність заходу на посадку забезпечується взаємодією бортового радіотехнічного та пілотажно-навігаційного обладнання з наземними радіотехнічними засобами.

Чисельність літаків, що одночасно літають, це складна динамічна система, керування якої можливе лише за наявності інформації про всі компоненти цієї системи та оперативний обмін цією інформацією між наземними службами УВС та екіпажами літаків. Наземне та бортове радіонавігаційне, радіолокаційне та радіозв'язне обладнання з необхідними засобами відображення інформації та переробки її за допомогою ЕОМ дозволяє на землі та на борту літака отримувати інформацію про метеорологічні умови та повітряний рух, попереджати екіпаж про наявність небезпечних мет. та зустрічних літаків за курсом руху та вживати заходів, що забезпечують високий рівень регулярності та безпеки польотів.



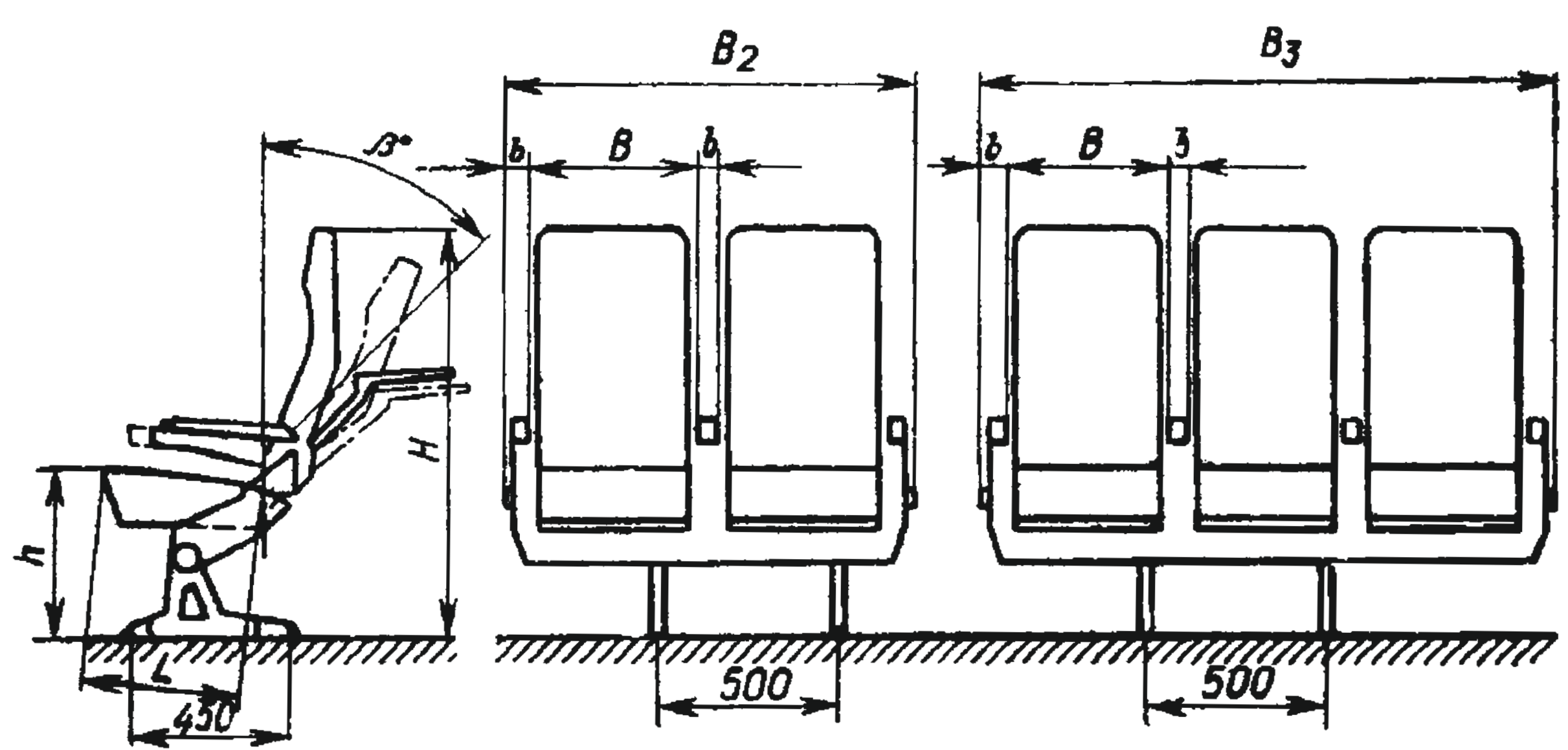
Аеродром:

1 – злітно-посадкова смуга (ВПП); 2 – бічна смуга безпеки (БПБ); 3 – руліжна доріжка (РД); 4 – система кольорових посадкових вогнів; 5, 6 – зона перетину зон випромінювання курсового та глісадного радіомаяків; ДПРМ, БПРМ-далекий та ближній приводні радіомаяки

В організаційному плані безпека на всіх етапах польоту забезпечується незалежною службою керування повітряним рухом (УВС), який планує, координує повітряний рух, безпосередньо

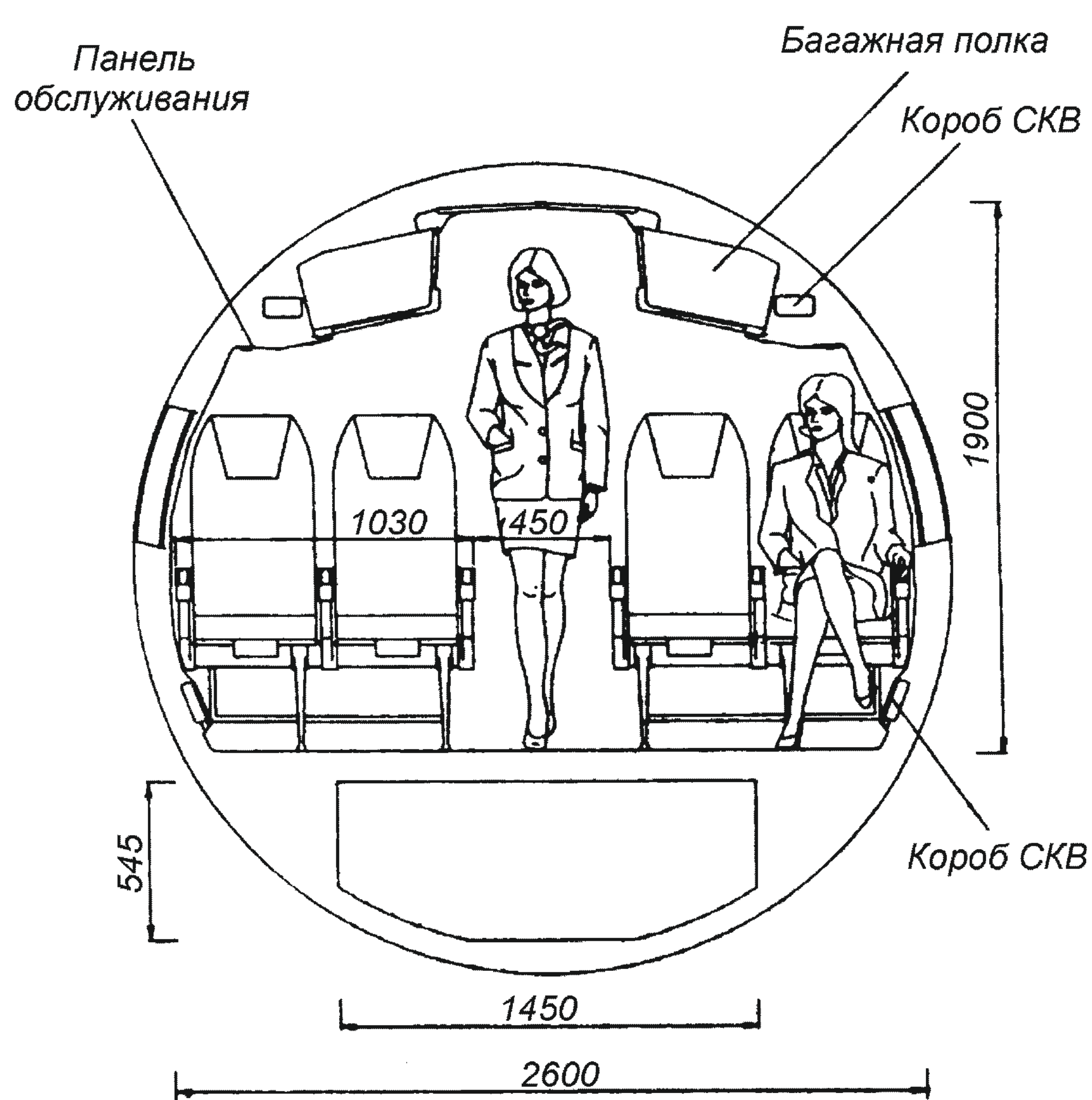
ЗП Одне з основних завдань проектувальника - створити на борту пасажирського літака середовище життя, максимально наближене до звичайних для людини "земних", "домашніх" умов комфорту за кліматом та рівнем шуму, за загальним естетичним враженням від інтер'єру пасажирської кабіни (салону) літака та обслуговування в польоті, за зручністю розміщення пасажирів.

8.1. Визначення необхідної ширини пасажирської кабіни

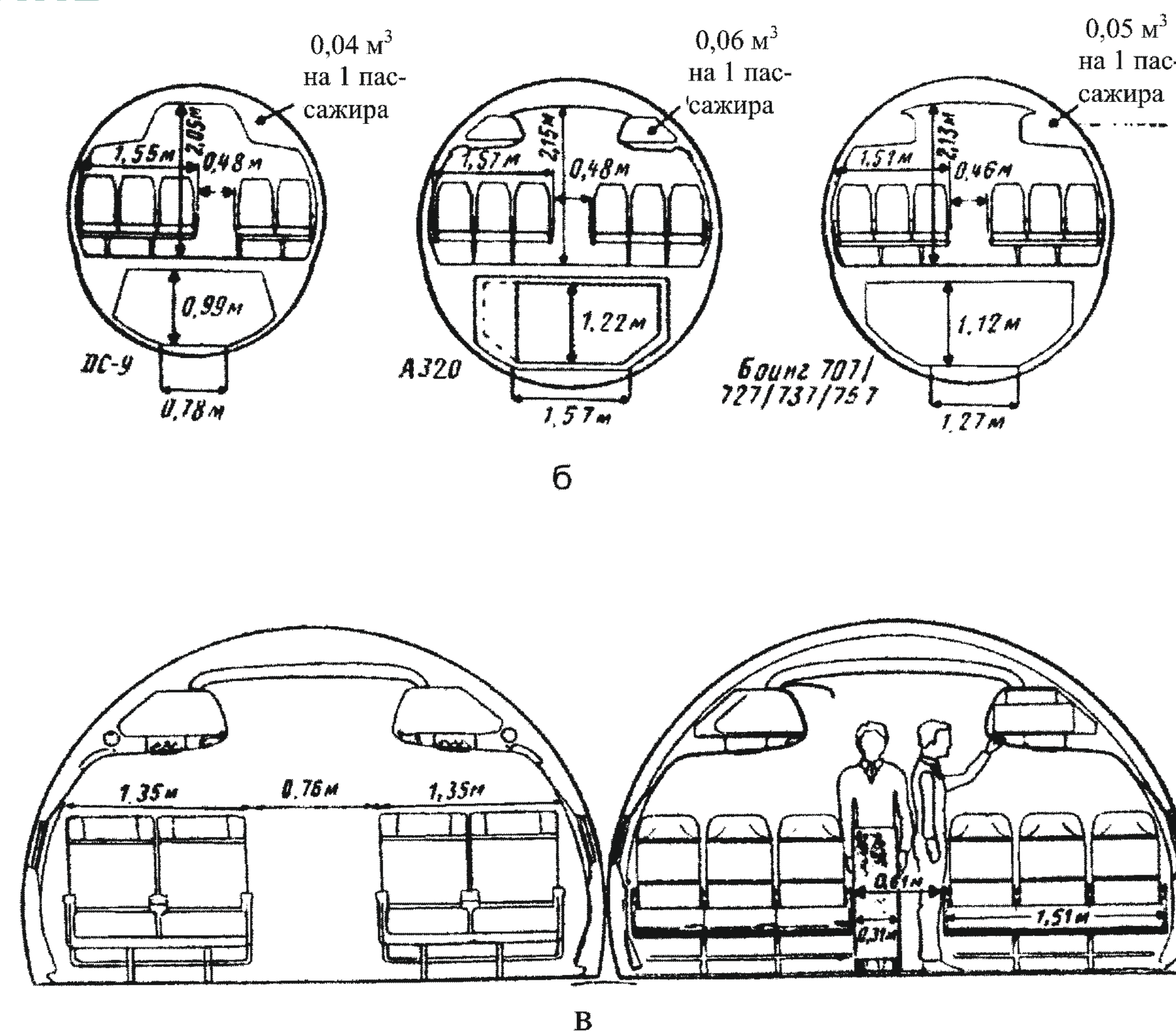
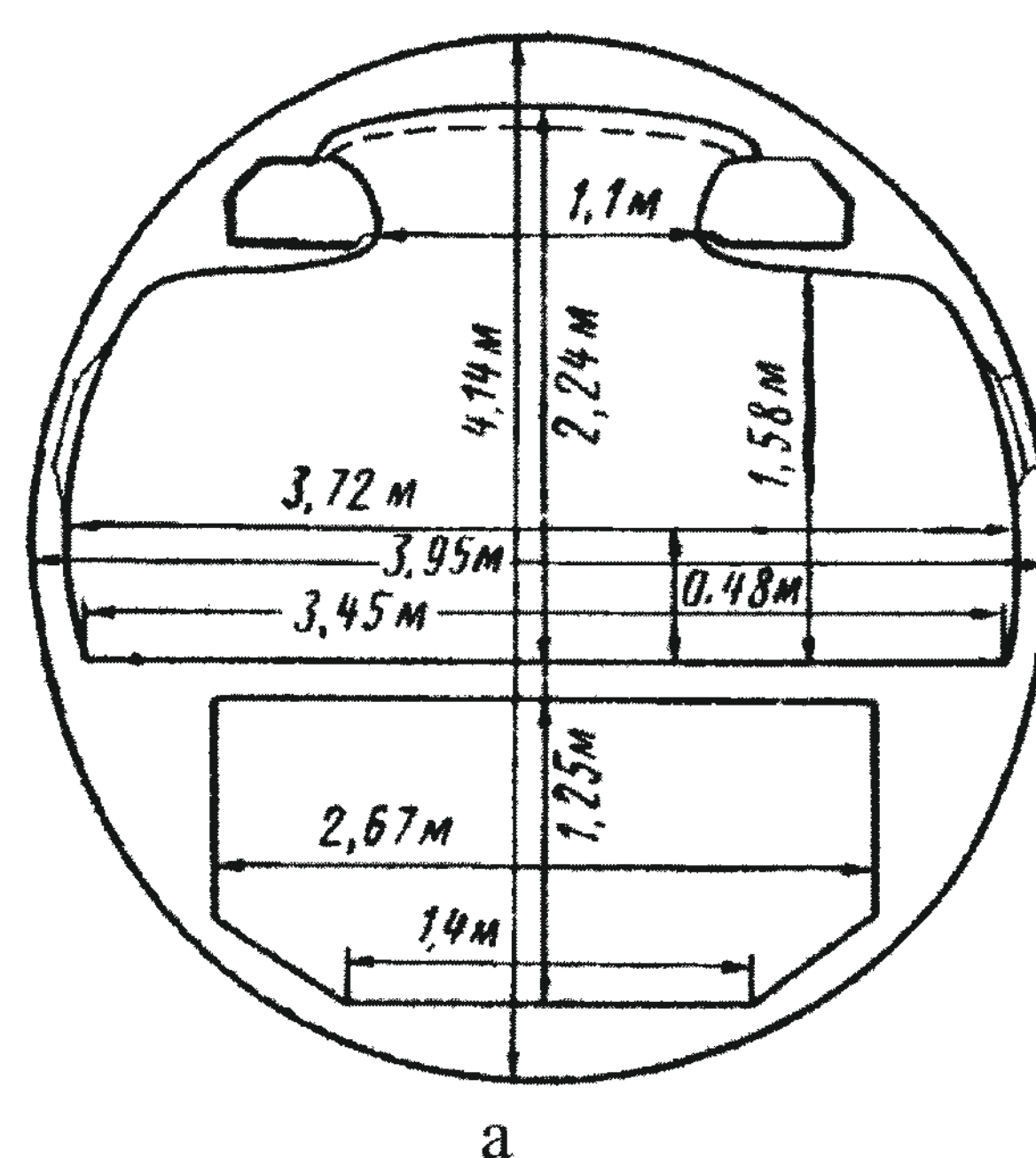


Класы пассажирских сидений	Расстояние между подлокотниками B , мм	Ширина подлокотников b , мм	Длина подушки сидения до спинки L , мм	Высота сидения над полом h , мм	Высота сидения со спинкой H , мм	Угол отклонения спинки от вертикали, град	Ширина блока сидений, мм	
							1	B_3
I	500	70	500	445	1140	45	160	1900
III	440	50	470	445	1120	25	1030	1520

Основні розміри пасажирських сидінь



Поперечний перетин пасажирського салону літака Ан140



Поперечні перерізи фюзеляжів:

а – літака "Ербас Індастрі А320"; б – порівняння поперечних перерізів фюзеляжів літаків А320, "Боїнг" 707, 727, 737, 757 та "МакдоннеллДуглас DC9"; у варіанти компоновок пасажирської кабіни літака А320: зліва - салон першого класу; справа – туристичний салон

Сучасна тенденція спрямована на підвищення комфорту пасажирів та, зокрема, за рахунок збільшення розмірів крісел та проходів.

Розміщення крісел у пасажирському салоні

Кількість сидінь в ряду	Кількість та тип блоків	Ширина прохода, мм	Зазор між підлокотником та стінкою, мм	Ширина фюзеляжу в зоні сидінь або його діаметр, мм	Діаметр фюзеляжу конкретних пасажирських літаків, мм
3	1+2	510	30	2380	–
4	2+2	510	30	2870	Ту-134 – 2900
5	2+3	510	30	3360	Ту-104, Ил-18 – 3500
6	3+3	510	30	3850	Ту-154, Ил-62 – 3800 "Боїнг В – 707" – 3760
7	2+3+2	650×2	40	5200	
8	3+2+2	650×2	45	5700	"Локхид L-1011" – 5970
9	3+3+3	650×2	50	6200	"Дуглас DC-10" – 6020 Ил-86 – 6080 "Боїнг В – 747" 6490×6800
10	3+2+2+3	650×2	50	7050	–

Ширина фюзеляжу на рівні 635 ... 650 мм вище за підлогу пасажирської кабіни:

$$B_{\phi} = B_2 n_2 + B_3 n_3 + C_n n_n + 2\delta_1 + 2\delta_2$$

де

B_2 та n_2 , B_3 та n_3 – відповідно ширина та число двомісних та тримісних блоків сидінь;

$C_n n_n$ – відповідно ширина та кількість проходів;

δ_2 – зазор між сидінням та внутрішньою поверхнею стінки кабіни;

δ_2 – товщина стінки кабіни.

Якщо в ряду 10 сидінь, між середніми двомісними блоками виконується вставка шириною 250 ... 260 мм.

8.2. Визначення необхідної довжини пасажирської кабіни

Довжина пасажирської кабіни знаходиться з урахуванням таких умов:

1. За заданим числом пасажирів та обраним числом сидінь в одному ряду визначається необхідна кількість рядів сидінь.
2. Відстань t між рядами сидінь (крок) виконують кратним 30 мм (у Європі та США кратним одному дюйму 25,4 мм);
Мінімальна відстань l_1 від площини передньої перегородки кабіни до першого ряду сидінь. Мінімальна відстань l_2 від площини задньої перегородки кабіни до переднього кріплення останнього ряду сидінь. Розмір l_2 , необхідний для того, щоб при повністю відхиленій спинці проміжок між конструкцією сидіння і перегородкою був не менше 20 мм.
3. Відношення ширини пасажирської кабіни до її довжини k_{ϕ} (коефіцієнт форми кабіни) необхідно вибирати в межах $k_{\phi} = 0,2 \dots 0,5$. Якщо $k_{\phi} < 0,2$, то пасажирська кабіна стає схожою на "трубу", а якщо $k_{\phi} > 0,5$ складається враження "стисненого" об'єма.
4. Висота пасажирської кабіни повинна бути не менше 1900 мм і не більше 2500 мм, щоб приміщення не нагадувало ангар.

$$L_{n.каб} = l_1 + (i_{ряд} - 1)t + l_2, \text{ де } i_{ряд} - \text{кількість рядів крісел.}$$

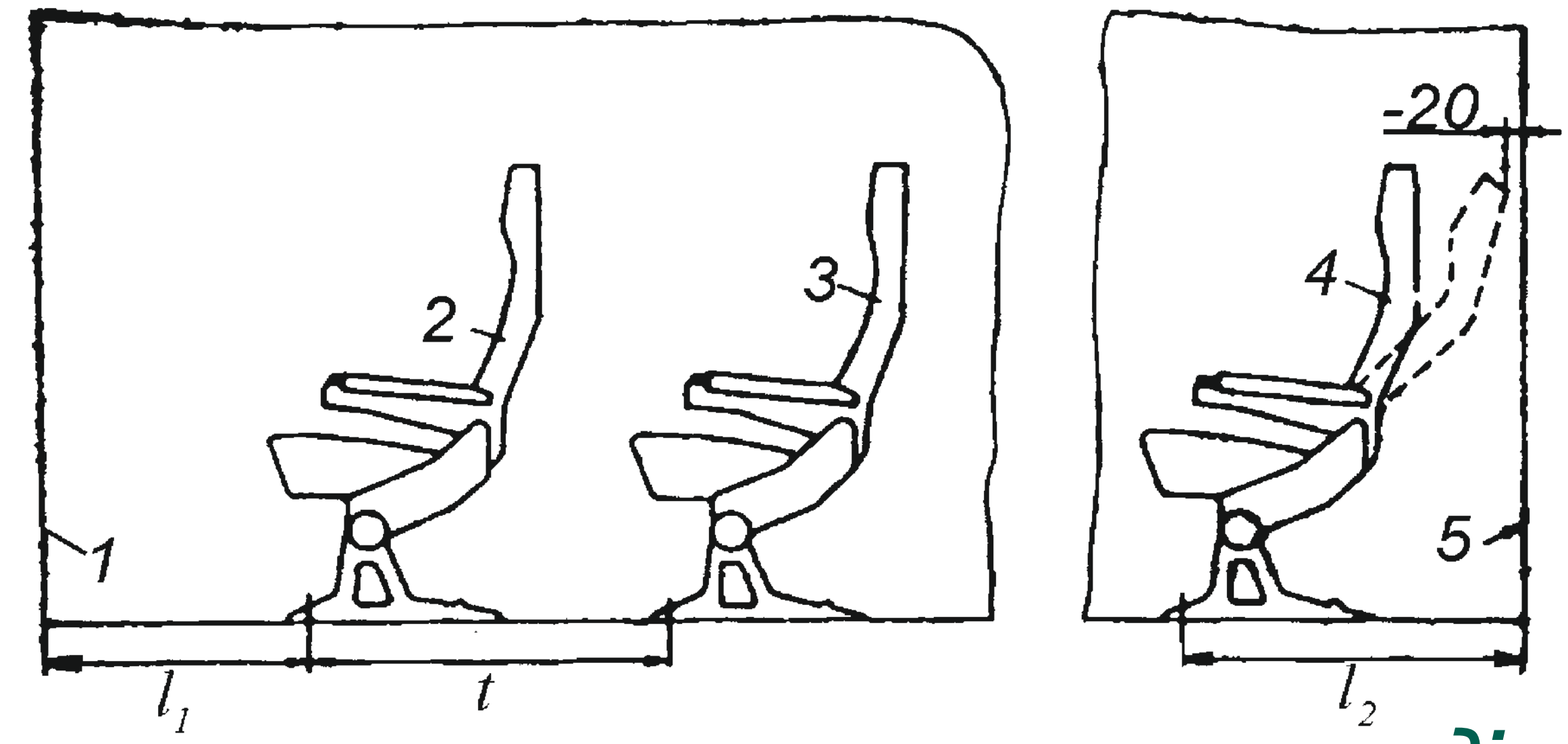


Схема встановлення пасажирських сидінь щодо передньої та задньої перегородок кабіни:

- 1 – передня стінка пасажирської кабіни;
- 2 – передній ряд сидінь; 3 - другий ряд сидінь;
- 4 – останній ряд сидінь;
- 5 – задня стінка пасажирської кабіни

Клас салона	I	II	III
Параметр			
t , мм	980 ... 1080	840 ... 870	780 ... 810
l_1 , мм	630	615	585
l_2 , мм	1000	800	750

Крок сидінь пасажирів та відстань перегородок

Діаметр фюзеляжа, мм	Длительность полета, ч					
	до 1	1 ... 2	2 ... 4	4 ... 6	6 ... 8	8 ... 10
< 4000 ¹	0,84	0,85	0,92	0,98	1,2	1,2
> 5000	0,96	0,98	1,06	1,13	1,27	1,36

Мінімальні значення питомого об'єму пасажирської кабіни $V_{\phi.n}$ м³/чол.

8.3. Кількість та розміщення бортпроводників

Кількість бортпроводників у літаку визначається такими вимогами:

- а) на салон I класу з числом пасажирів до 30...32 два бортпроводники, якщо кількість пасажирів I класу більше 30...32, один бортпроводник на 15...16 пасажирів;
- б) у салонах II та III класів один бортпроводник на 25...30 пасажирів.

Кожен бортпроводник повинен мати місце із прив'язними ременями; сидіння може бути відкидне, та розміщувати його бажано так, щоб бортпроводник міг бачити всіх пасажирів салону.

8.4. Компонування багажно-вантажних приміщень

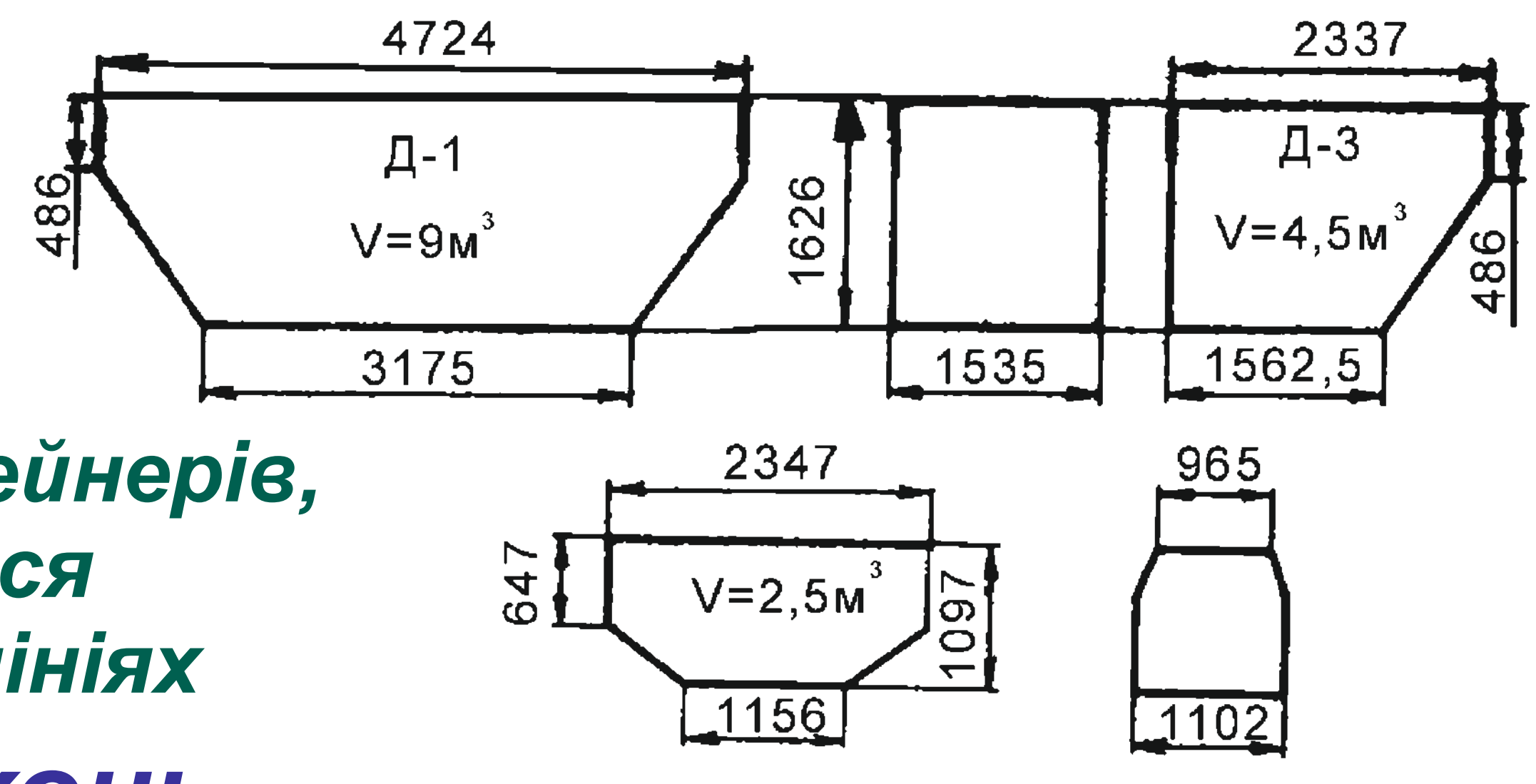
При безконтейнерному завантаженні багажу та вантажів необхідний обсяг багажно-вантажних приміщень (м³) визначається заданною для літака кількістю пасажирів та масою пошти чи вантажу за формулою:

$$V_b = \frac{15n_{пас.мах}}{120} + \frac{m_{ком} - 90n_{пас.мах}}{290}$$

При завантаженні багажу та вантажів у літак у контейнерах необхідний об'єм (м³) контейнерів:

$$V_k = \frac{15n_{пас.мах}}{250} + \frac{m_{ком} - 90n_{пас.мах}}{350}$$

Розміри багажних контейнерів, що застосовуються на міжнародних авіалініях



8.5. Компонування буфетів-кухонь

Якщо в пасажирській кабіні є салони, то незалежно від кількості пасажирів у літаку має бути дві кухні, загальний обсяг яких (м³): $V_{кух} = (0,12 \dots 0,14)n_{пас}$, а площа підлоги (м²): $S_{кух} = (0,1 \dots 0,05)n_{пас}$

8.6. Компонування туалетних приміщень

Число туалетів на борту літака

Длительность полета, ч	Меньше 2	2 ... 4	2 ... 4	Больше 4	Больше 4	Больше 4
Число пассажиров	-	До 120	Больше 120	Меньше 120	120 ... 200	Больше 120
Расчетное число пассажиров на 1 туалет	50	40	45 ... 50	30	40	45 ... 50

Літак перед польотом заправляється водою для побутових потреб (у кухні та буфет) та для гігієнічних потреб (у туалети). Необхідний об'єм води, дм³

$$V_{води} = (0,3 + 0,15T_{пол}) (n_{пас} + n_{эк} + n_{б.п}).$$

8.7. Компонування гардеробів

Для гардеробів необхідно відводити приміщення з площею підлоги, м²: $S_{гард} \geq (0,035 \dots 0,050)n_{пас}$
Об'єм гардеробу, м³, повинен бути: $V_{гард} \geq (0,05 \dots 0,08)n_{пас}$.

Експлуатація пасажирського літака повинна приносити прибуток, який є різницею між тарифами на авіаперевезення і собівартістю цих перевезень:

$$\Pi = T - a,$$

де Π – отриманий прибуток; T – тариф; a – собівартість перевезень: $a = \frac{A}{k_{\text{ком}} m_{\text{ком}} V_{\text{рейс}}}$

9.1. Збільшення комерційного навантаження

Економічність літака зростає зі збільшенням числа пасажирів, які розміщуються на його борту. Це призвело до появи широкофюзеляжних літаків, які вміщують 350-550 пасажирів ("Бойнг-747", Іл-96, "Локхід І-1011", "Дуглас DC-10", А-330).

Пасажири місткість літака та його фактичне комерційне навантаження – взаємопов'язані величини та залежать від умов експлуатації літака.

На коефіцієнт комерційного завантаження безпосередньо впливають і дозволяють його збільшити:

- зниження тарифів на авіаперевезення;
- підвищення регулярності польотів;
- поліпшення комфорту авіаперевезень, комфорту на борту літака та при обслуговуванні пасажирів на аеровокзалах.

9.2. Збільшення рейсової швидкості польоту

У переважній більшості реактивних пасажирських літаків максимальна крейсерська швидкість перебуває у межах 880...940 км/год, що відповідає числам $M = 0,84...0,88$ при середніх висотах польоту 11 км, тобто освоєно досить високі дозвукові швидкості польоту.

Для досягнення максимальних дальностей польоту крейсерські швидкості трохи знижуються до 800...880 км/год. Співвідношення рейсової та крейсерської швидкостей значною мірою залежить від дальності польоту. При крейсерській швидкості 850 км/год і дальності польоту 5000 км рейсова швидкість буде 780 км/год, а при дальності польоту 2500 км ще менше 725 км/год.

Для вирішення проблем економічності необхідно створення надзвукових пасажирських літаків з крейсерською швидкістю, що відповідає $M = 2,2...2,5$, з крейсерською аеродинамічною якістю, підвищеною на 40-50%, зменшеною на 15-20% масою порожнього літака і збільшеною в 1,52 рази паливною ефективністю. При цьому слід мати на увазі, що паливна ефективність значною мірою залежить від економічності двигунів, тобто від питомої витрати палива на крейсерських режимах польоту.

9.3. Зменшення витрат на експлуатацію

Витрати палива на політ може бути критерієм ефективності літака. У зв'язку з цим розглянемо ефективність палива, яка є важливою частиною економічності пасажирського літака. Паливна ефективність визначається за формулою, г/пас.км

Паливна ефективність визначається за формулою, г/пас.км

$$q_{\text{топ}} = \frac{981 m_0 C_{p \text{ крейс}}}{K_{\text{крейс}} V_{\text{рейс}} n_{\text{пас}}}$$

Видно, що окрім розглянутих вище шляхів розвитку пасажирських літаків (збільшення комерційного навантаження та рейсової швидкості), важливі й такі напрями:

- зменшення злітної маси літака m_0 ;
- збільшення аеродинамічної якості $K_{\text{крейс}}$;
- зменшення питомої витрати палива двигунів, встановлених літаком $C_{p \text{ крейс}}$

Проблема зниження маси конструкції успішно вирішується за рахунок:

- вибору оптимальних конструктивно-силових схем агрегатів та використання більш досконалих методів розрахунків конструкції на міцність;
- застосування нових, більш міцних матеріалів або матеріалів з великим опором ушкоджень від втоми (алюмінієво-літійових сплавів, композиційних матеріалів).

Зменшення маси конструкції літака можливе за рахунок застосування автоматичних систем управління, призначених для зменшення експлуатаційних перевантажень при дії вертикальних поривів повітря та виконанні маневрів під час польоту.

Збільшення аеродинамічної якості літака можливе трьома шляхами:

- проектно-конструкторським;
- виробничо-технологічним;
- експлуатаційним.

В експлуатаційному плані йдеться про збереження високої аеродинамічної якості літака протягом його життєвого циклу збереженням високої якості повітря, що обтікається, повітряним потоком. Цьому сприяють чистота поверхні - без пилу, комах, крапель води, покриття поверхні стійкими фарбами проти механічних пошкоджень, стійких протикислотних та лужних.

2. ПРАКСЕОЛОГІЧНИЙ МЕТОД ПРОЕКТУВАННЯ МОДИФІКОВАНИХ САЛОНІВ БАЗОВИХ ПАСАЖИРСЬКИХ ЛІТАКІВ

2.1. ПРАКСЕОЛОГІЧНИЙ ПІДХІД (З. Васютінський, В. Гаспарський) ЗА ОЦІНКОЮ ІНЖЕНЕРНИХ ОБ'ЄКТІВ

$$\bar{\eta} = \frac{\eta_{\text{мод}}^{\text{э}}}{\eta_{\text{баз}}^{\text{э}}} = \frac{\Pi}{(C_{\text{мод}} + C_{\text{мод}}^{\text{э}}) \cdot \eta_{\text{мод}}^{\text{э}}} > 1$$

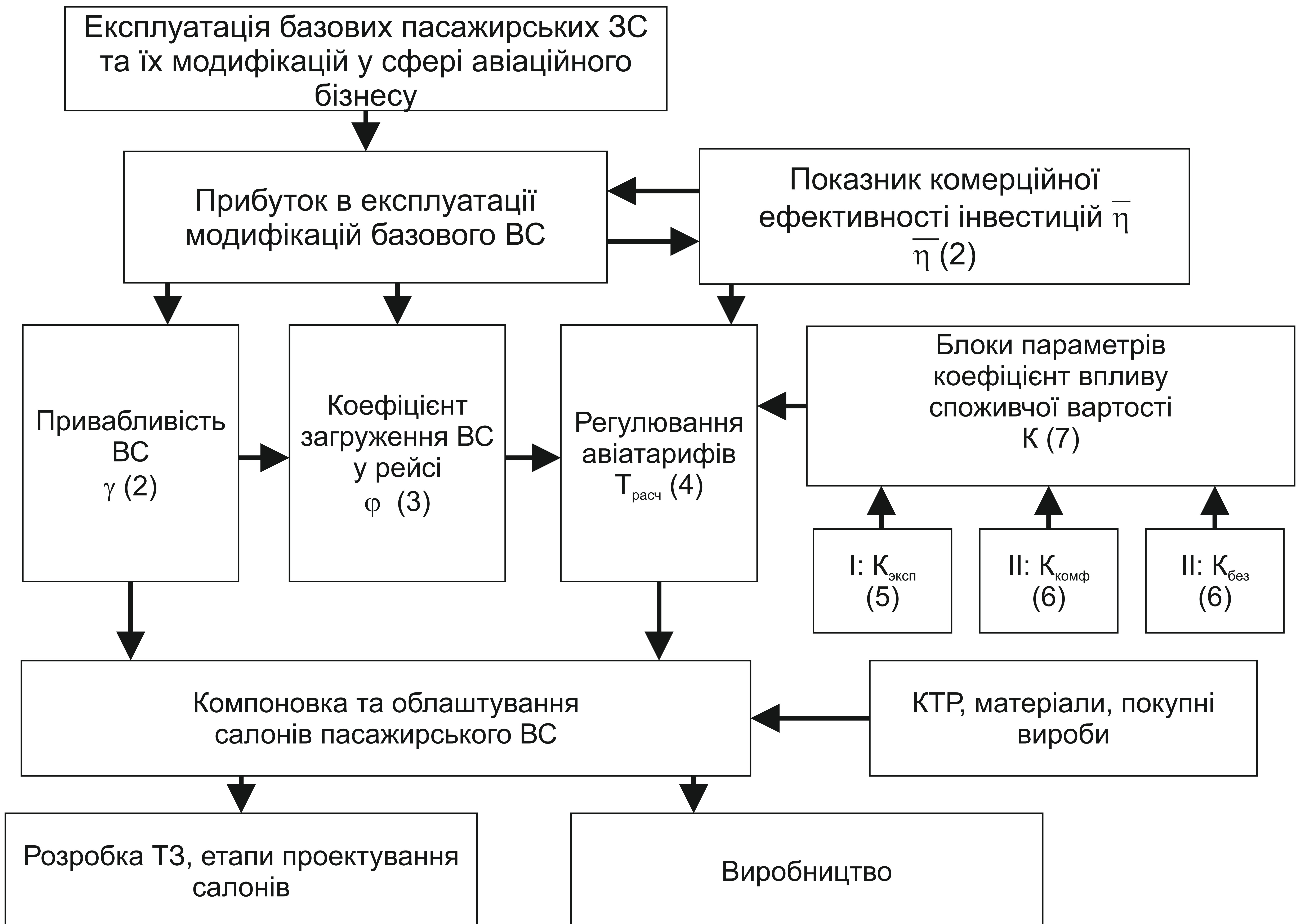
Визначають показник ефективності авіаперевезень в умовах конкуренції

де $\eta_{\text{мод}}^{\text{э}}$, $\eta_{\text{баз}}^{\text{э}}$ – показники комерційної ефективності інвестицій для модифікованого та базового ВС; Π – прибуток в експлуатації модифікованого ВС; $C_{\text{мод}}$ – ринкова вартість модифікованого ВС; $C_{\text{мод}}^{\text{э}}$ – собівартість пасажирських перевезень.

Праксеологічне оцінювання універсальної ефективності КТР:

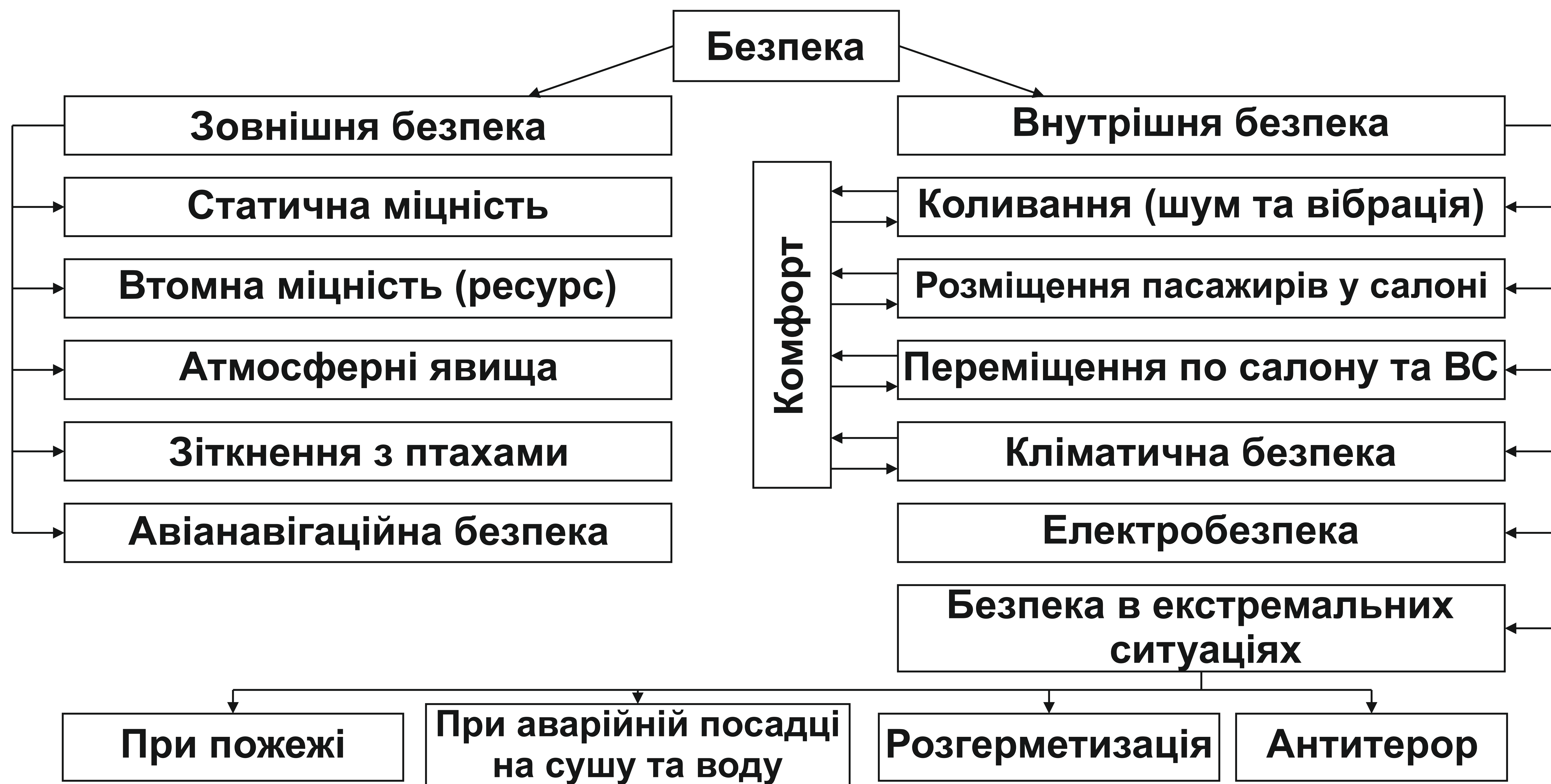
- ◆ якість результату $\sigma_w = W/C$
 - ◆ розузгоджування; ◆ результату $\sigma_w = W - C$; ◆ результативності $\sigma_R = R - C$;
 - ◆ корисність результату $\chi = W - N$; ◆ економичність результату $\eta = W/N$;
- де W - корисний результат (проекування та виготовлення об'єкта); R - реалізовані внаслідок створення об'єкта (салону); N - витрати на реалізацію дії (обсяг ресурсів витрачених для досягнення N); C - мета дії, що відповідає вимогам ТЗ.

Схема праксеологічного методу проектування та облаштування салонів модифікацій базового ВС



2.2. СІНТЕЗ КІЛЬКІСНИХ ПОКАЗНИКІВ КТР ВНУТРІШНЬОЇ БЕЗПЕКИ ПАСАЖИРІВ

Блок-схема складників КТР безпеки пасажирів ВС



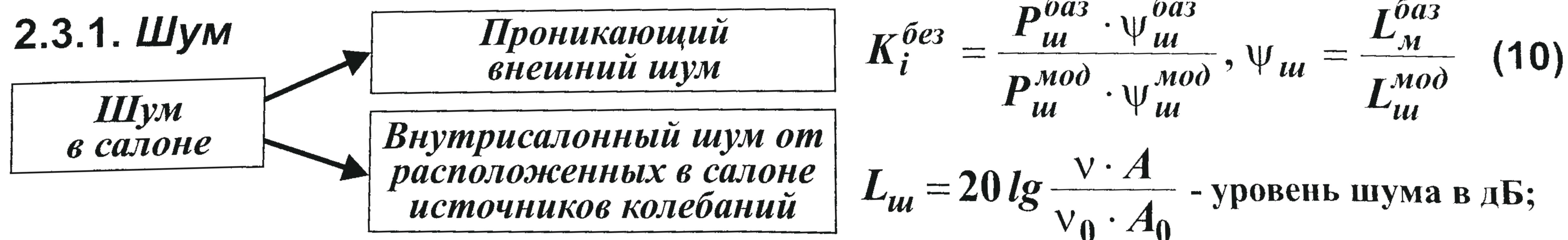
Представление параметров факторов внутренней безопасности, определяющих КТР компоновки и обустройства салона, в безразмерном каноническом виде:

$$K_i^{\text{без}} = \frac{P_{\text{без}i}^{\text{баз}} \cdot \Psi_{\text{без}i}^{\text{баз}}}{P_{\text{без}i}^{\text{мод}} \cdot \Psi_{\text{без}i}^{\text{мод}}} \text{ при } \frac{\Psi_{\text{без}i}^{\text{мод}}}{\Psi_{\text{без}i}^{\text{баз}}} > 1, \quad K_i^{\text{без}} = \frac{P_{\text{без}i}^{\text{мод}} \cdot \Psi_{\text{без}i}^{\text{мод}}}{P_{\text{без}i}^{\text{баз}} \cdot \Psi_{\text{без}i}^{\text{баз}}} \text{ при } \frac{\Psi_{\text{без}i}^{\text{мод}}}{\Psi_{\text{без}i}^{\text{баз}}} < 1 \quad (9)$$

где P_i - вероятность обеспечения i -й составляющей внутренней безопасности соответствующим КТР; ψ_i - определяющий параметр КТР i -й составляющей внутренней безопасности.

2.3. СИНТЕЗ ФАКТОРОВ КОЛЕБАНИЙ (ШУМ И ВИБРАЦИИ), ОПРЕДЕЛЯЮЩИХ КТР ПО ВНУТРЕННЕЙ БЕЗОПАСНОСТИ ПАСАЖИРОВ

2.3.1. Шум



$$K_i^{\text{без}} = \frac{P_{\text{ш}}^{\text{баз}} \cdot \Psi_{\text{ш}}^{\text{баз}}}{P_{\text{ш}}^{\text{мод}} \cdot \Psi_{\text{ш}}^{\text{мод}}}, \quad \Psi_{\text{ш}} = \frac{L_{\text{м}}^{\text{баз}}}{L_{\text{ш}}^{\text{мод}}} \quad (10)$$

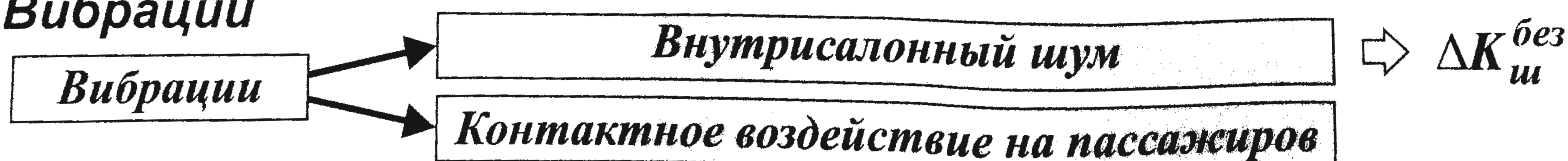
$$L_{\text{ш}} = 20 \lg \frac{\nu \cdot A}{\nu_0 \cdot A_0} \text{ - уровень шума в дБ;}$$

ν, A - частота и амплитуда звуковых колебаний;

ν_0, A_0 - тоже, соответствующее порогу слышимости («нулевому» уровню громкости).

$$\text{Тогда } \Psi_{\text{ш}} = \lg \frac{\nu^{\text{баз}} \cdot A^{\text{баз}}}{\nu_0 \cdot A_0} / \lg \frac{\nu^{\text{мод}} \cdot A^{\text{мод}}}{\nu_0 \cdot A_0} \quad (11)$$

2.3.2. Вибрации



Параметры контактного воздействия вибраций:

относительный уровень виброскорости $V_{\text{виб}}$:
$$L_V = 20 \lg \frac{V_{\text{виб}}}{5 \cdot 10^{-8}} = 20 \lg \frac{2\pi\nu \cdot A}{5 \cdot 10^{-8}} \quad (12)$$

– відносний рівень віброприскорень $\omega_{виб}: L_{\omega} = 20 \lg \frac{\omega_{виб}}{3 \cdot 10^{-4}} = 20 \lg \frac{(2\pi v)^2 A}{3 \cdot 10^{-4}} \quad (13)$

– коливна енергія, що поглинається тілом пасажира $Q_{кз}: Q_{кз} = 20 \lg \frac{v \cdot A}{v_0 \cdot A_0} S \cdot \tau \quad (14)$

При $S^{mod} = S^{баз}, \tau^{mod} = \tau^{баз}$ *где S - площа контакта, τ – час вібровплива.*

$$\frac{\Psi_{конт\ виб}^{баз}}{\Psi_{конт\ виб}^{mod}} = \frac{L_V^{баз} \cdot L_{\omega}^{баз}}{L_V^{mod} \cdot L_{\omega}^{mod}} \cdot \frac{\lg \frac{v^{баз} \cdot A^{баз}}{v_0 \cdot A_0}}{\lg \frac{v^{mod} \cdot A^{mod}}{v_0 \cdot A_0}} \quad (15)$$

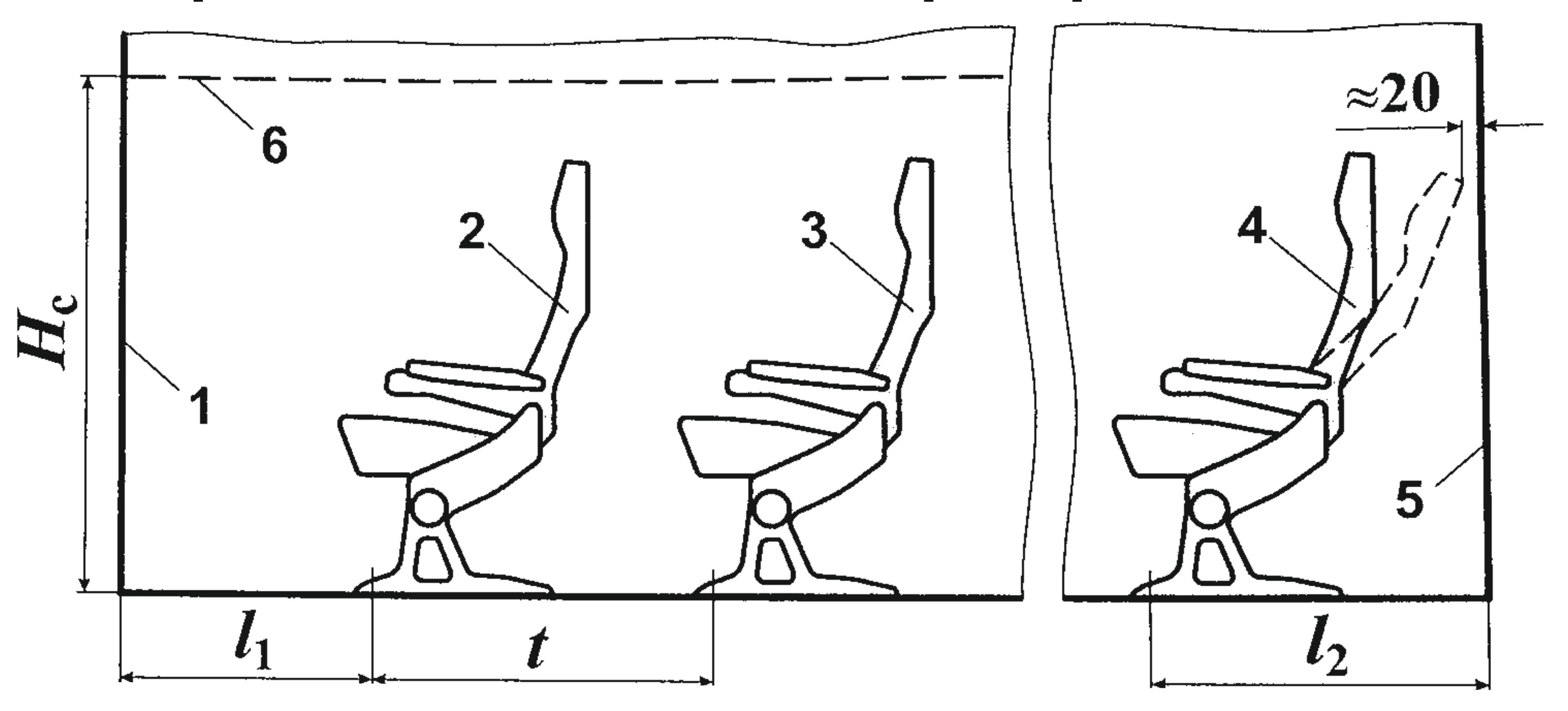
$$K_{конт.виб} = \frac{P^{баз}}{P^{mod}} \cdot \frac{\Psi_{конт\ виб}^{баз}}{\Psi_{конт\ виб}^{mod}} \quad (16)$$

2.4. КТР ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ РОЗМІЩЕННЯ ПАСАЖИРІВ У САЛОНІ

Схема встановлення пасажирських сидінь відносно передньої та задньої перегородок салона

$$\Psi_{pn} = \left[\frac{t_{ряд} \cdot l_1 \cdot l_2 \cdot H_c}{t_{min} \cdot l_{1min} \cdot l_{2min} \cdot H_{cmin}} \right]_R \quad (17)$$

где t_{min}, l_{1min}, l_{2min}, H_{cmin} - min значення параметрів для класа салона R.



1 – передня стінка пасажирського салона; 2 – передній ряд сидінь; 3 – другий ряд сидінь; 4 – останній ряд сидінь; 5 – задня стінка пасажирського салона; 6 – стеля пасажирського салона

$$K_{pn}^{без} = \frac{P^{mod}}{P^{баз}} \cdot \frac{\Psi_{pn}^{mod}}{\Psi_{pn}^{баз}} \quad (18)$$

2.5. СОСТАВЛЯЮЩИЕ КТР ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ ПАСАЖИРОВ ВНУТРИ САЛОНА



$$\Psi_{nnp} = \bar{K}_{cp} P_{nnp}, \quad (19) \quad \bar{K}_{cp} = P_{tr} / P_{инв} \leq [K_{срб}] \quad (20)$$

где P_{nnp} - вірогідність порушення правил пасажирами (стат. оцінювання), K_{ср} - відносний середньостатистичний коефіцієнт за рівнем небезпеки порушення правил; P_{тр} - вірогідність отримання травм, P_{инв} - вірогідність отримання інвалідності, [K_{срб}] - допустимий рівень.

Ширина проходів та розміщення сидінь у пасажирському салоні

$$\Psi_{nnb} = \left[\frac{H_{нас}(n_{ряд}) \cdot A_{нас}(n_{ряд})}{H_{нас\ min}(n_{ряд}) \cdot A_{нас\ min}(n_{ряд})} \right]_R \quad (21)$$

де H_{нас}(n_{ряд}), A_{нас}(n_{ряд}) - висота та ширина проходу в функції кількості крісел в ряду салона R класа.

$$\Psi_{nnb\ \Sigma} = \Psi_{nnp} + P \cdot \Psi_{nnb\ R} \quad (22)$$

где P - вірогідність забезпечення даним КТР

$$K_{nnb\ \Sigma}^{без} = \Psi_{nnb\ \Sigma}^{mod} / \Psi_{nnb\ \Sigma}^{баз} \quad (23)$$

Кількість сидінь в ряду	Кількість та тип блоків	Ширина прохода, мм	Ширина фюзеляжа в зоні сидінь чи його діаметр, мм	Діаметр фюзеляжа конкретних пасажирських літаків, мм
3	1+2	510	2380	-
4	2+2	510	2870	Ту-124, Ту-134 – 2900
5	2+3	510	3360	Ту-104, Ил-18 – 3500
6	3+3	510	3850	Ту-154, Ил-62 – 3800
7	2+3+2	650×2	5200	Боинг 707 – 3760
8	3+2+3	650×2	5700	Локхид-1011 – 5970 Дуглас ДС-10 – 6020 Ил-86 – 6080
9	3+3+3	650×2	6200	Боинг 747 – 6490×6800
10	3+2×12+3	650×2	7050	-

3. СКЛАДОВІ КТР КОМФОРТА ПАСАЖИРІВ В САЛОНАХ ЛІТАКА

3.1. ОСОБЛИВОСТІ СКЛАДОВИХ КТР ВНУТРІШНЬОГО КОМФОРТА

- емоційно-психологічний характер комфорту
- взаємозв'язок внутрішнього комфорту та безпеки (біфункціональний характер)

Крива плавного переходу складової внутрішньої безпеки в область внутрішнього комфорту



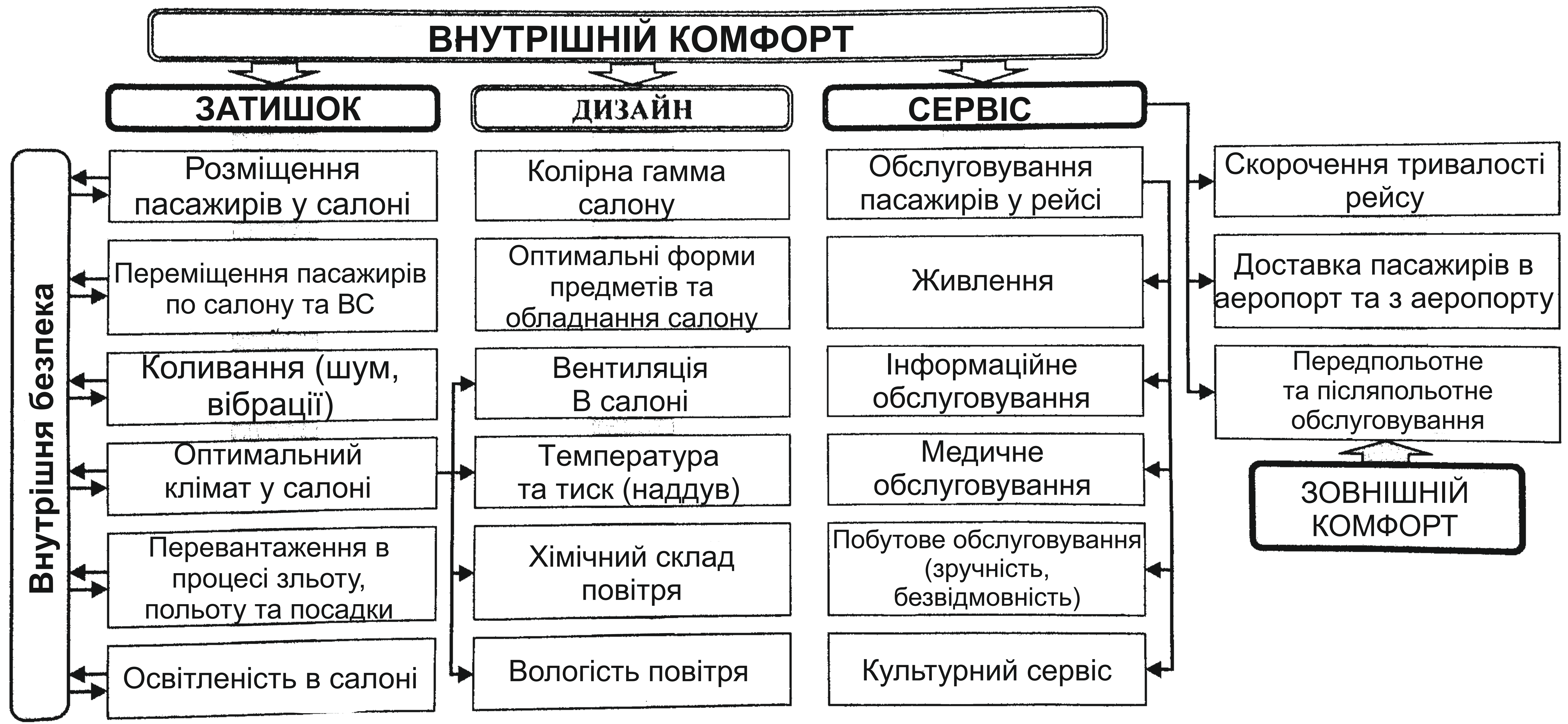
а – монотонна функція, що знижується (вібрації, шум); б - монотонно зростаюча функція (розміщення пасажирів у салоні); х-точки, відповідні КТР на рівні винаходів; 1 - межа розділу функцій безпеки та комфорту, регламентована ТЗ; 2 - область фізичної розмитості меж розділу функцій безпеки та комфорту

Крива подвійного переходу складової внутрішньої безпеки



х - точки, відповідні КТР на рівні винаходів; 1 - межа поділу функцій, регламентована ТЗ; 2 - область фізичної розмитості меж розділу функцій

3.2. СИНТЕЗ І АНАЛІЗ КТР ВНУТРІШНЬОГО КОМФОРТУ ТА ЇХ ВЗАЄМОЗВ'ЯЗКИ З ПАРАМЕТРАМИ ВНУТРІШНЬОЇ БЕЗПЕКИ



3.3. СИНТЕЗ І ОБГРУНТУВАННЯ ВІДНОСНИХ ПАРАМЕТРІВ СКЛАДНИХ КТР ЗАТИШКУ

3.3.1. Шум

Вимоги державного стандарту до шуму в кабінах літаків різних категорій та класів

Кабіни та клас перевезень		Літаки		
		Дальні магістральні	Середні та ближні магістральні та СТС	Місцеві повітряні лінії
		Номер граничного спектра / Рівень звуку		
Салони для пасажирів	Першого класу	70 / 75	75 / 80	80 / 85
	Туристичного класу	75 / 80	80 / 85	
	Економічного класу	80 / 85	80 / 85	
Кабіна екіпажу		75 / 80		
Робочі місця бортпроводників		80 / 85		

Рекомендовані діапазони вимог комфорту (затишку) по шуму ВС різних категорій та класів

Пасажирські салони різноманітних класів	Категорії ВС		
	Дальні магістральні	Середні та ближні магістральні та СТС	Місцеві повітряні лінії
VIP клас	$55 \leq L_{\delta} \leq 60$	$60 \leq L_{\delta} \leq 65$	$65 \leq L_{\delta} \leq 70$
I клас	$60 \leq L_{\delta} \leq 65$	$65 \leq L_{\delta} \leq 70$	$70 \leq L_{\delta} \leq 75$
Туристичний клас	$65 \leq L_{\delta} \leq 70$	$70 \leq L_{\delta} \leq 75$	$75 \leq L_{\delta} \leq 80$
Економічний клас	$70 \leq L_{\delta} \leq 75$	$75 \leq L_{\delta} \leq 80$	$75 \leq L_{\delta} \leq 85$
Клас дискаутерний	-	$80 \leq L_{\delta} \leq 85$	$85 \leq L_{\delta} \leq 90$

Потенційні можливості зниження шуму:

– за рахунок зменшення акустичних навантажень на поверхню фюзеляжу (базове ВС) – до 15 дБ;

– за рахунок удосконалення КТР шумопоглинання та звукоізоляції салону – до 15 дБ;

– за рахунок вдосконалення СКВ – до 4 дБ.

Разом: потенційно прогнозоване зниження шуму ~34 дБ (до 50 дБ - нижньої межі мови).

3.3.2. Вібрації як складова затишку – залежності (12)-(16)

Значення коефіцієнтів, зниження параметрів вібрацій за умовами комфорту щодо допустимих за критерієм безпеки

$$K_{\text{виб}}^{\text{комф}} = \frac{R_{\text{виб к}}^{\text{мод}} \Psi_{\text{виб ср к}}^{\text{мод}}}{R_{\text{виб к}}^{\text{баз}} \Psi_{\text{виб ср к}}^{\text{баз}}} \geq 1 \quad (32)$$

де $\Psi_{\text{виб ср к}} = \Psi_{\text{виб сид}} \Psi_{\text{виб ст}}$,

де $\Psi_{\text{виб сид}}$ - соотв. КТР розміщенню пасажирів в кресле (сидя);

$\Psi_{\text{виб ст}}$ - соотв. КТР переміщення пасажирів по салону (стоя).

Пасажирські салони різних класів	Категорії ВС		
	Дальні магістральні	Середні та ближні магістральні	Місцевих повітряних ліній
VIP класу	$0,65 \leq \xi \leq 0,705$	$0,705 \leq \xi \leq 0,765$	$0,765 \leq \xi \leq 0,82$
I класу	$0,705 \leq \xi \leq 0,765$	$0,765 \leq \xi \leq 0,82$	$0,82 \leq \xi \leq 0,88$
Туристичного класу	$0,765 \leq \xi \leq 0,82$	$0,82 \leq \xi \leq 0,88$	$0,88 \leq \xi \leq 0,95$
Економічного класу	$0,82 \leq \xi \leq 0,88$	$0,88 \leq \xi \leq 0,95$	$0,88 \leq \xi \leq 0,95$
Клас дискаунтерний	-	1	1

3.3.3. КТР складових затишку розміщення пасажирів у салоні

$$\Psi_{\text{рп}}^{\text{комф}} = \alpha_3 \left[\frac{(t_{\text{ряд}} l_1 l_2 H_c U)}{(t_{\text{min}} l_{1 \text{min}} l_{2 \text{min}} H_{c \text{min}} U_{\text{min}})} \right] \geq 1 \quad (33)$$

де U – об'єм салону на 1 пасажирів;

$$0,9 \leq \alpha_3 \leq 1$$

Мінімальні значення питомого обсягу пасажирських салонів різних класів

$$K_{\text{рп}}^{\text{комф}} = \Psi_{\text{рп к}}^{\text{мод}} / \Psi_{\text{рп к}}^{\text{баз}} \quad (34)$$

3.3.3. КТР складових затишку переміщення пасажирів у салоні

$$K_{\text{пп}}^{\text{комф}} = 1$$

Клас салону	Діапазон параметрів фюзеляжу, мм	Тривалість польота, год					
		до 1	1...2	2...4	4...6	6...8	Понад 8
VIP	< 4000	1,26	1,28	1,38	1,47	1,8	1,8
	> 5000	1,44	1,47	1,55	1,7	1,9	2
I клас	< 4000	1,26	1,28	1,38	1,47	1,8	1,8
	> 5000	1,44	1,47	1,55	1,7	1,9	2
Економічний клас	< 4000	1	1,02	1,13	1,18	1,44	1,5
	> 5000	1,03	1,05	1,15	1,21	1,36	1,68
Туристичний клас, дискаунтерний	< 4000	0,84	0,85	0,92	0,98	1,2	1,2
	> 5000	0,96	0,98	1,06	1,13	1,27	1,36

3.3.5. КТР, що забезпечують комфортний клімат у салоні структурно схожий з $K_{\text{пп}}^{\text{без}}$: (24) – (25)

3.4. СКЛАДОВІ КТР, ЩО ЗАБЕЗПЕЧУЮТЬ ДИЗАЙН САЛОНУ

$$K_{\text{диз}}^{\text{мод}} = K_{\text{диз.цв}}^{\text{мод}} \cdot K_{\text{диз.форм}}^{\text{мод}} = \left[\frac{(\Psi_{\text{диз.цв}}^{\text{мод}} \cdot \Psi_{\text{диз.форм}}^{\text{мод}})}{(\Psi_{\text{диз.цв}}^{\text{баз}} \cdot \Psi_{\text{диз.форм}}^{\text{баз}})} \right] \xi_{\text{диз}}, \quad (35)$$

де $\Psi_{\text{диз.цв}}$, $\Psi_{\text{диз.форм}}$ – визначальні параметри КТР, що забезпечують колірну гаму та форми предметів; $\xi_{\text{диз}}$ – експертний коефіцієнт.

3.5. СКЛАДНІ КТР СЕРВІСУ, ПОВ'ЯЗАНІ З ОБСЛУГОВУВАННЯМ ПАСАЖИРІВ

$$\Psi_{\text{серв}} = \Psi_{\text{серв.пит}} \cdot \Psi_{\text{серв.быт}} \cdot \Psi_{\text{серв.мед}} \cdot \Psi_{\text{серв.инф.культ}}; \quad (36)$$

$$\Psi_{\text{серв.пит}} = \bar{U}_{\text{кух}} \bar{S}_{\text{кух}} m_{\text{кух}} \xi_{\text{осн.кух}}; \quad \Psi_{\text{серв.быт}} = n_{\text{туал}} \bar{S}_{\text{туал}} \bar{U}_{\text{гард}} \bar{S}_{\text{гард}} \bar{U}_{\text{пол}} \bar{U}_{\text{б.гр.отс}} \xi_{\text{осн.быт}}, \quad (37)$$

де $\Psi_{\text{серв.пит}}$, $\Psi_{\text{серв.быт}}$, $\Psi_{\text{серв.мед}}$, $\Psi_{\text{серв.инф.культ}}$ – визначальні параметри КТР, які забезпечують рівні харчування, побутового, медичного та інформаційно-культурного обслуговування пасажирів.

$\bar{U}_{\text{кух}}$, $\bar{U}_{\text{гард}}$, $\bar{U}_{\text{пол}}$, $\bar{U}_{\text{б.гр.отс}}$ – відносні обсяги кухні, гардеробу, багажних полиць, багажно-вантажного відсіку.

$\bar{S}_{\text{кух}}$, $\bar{S}_{\text{туал}}$, $\bar{S}_{\text{гард}}$ – відносні площі кухні, туалету та гардеробу.

4. РОЗРОБЛЕННЯ ЕФЕКТИВНИХ КТР ЗВУКОІЗОЛЯЦІЇ САЛОНІВ ПЕРСПЕКТИВНИХ ПАСАЖИРСЬКИХ ЛІТАКІВ ТА ЇХ МОДИФІКАЦІЙ

Загальний підхід до синтезу КТР ТЗМ - експериментально-праксеологічний.
Характеристика досліджуваних ТЗМ

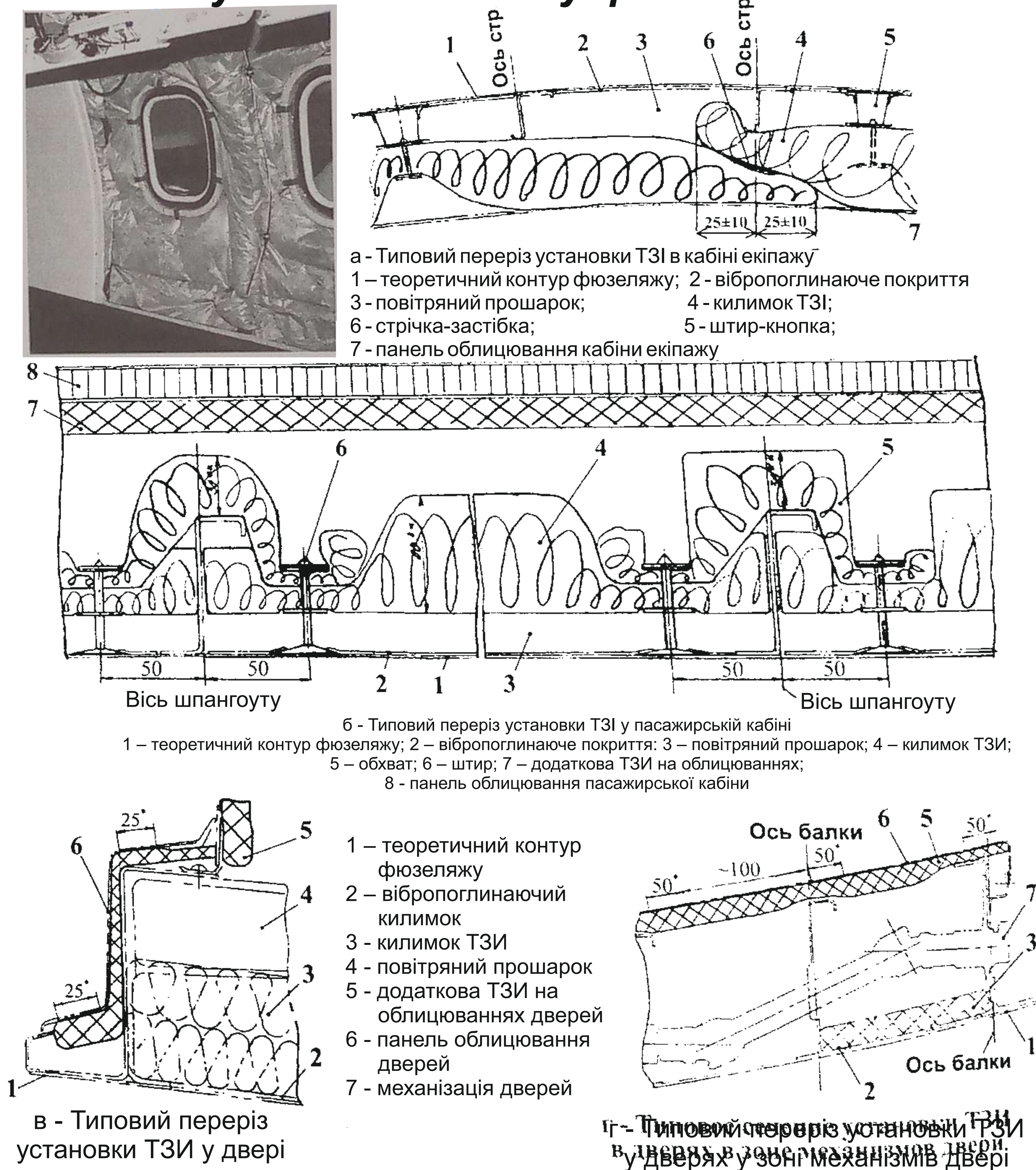
№ п/п	Позначення матеріалу	Товщина		Поверхнева маса, кг/м ²	Щільність, кг/м ³	Примітка
		Заготівка, мм	Фактич., мм			
1	Файрест 1-35СС ТУ УОП13-0281041-321-91, Україна	35	30	0,450	10,3	Теплопровідність 0,055 Вт/мк Скло-тканина, 2 сл. 0,135 кг/м ²
2	Файрест 1-70СС ТУ УОП13-0281041-321-91, Україна	70	60	0,760	10,3	
3	Файрест 1-105 (35+70)	105	90	1,210	10,3	
4	АТМ-1МФ-30СС ТУ 21-5328981-19-97, Росія	30	25	0,435	9,0	Теплопровідність 0,05 Вт/мк Скло-тканина, 2 сл. 0,165 кг/м ²
5	АТМ-1МФ-60СС ТУ 21-5328981-19-97, Росія	60	50	0,705	9,0	
6	Mc8-4625B-GR Ф. «Tex Tech», США	15,24	16	0,64	40,0	Плівка вінілова л. 2,0
7	Mc8-4625B/EAR Ф. «Tex Tech», США		18,0	1,32		
8	BWT-30 Ф. «BWT», Англія	35	30	0,74	15,14	Маса надана без плівки
9	BWT-30 Ф. «BWT», Англія	70	60	1,06	15,14	

№ п/п	Позначення матеріалу	Товщина		Поверхнева маса, кг/м ²	Щільність, кг/м ³	Примітка
		Заготівка, мм	Фактич., мм			
10	ФСКЛТ ПИ 1.2.291-85, Росія	0,9...1,0	1,0	1,25	-	
11	СКЛГ-6020М ПИ 1.2.291-85, Росія	0,9...1,0	1,0	1,25	-	
12	Тканина «TERUL», Франція	-	0,2	0,033	-	
13	Стільникова панель	-	11,0		-	Тканина Т-42/1-76 ЭДН-69Н, СОТИ ПСП-12,5-48
14	Панель КАСТ	-	1,0		-	Т-42/1-76 ЭДТ-69Н
15	Панель фюзеляжна, черт. 218.98.0100.014.000 С/З 218.98.010001.028		1,8	5,04	2,800	$H_{min} = 115$ мм $H_{сир} = 25$ мм
15	Панель склопластикова л.1					

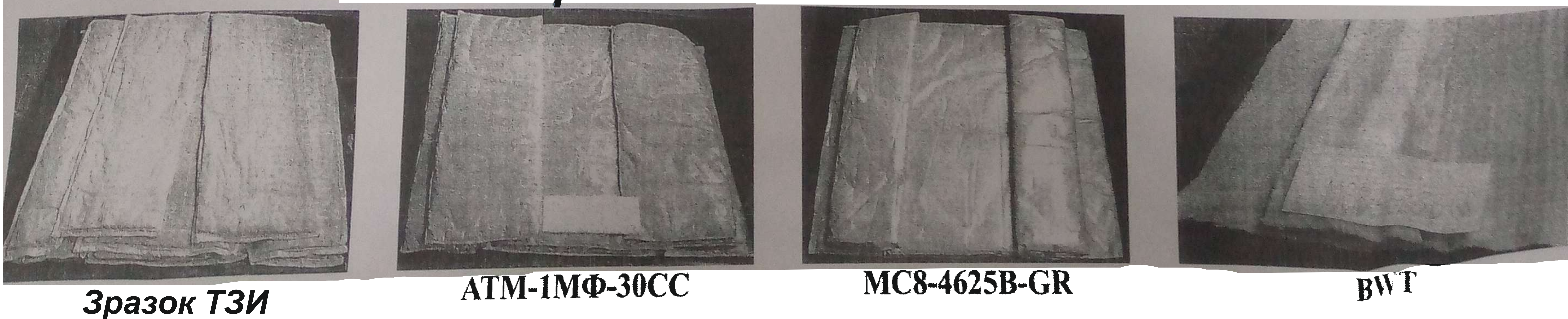
Класифікаційна таблиця типових варіантів КТР ТЗІ

- Фюзеляжна панель без нанесених на неї покриттів, ТЗІ якої складають килимки з різних ТЗМ з різною обхваткою ТЗІ за контуром та кріпленням килимків на штирях;
- Фюзеляжна панель без нанесених на неї покриттів з килимками з різних ТЗМ з різною обхваткою ТЗІ за контуром та кріпленням килимків на штирях + стільникова панель інтер'єру з нанесеними на неї різними покриттями ТЗІ без покриттів;
- Фюзеляжна панель без нанесених на неї покриттів з килимками з різних ТЗМ з різним обхватом по контуру та кріпленням килимків на застібках стрічкою KB-6 + панель КАСТ з нанесеними на неї різними покриттями ТЗІ;
- Фюзеляжна панель з нанесеними на неї різними покриттями ТЗМ з килимками з різних ТЗМ та без килимків;
- Фюзеляжна панель з нанесеними на неї різними покриттями ТЗМ з килимками з різних ТЗМ + стільникова панель інтер'єру з нанесеними на неї різними покриттями ТЗМ;
- Фюзеляжна панель з нанесеними на неї різними покриттями ТЗІ з килимками з різних ТЗМ + панель інтер'єру з КАСТ з нанесеними на неї різними покриттями ТЗМ;
- Базова панель зі склопластику з килимками з різних покриттів та без них.

Варіанти типових перерізів установки ТЗІ у фюзеляж



Варіанти типових КТР ТЗМ



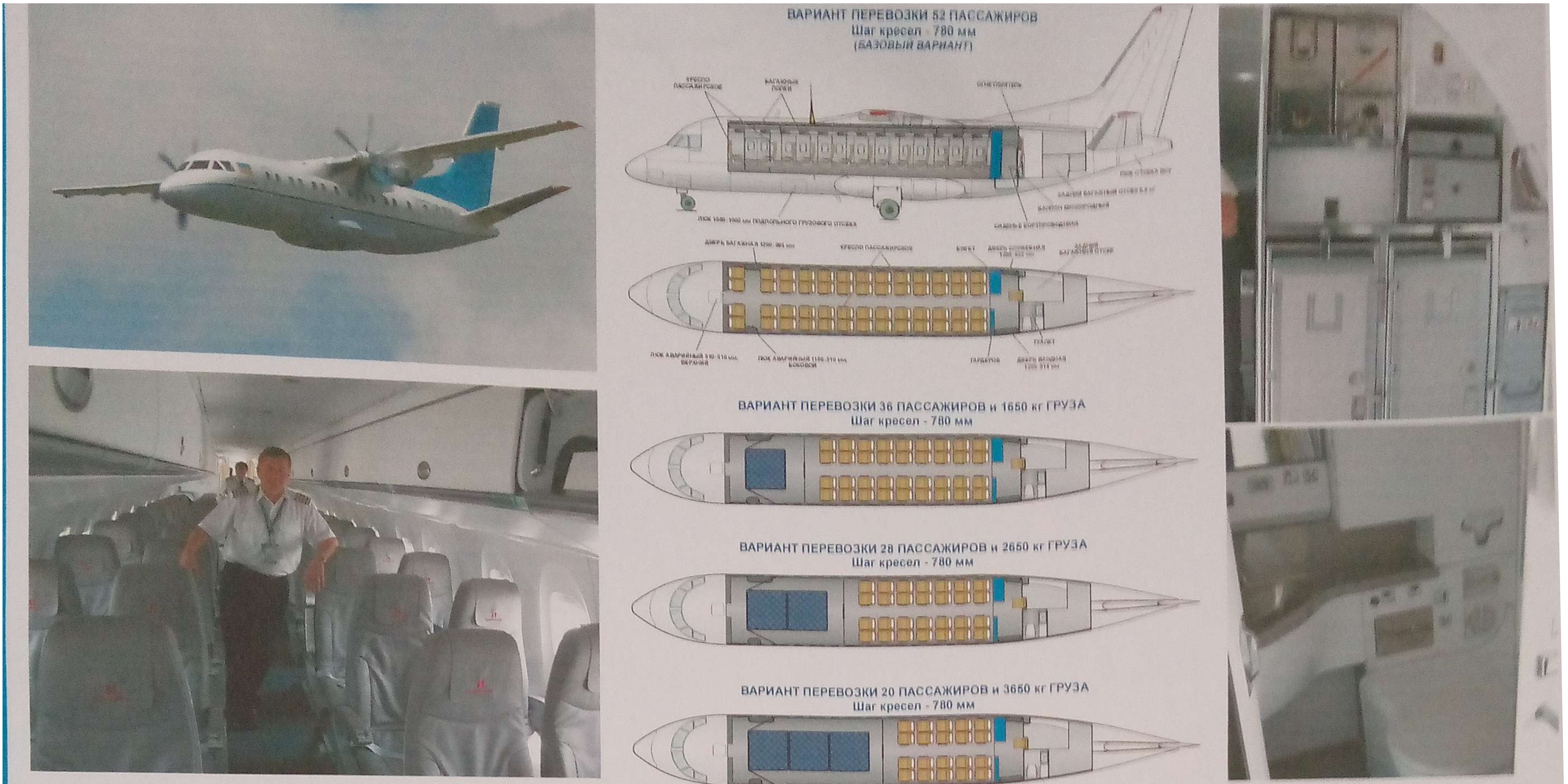
Зразок ТЗІ

АТМ-1МФ-30СС

MC8-4625B-GR

BWT

5.5. ПОКАЗНИКИ ВНУТРІШНЬОЇ БЕЗПЕКИ ТА КОМФОРТУ У ПАСАЖИРСЬКИХ САЛОНАХ ЛІТАКА АН-140 ТА ЙОГО МОДИФІКАЦІЙ



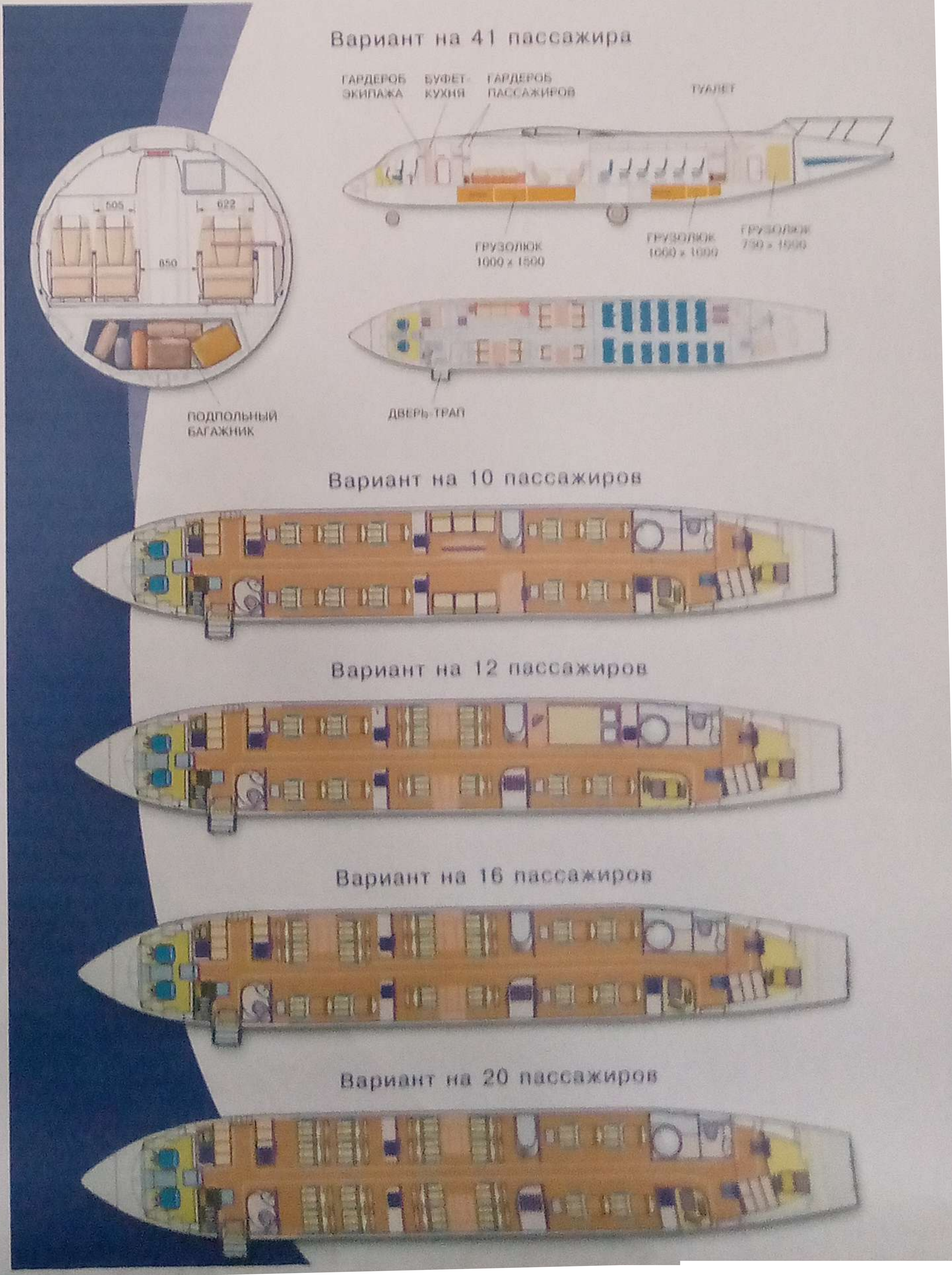
5.5. ВНУТРІШНЯ БЕЗПЕКА ТА КОМФОРТУ ПАСАЖИРІВ ЛІТАКА АН-148 ТА ЙОГО МОДИФІКАЦІЙ

Літак Ан-148 у польоті

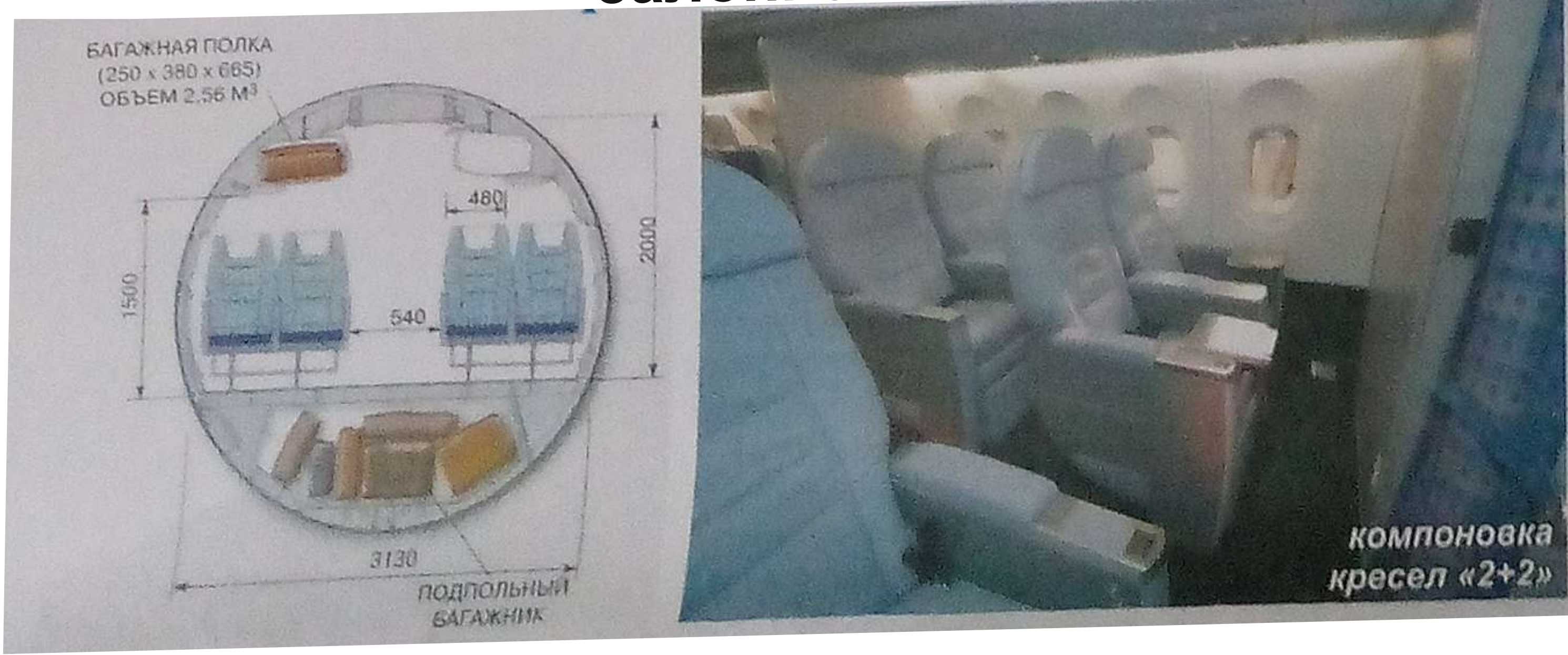
Перспективні компоновки пасажирських салонів модифікацій літака Ан-148 VIP класа

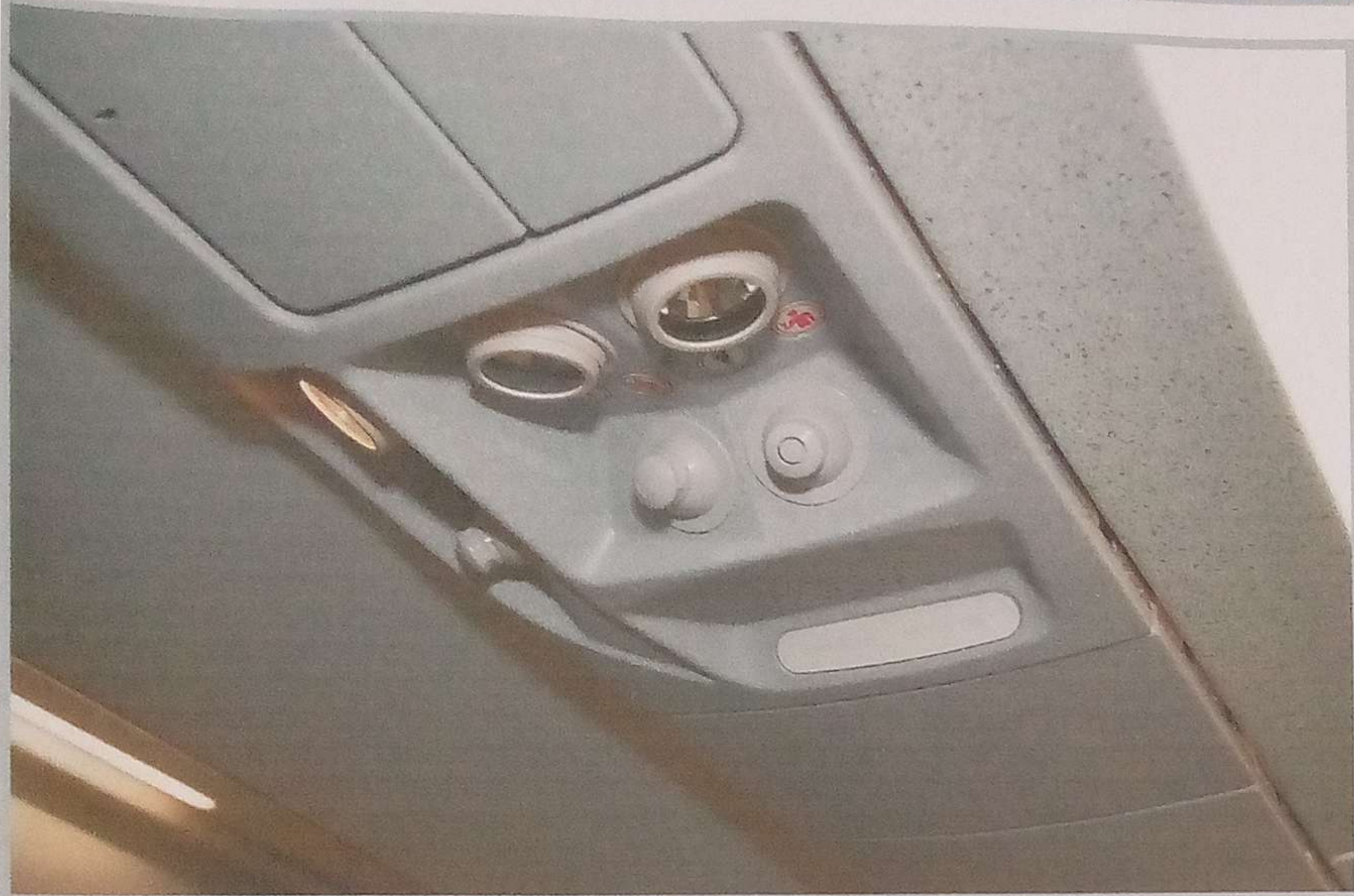
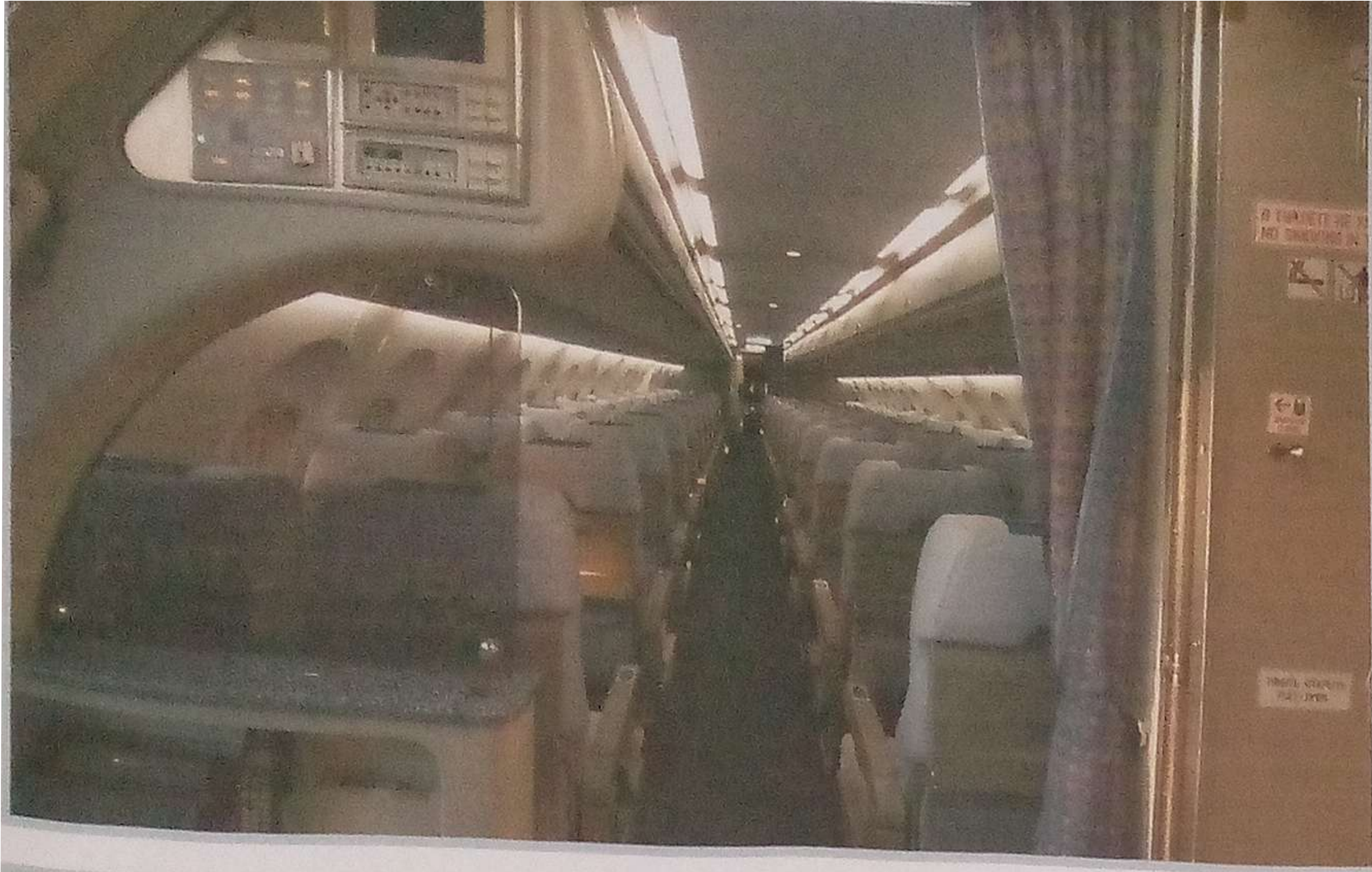


Розміщення крісел у пасажирському салоні економ класа



Розміщення крісел у пасажирському салоні бізнес класа

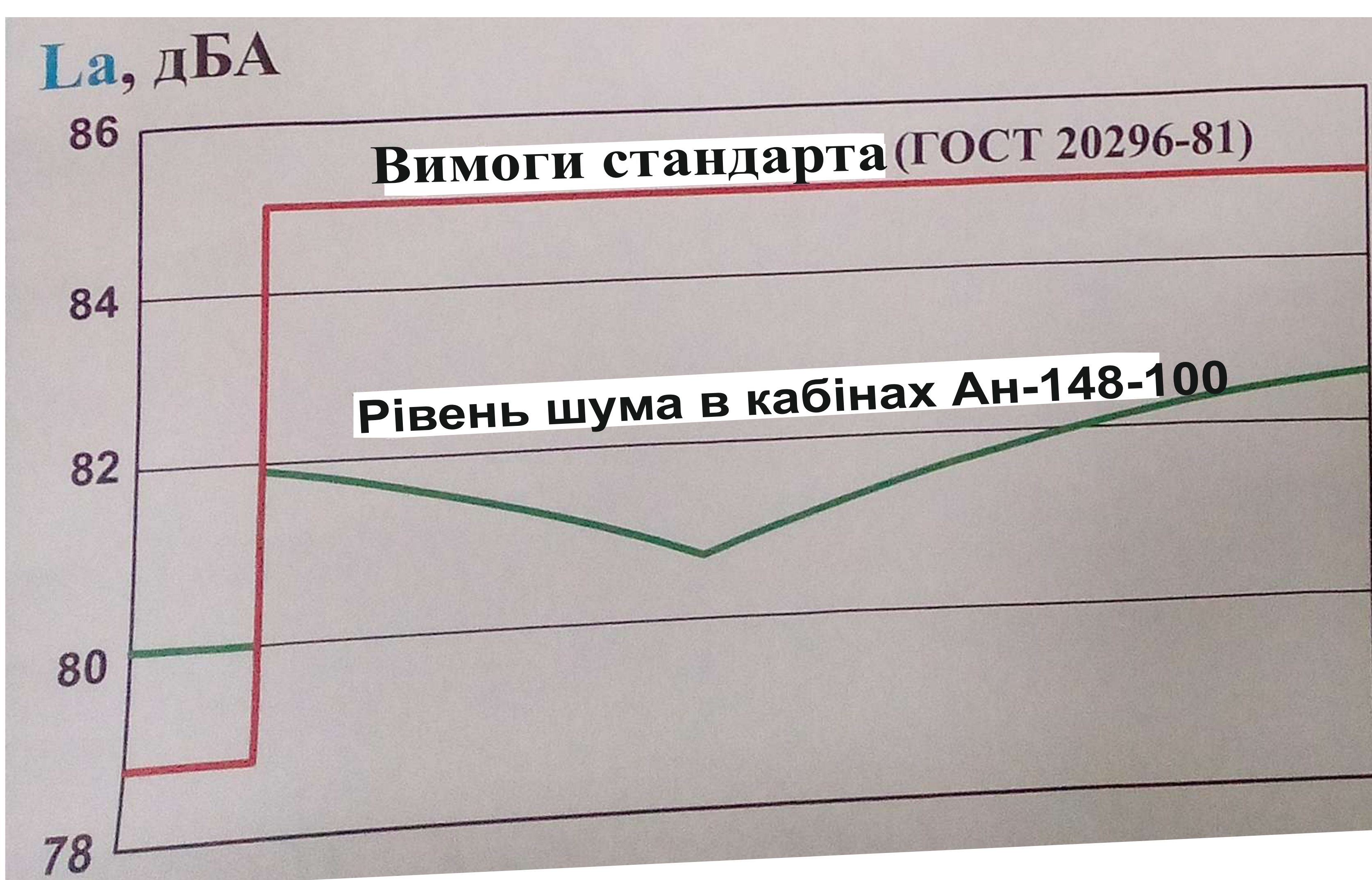




Рівні шума у салонах сімейства літаків Ан-148-100 та на місцевості

Графік рівней шума у кабінах сімейства літаків Ан-148-100

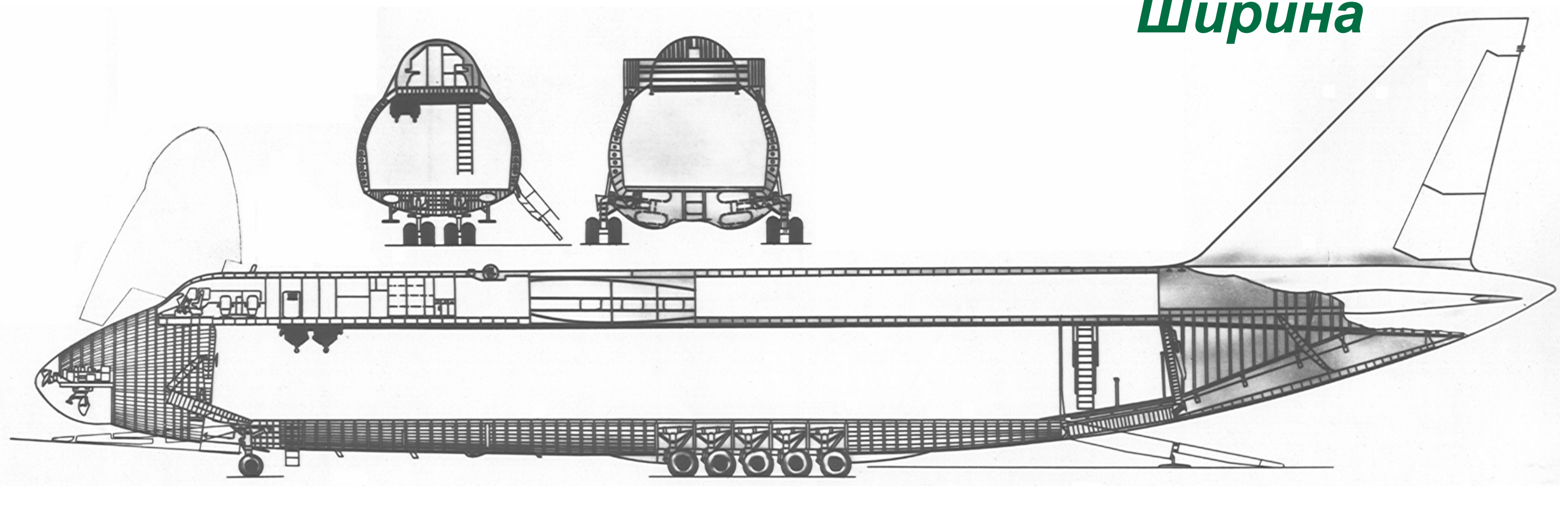
Рівні шума на місцевості літаків Ан-148-100 з двигунами Д-436-148



Цільова комплексна програма забезпечення високого науковотехнічного рівня досконалості та ефективності літака була розроблена та реалізована шляхом створення дальнього транспортного літака Ан-124

ГАБАРИТИ ВАНТАЖНОЇ КАБІНИ

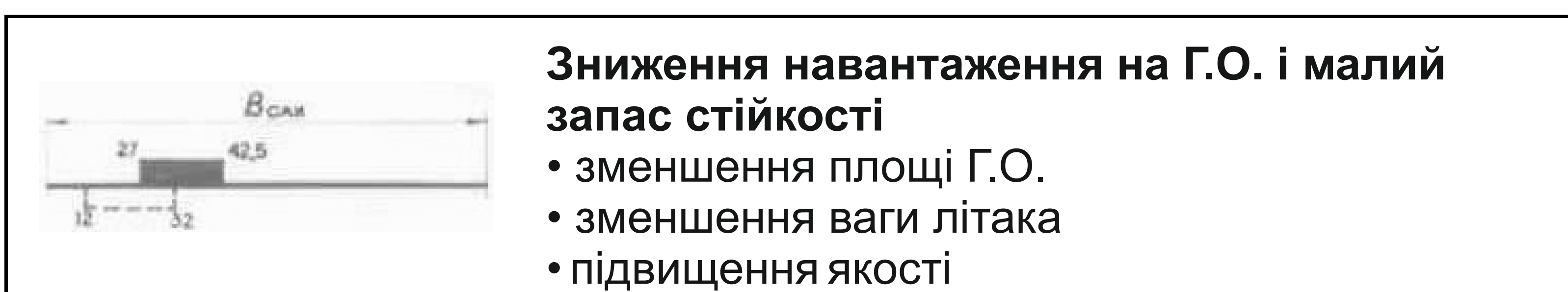
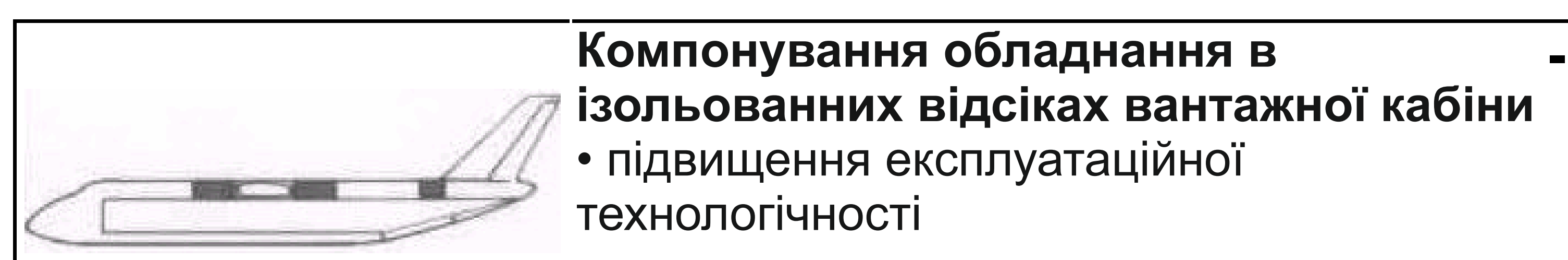
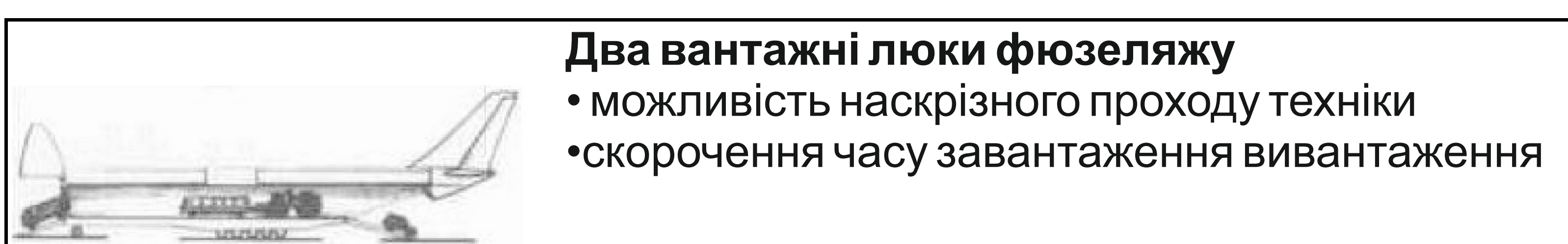
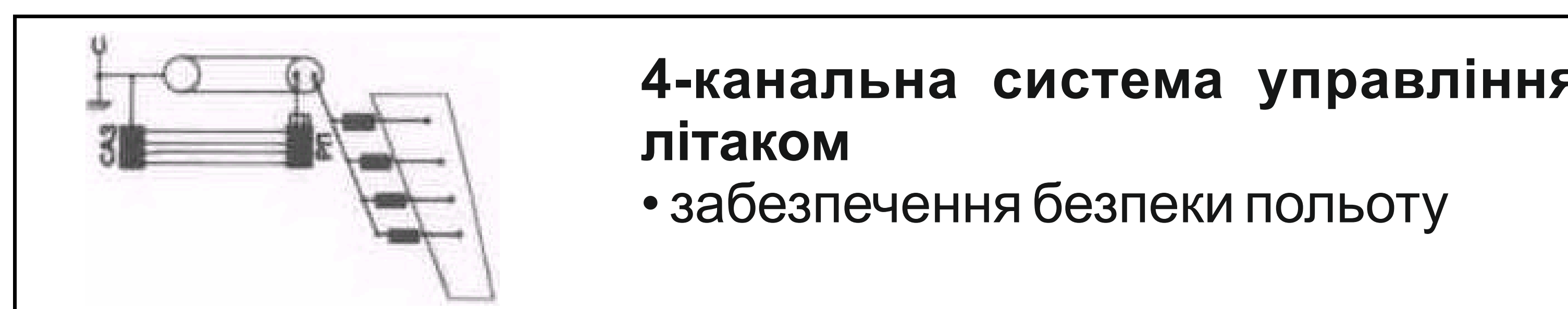
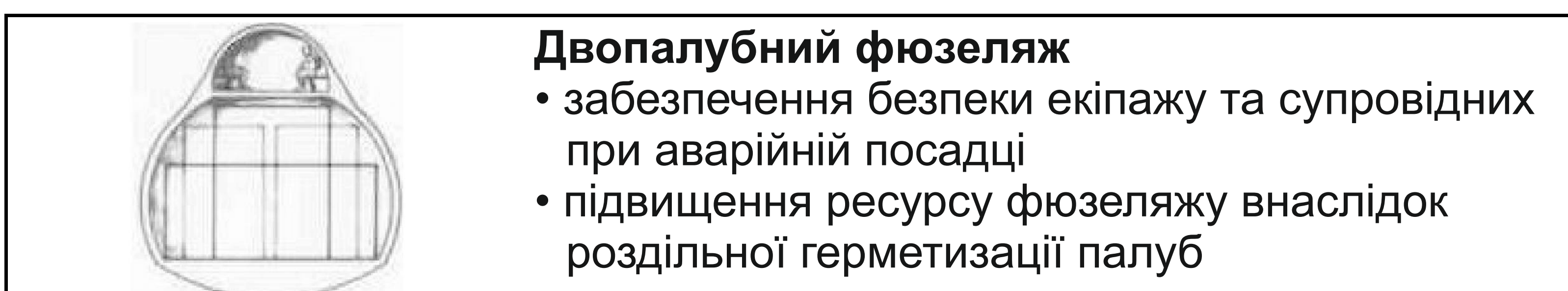
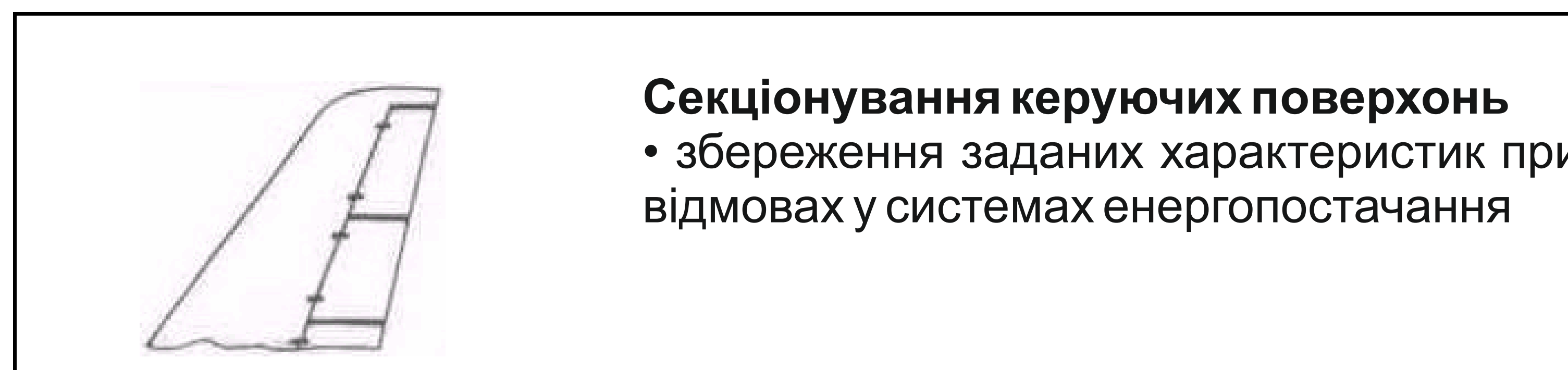
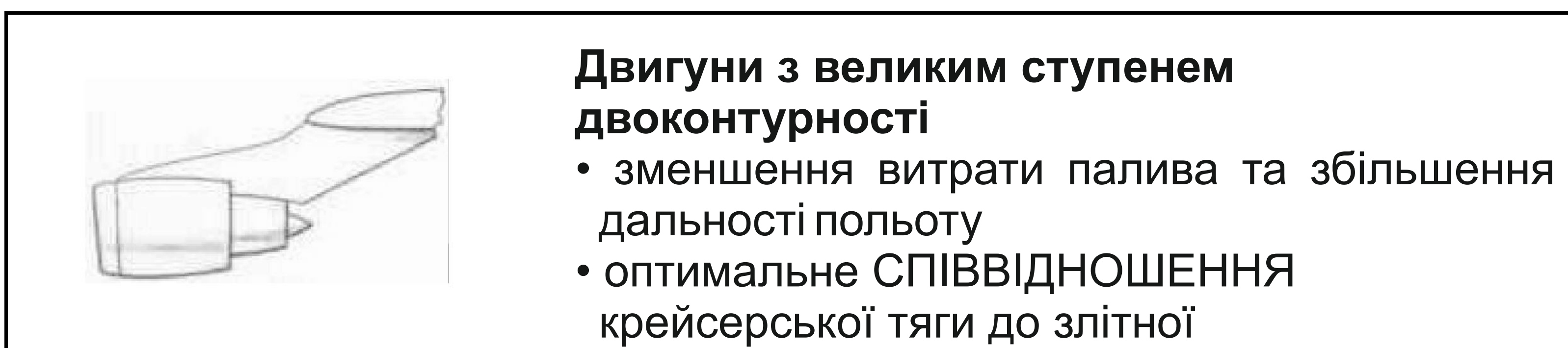
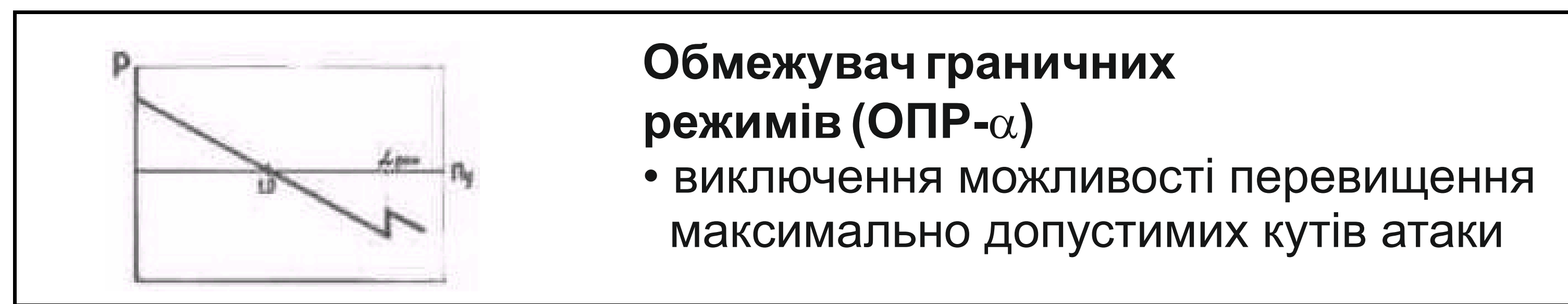
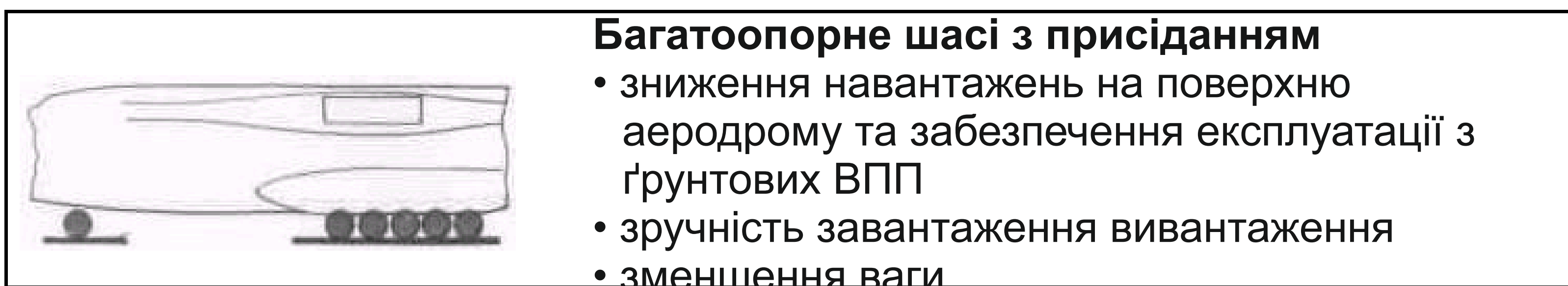
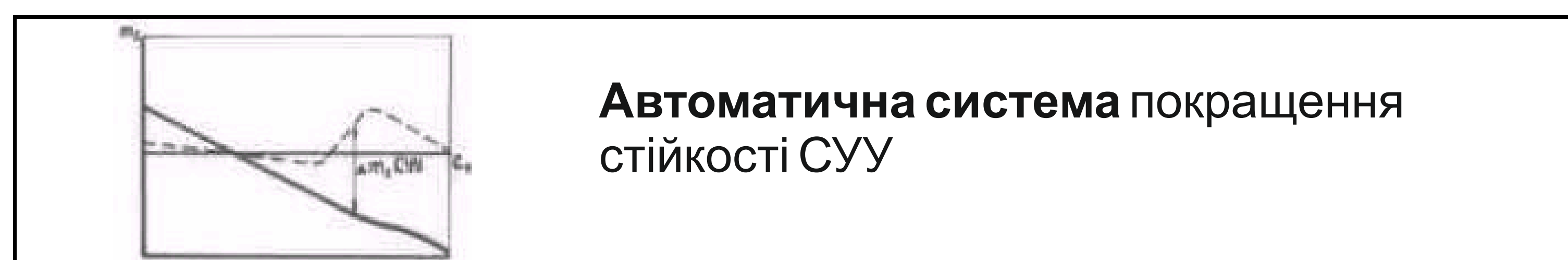
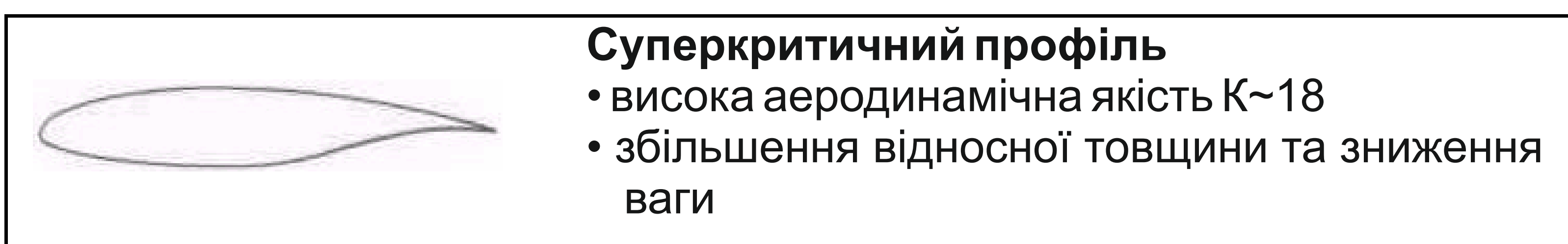
Длина 36,5 м
Высота 4,4 м
Ширина 6,4 м



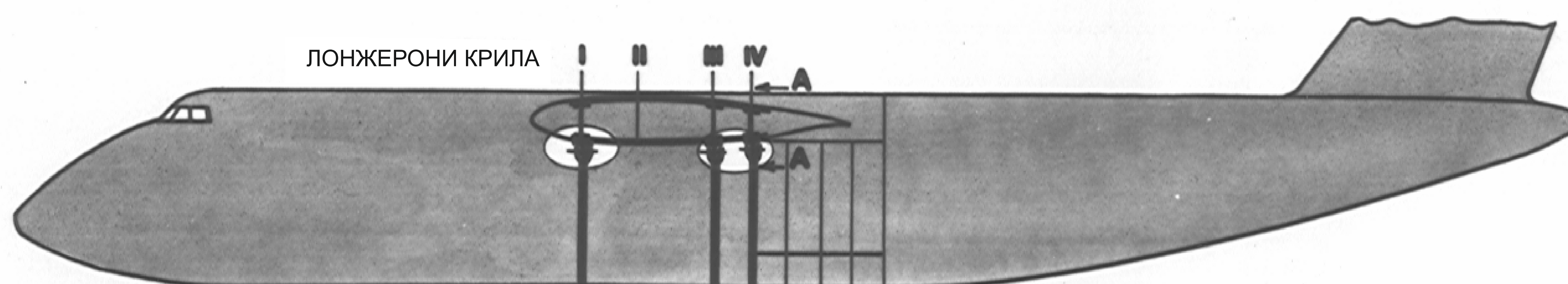
МАКСИМАЛЬНА ЗЛІТНА МАСА, т 405
МАКСИМАЛЬНА ВАНТАЖОПІДИОМ, т 150
КРЕЙСЕРСЬКА ШВИДКІСТЬ, км/год 800-850
ВИСОТА ПОЛЬОТУ, км 10-12
ДАЛЬНОСТЬ ПОЛЬОТА З МАКС. ГРУЗОМ 4500
МАКСИМАЛЬНА ДАЛЬНОСТЬ, км. 16500
АЕРОДРОМ, м 3000

Аеродинаміка	Міцність	Весовое совершенство (конструкция, материалы технология)	Силовая установка
<ul style="list-style-type: none"> Підвищення рівня $K_{крейс}$ з 14...15 до 17.5... 18.5 (на ~20%) Розроблення компонування з механізацією при $K_{взл}=10.5...11.0$; $C_{убез}=1.5...1.6$; $C_{уmax} \approx 2.7$ Забезпечення нормативних характеристик стійкості та керованості надважкого літака Теоретичні та експериментальні дослідження нових типів профілів, компоновок крил Оптимізація параметрів крила, оперення, фюзеляжу, компонування загалом Експериментальне доведення аеродинаміки на моделях у трубах Застосування нових конструктивно-технологічних рішень для підвищення якості поверхні Надкритичні товсті профілі ($\bar{C} = 15\%$; $\Delta M = 0,03$) Товсте стрілоподібне крило великого подовження з надкритичними профілями ($\lambda = 8,4$; $\Delta K = 0,9$) Компонування з малими запасами статичної стійкості ($m_z^{cy} \approx 0,03$; $\Delta K = 0,5$) Виключення кріплення з опуклими головками. Зменшення кількості зовнішніх надбудов. Довгоміри - композити - $\Delta K = 1,0$ Експериментальні дослідження і доведення в трубах: <ul style="list-style-type: none"> 185 моделей у т. ч. 36 крил 12 фюзеляжів Загальний обсяг продувок 19500 трубогодин САПР: аналіз з метою оптимізації компонувань - 1000 год. машинного часу 	<ul style="list-style-type: none"> Ресурс - щонайменше 3000 польотів 40000 год (в 2 рази вище рівня-С 5А) Зниження розрахункових навантажень Зняття балансувальних вантажів на рулях Скорочення термінів випробувань Зниження вартості випробувань Дослідження та аналіз умов експлуатації з метою уточнення і зниження навантажень Нові методи розрахунків на міцність на ЕВМ Оптимізація навантажень Відпрацювання конструкції на зразках і відсіках Міцнісні, втомні та флаттерні випробування Об'єднання статичних і ресурсних випробувань Автоматизація випробувань <p>Випробувано :</p> <ul style="list-style-type: none"> 3500 зразків 3 натурні відсіки Повний виріб на статичну та втомну міцність <p>Вироблено</p> <ul style="list-style-type: none"> 105000 лабораторних циклів 40000 циклів на міцнісній машині 	<ul style="list-style-type: none"> Маса конструкції $\leq 30\%$ Масова віддача $\geq 56...58\%$ (підвищення рівня на 10...15%) Розроблення й обґрунтування лімітів і гранично припустимих мас Оптимізація навантажень на конструкцію, параметрів і характеристик агрегатів вузлів, систем Нові конструкційні матеріали, напівфабрикати і техпроцеси Нові конструктивно-компонувальні рішення Система автоматизованого контролю мас у САПР-АН Довгомірні панелі із закінцівкою в крилі ($M_{констр} = -4100\text{кг}$) Великогабаритні "вафельні" панелі фюзеляжу ($M_{констр} = -890\text{кг}$) Композиційні матеріали ($M_{км} = 5500\text{ кг}$; $M_{констр} = 1800\text{ кг}$) Матеріали з підвищеними механічними властивостями - 1420, Д16Т; В95; В93Т3; 1161Т; 1933Т3; 1973Т3 ($M_{констр} = -1500\text{кг}$) Шарнірний стик фюзеляжу з крилом ($M_{констр} = -1500\text{кг}$) Роздільна герметизація кабін ($M_{констр} = -900\text{кг}$) Герметичне високоресурсне кріплення ($M_{констр} = -1200\text{кг}$) Оптимізація навантажень і параметрів ($m_{констр} = -5000\text{кг}$) 	<p>$C_R \leq 0,57...0,59$ <i>кг топлива</i> / <i>даН тяги · ч</i></p> <p>(підвищення технічного рівня на 15%)</p> <ul style="list-style-type: none"> $\leq 0,18$ <i>кг топлива</i> / <i>даН тяги · ч</i> підвищення технічного рівня на 10%) Рвзл = 23000...25000 даН (кгс) Забезпечення стійкості та акустичної стійкості при зависоких параметрах циклу $\pi_c = 27$; $T = 1600\text{K}$ Нові матеріали та технології Нові конструктивно-компонувальні рішення Нові машинні методи проектування й оптимізації за допомогою САПР <p>Машинне моделювання</p> <ul style="list-style-type: none"> Стендова обробка Літаюча лабораторія <p>Випробувано:</p> <ul style="list-style-type: none"> 95 елементів 60 моделей 46 вузлів 28 двигунів <p>Напрацювання складає:</p> <ul style="list-style-type: none"> в аеродинамічних трубах 1500 год на стендах 10000 год на літаючих лабораторіях - 800 год на літаку 2500 год

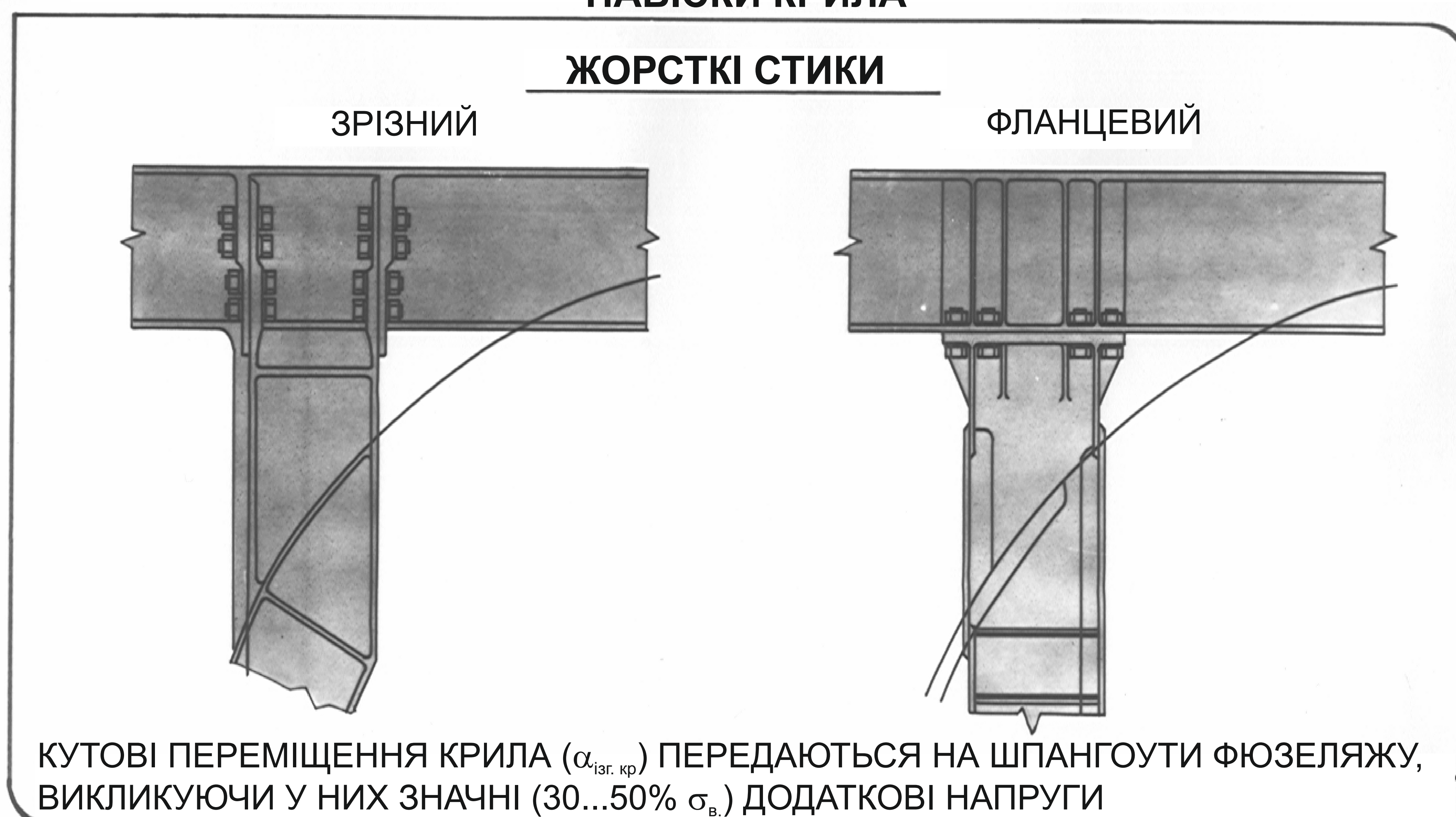
СИСТЕМИ ЛІТАКА	ЕЛЕКТРОНІКА	ЕКСПЛУАТАБЕЛЬНІСТЬ НАДІЙНІСТЬ, БЕЗПЕКА
<p>Розроблення основних систем і комплексів, що забезпечують надійне та безпечне функціонування унікального за розмірністю літака:</p> <ul style="list-style-type: none"> системи керування за малої статичної стійкості комплексу гідравліки на ~ 1000 л.с. комплексу енергопостачання системи кондиціонування і наддуву комплексу шасі системи управління механізацією застосування автоматизації в системах і комплексах резервування, дублювання, багатоканальність автономізація застосування спецпідсистем забезпечення безпеки застосування методів машинного моделювання та оптимізації проведено дослідження на 34 пошукових стендах проведено випробування 10 сертифікаційних стендів виконано випробування на трьох літаючих лабораторіях 	<ul style="list-style-type: none"> підвищення точності обчислення в 4 рази підвищення ймовірності попадання в 1.5...2 рази (з 0,95 до 0,97) розширення функціональних можливостей бортового обладнання в 1.3...1.5 рази підвищення ймовірності виконання завдання на порядок зниження завантаження екіпажу на 10 ... 15% застосування досконалих датчиків інформації з цифровим обробленням реалізація завдань комплексного оброблення інформації та оптимізації режимів польоту інтеграція пультів керування застосування методів математичного та напівнатурного моделювання стендове та лабораторне відпрацювання комплексів і систем <p>Випробувано:</p> <ul style="list-style-type: none"> на стенді матмоделювання - проведено первинне налагодження всіх алгоритмів на напівнатурних моделях налагоджено і доведено до 80% завдань, виявлено та усунуто ~ 50% зауважень нальот лабораторії - відлагоджені та доведені до робочого стану ~ 40% алгоритмів та технічні характеристики РЛС на досліджуваному літаку - досліджено та доведено 30% виробів й систем загального застосування 	<ul style="list-style-type: none"> підготовка до польоту: <ul style="list-style-type: none"> передпольотна, год ≤ 2 повторна, год $\leq 1,5$ напрацювання на відмову в польоті, год ≤ 10 заміна обладнання в разі відмови, хв ≤ 30 питома трудомісткість, чол. год/год/год польоту ≤ 25 <p>Підвищення рівня у 2...5 разів порівняно з Ан-22</p> <ul style="list-style-type: none"> комплексна програма забезпечення експлуатаційної технологічності комплексна програма забезпечення надійності комплексна програма забезпечення безпеки бортова автоматизована система контролю оптимізація системи наземного обслуговування на ГСІ зроблено оцінку і доведення показників експлуатаційної технологічності та надійності до заданого рівня на дослідному літаку відпрацьовано і впроваджено в серію систему БАСК-124



ШАРНІРНИЙ СТИК ШПАНГОУТІВ ФЮЗЕЛЯЖУ З КРОНШТЕЙНАМИ НАВІСКИ КРИЛА

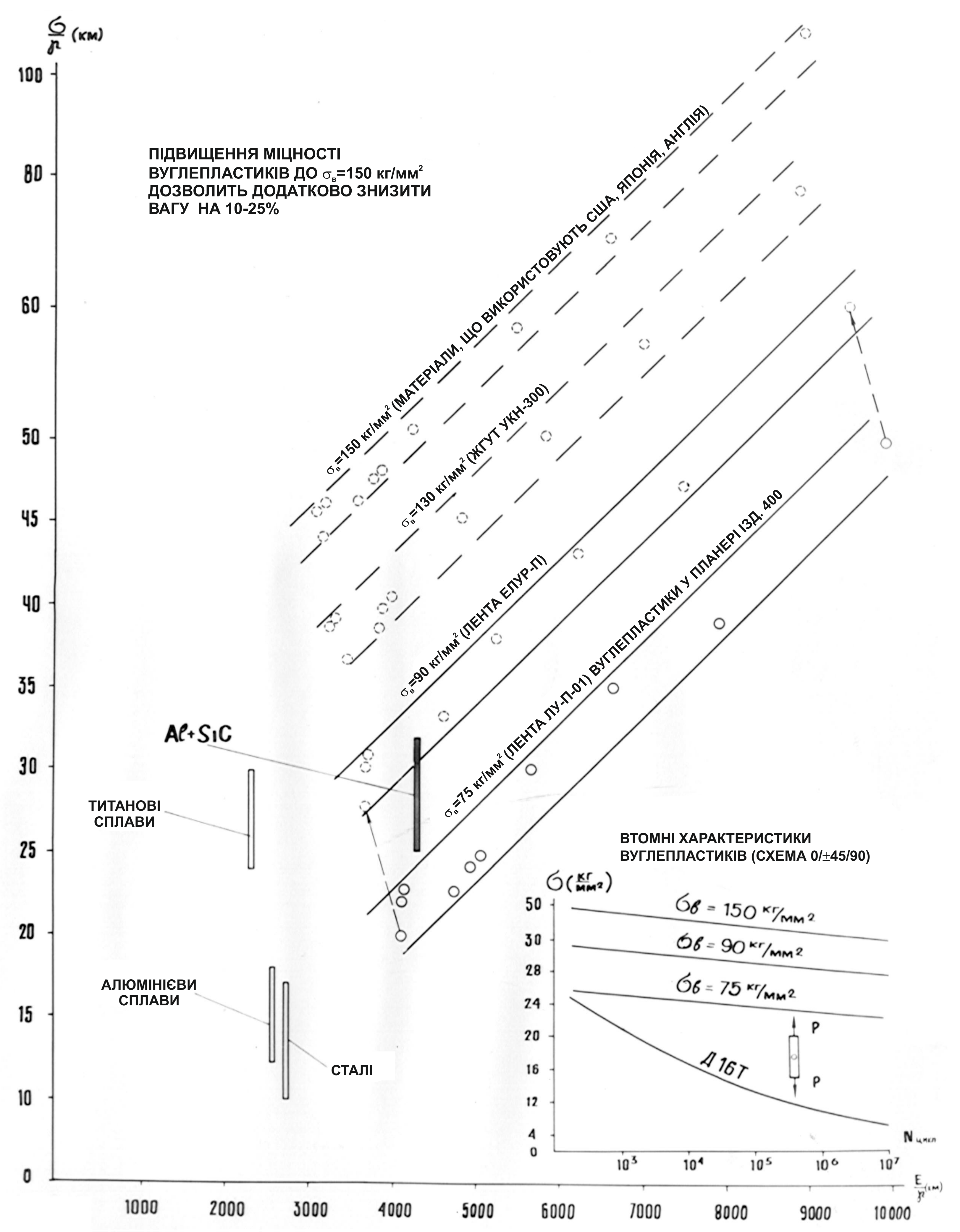
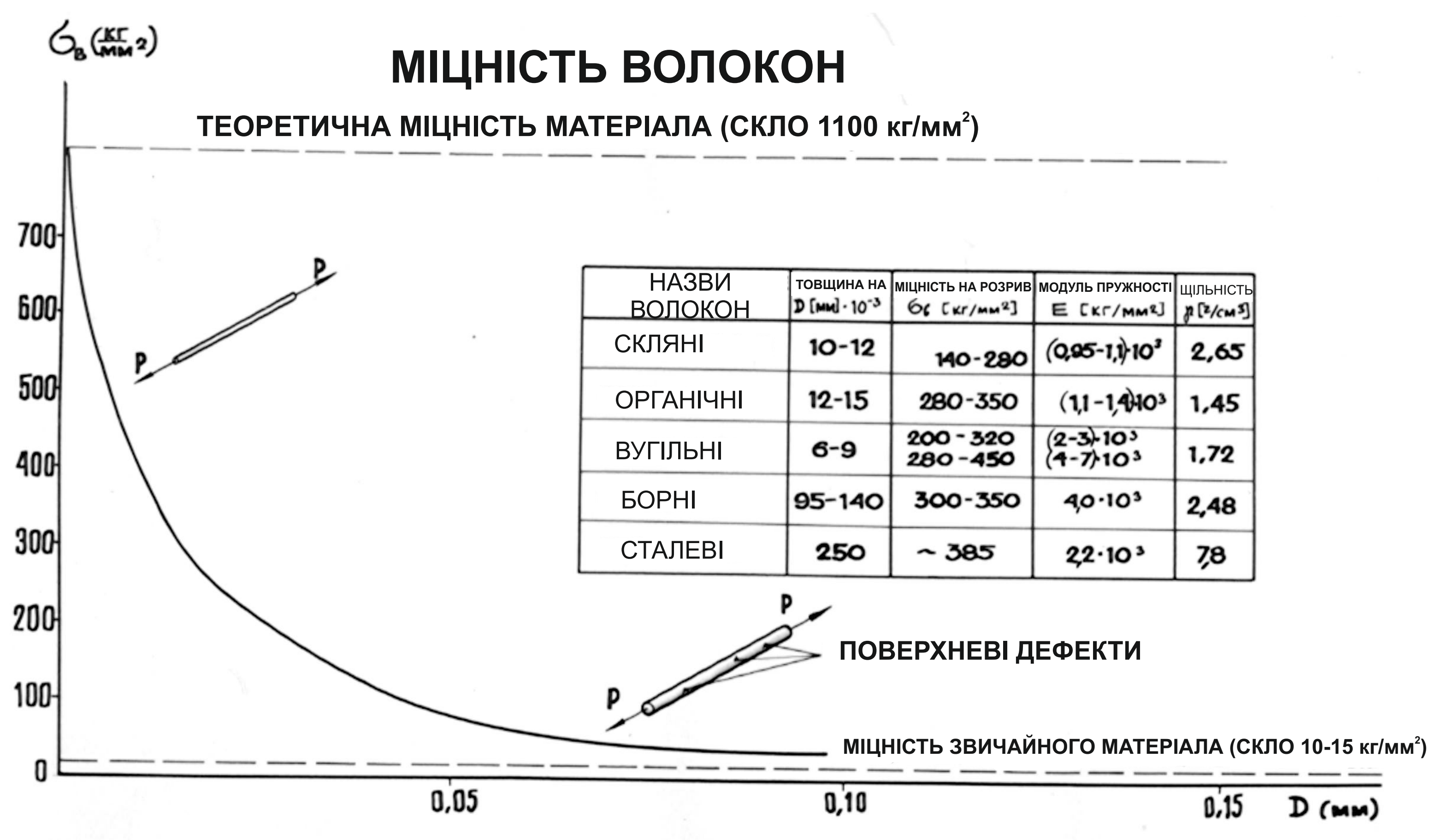


ІСНЮЮЧІ У СВІТОВОМУ І ВІТЧИЗНЕВОМУ САМОЛІТО-БУДОВАНІ
ВАРІАНТИ СТИКІВ ШПАНГОУТІВ ФЮЗЕЛЯЖУ З КРОНШТЕЙНАМИ
НАВІСКИ КРИЛА



- ШАРНІРНИЙ СТИК ВПРОВАДЖЕНИЙ НА ВИРОБИ «400»
- ЗАБЕЗПЕЧУЄ ЗНИЖЕННЯ ВАГИ НА~350 кг ПРИ ОДНОЧАСНОМУ ЗБІЛЬШЕННІ РЕСУРСУ СПЛУКИ ЗАРУБІЖНИХ І ВІТЧИЗНЕВИХ АНАЛОГІВ НЕ МАЄ

МЕХАНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ КМ



КОМПОЗИЦІЙНІ МАТЕРІАЛИ У КОНСТРУКЦІЇ АН-124

МОТОГОНДОЛА ЗІ СКЛОПЛАСТИКА
Σ ΔG_{мг} = 250 кг

ПОСИЛЕННЯ ПІДЛОГИ НАКЛАДКАМИ З ВУГЛЕПЛАСТИКА
Σ ΔG = 320 кг

ЗАЛИЗ К+Ф ЗІ СКЛОПЛАСТИКА
Σ ΔG = 190 кг

В КОНСТРУКЦІЇ ЛІТАКА АН-124 КМ ЗАСТОСОВАНІ В ОБСЯЗІ, ЩО ПЕРЕВИЩУЄ СВІТОВУ ПРАКТИКУ

КОРПУС ПОВІТРОЗАБІРНИКА ЗІ СКЛОПЛАСТИКА
Σ ΔG_{вз} = 100 кг

АМОРТСТІЙКИ, ЩО ПІДПРІКЛЕНІ БОРОПЛАСТИКОМ

ОБТІЧНИКИ МЕХАНІЗМІВ ЗАКРИЛКИ З ВУГЛЕТА ОРГАНОПЛАСТИКУ

ОБСЯГ ЗАСТОСУВАННЯ КМ

- МАСА КОНСТРУКЦІЇ, КМ **5500**
- КІЛЬКІСТЬ ДЕТАЛЕЙ, ВУЗЛІВ, ТА АГРЕГАТІВ, ШТ **4000**
- ПЛОЩА КОНСТРУКЦІЙ, М² **1500**

СТУЛКИ ШАСІ З ВУГЛЕПЛАСТИКУ
Σ ΔG = 330 кг

СТУЛКА ВАНТАЖОЛЮКА З ВУГЛЕПЛАСТИКА
Σ ΔG = 150 кг

ЕФЕКТИВНІСТЬ ЗАСТОСУВАННЯ КМ НА 1 ЛІТАК

- ЗНИЖЕННЯ МАСИ ЛІТАКА, КГ **БІЛЬШЕ 2000**
- ПІДВИЩЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНОЇ ЯКОСТІ **15**
- ЕКОНОМІЯ МЕТАЛІВ, Т **18000**
- ЕКОНОМІЯ ПАЛИВА ЗА РЕСУРС, Т **30**
- ЗНИЖЕННЯ ТРУДОМІСТКОСТІ ЗБИРАННЯ, % **1.0**
- ЗНИЖЕННЯ СОБІВАРТОСТІ ПЕРЕВЕЗЕНЬ, % **у 5...20**
- ЗМЕНЬШЕННЯ КІЛЬКОСТІ ДЕТАЛЕЙ ТА НОРМАЛЕЙ ПІДВИЩЕННЯ МОНОЛІТНОСТІ КОНСТРУКЦІЇ, РАЗ

Система технічного обслуговування

Складність систем та обладнання літака Ан-124 та необхідність забезпечення автономної експлуатації літака з мінімальним часом пошуку несправностей та мінімальними працевитратами завадали розробки та створення бортової автоматизованої системи контролю БАСК-124.

БАСК-124 - перша вітчизняна бортова автоматизована система контролю з великим обсягом математичного забезпечення, спеціально розроблена для літака Ан-124, яка не має прямих аналогів за кордоном. Головне призначення – безперервний циклічний (1 раз на секунду) параметричний контроль технічного стану систем та дії екіпажу на землі та в польоті відповідно до закладених алгоритмів, та виведення результатів контролю на сигналізатори, екран дисплея, друкувальний пристрій та експлуатаційний магнітний реєстратор.

БОРТОВА АВТОМАТИЗОВАНА СИСТЕМА КОНТРОЛЯ



ОСНОВНІ ЗАВДАННЯ, ЩО ВИРІШУЮТЬ

ОЦІНКА ТЕХНІЧНОГО СТАНУ СИСТЕМ

- КОНТРОЛЬ ПАРАМЕТРІВ ГАЗОПОВІТРЯНОГО ТРАКТУ ДВИГУНІВ
- КОНТРОЛЬ ВІБРОХАРАКТЕРИСТИК ДВИГУНІВ
- КОНТРОЛЬ СИСТЕМ ДВИГУНІВ
- КОНТРОЛЬ ПРОТИОБЛІДНЮВАЛЬНОЇ СИСТЕМИ
- КОНТРОЛЬ СИСТЕМ РЕГУЛЮВАННЯ ТИСКУ КОНДИЦІОНУВАННЯ ПОВІТРЯ
- КОНТРОЛЬ СИСТЕМИ ЕЛЕКТРОПОСТАЧАННЯ:
- КОНТРОЛЬ ГІДРОКОМПЛЕКСУ
- КОНТРОЛЬ ШАСІ

- ВИСНОВОК РЕЗУЛЬТАТІВ КОНТРОЛЮ ПІЛОТАЖНО-НАВИГАЦІЙНОГО КОМПЛЕКСУ
- ВИСНОВОК РЕЗУЛЬТАТІВ КОНТРОЛЮ РАДІОЗВ'ЯЗКОВОГО КОМПЛЕКСУ

КОНТРОЛЬ ДІЯЛЬНОСТІ ЕКІПАЖУ

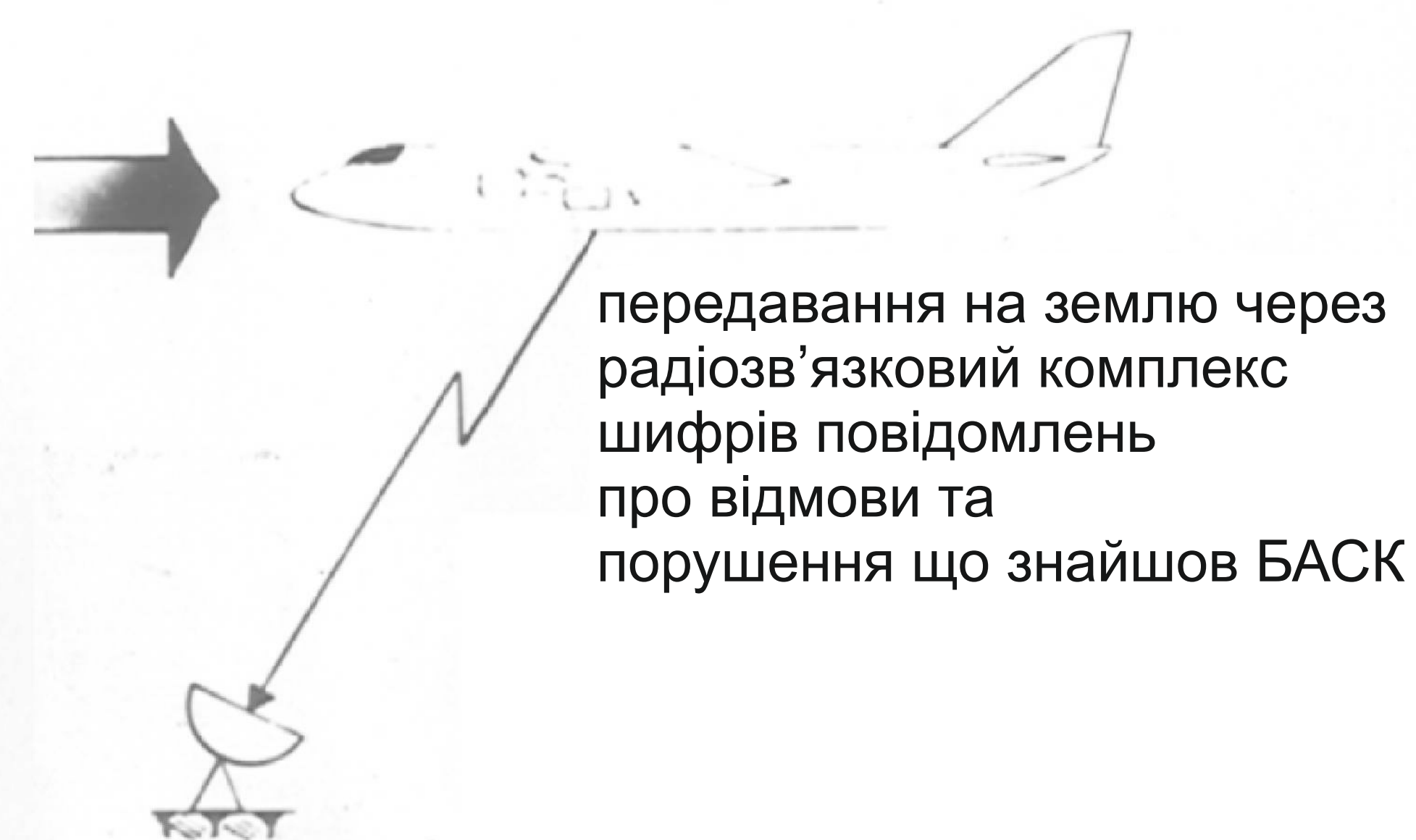
- КОНТРОЛЬ ГОТОВНОСТІ ДО ЗЛЬОТУ ТА ПОСАДКИ:
- КОНТРОЛЬ ВИКОНАННЯ ПРИПИСІВ КЕРІВНИЦТВА ПО ЛЬОТНІЙ ЕКСПІНАТАЦІЇ
- КОНТРОЛЬ ВИКОНАННЯ РЕКОМЕНДАЦІЙ І ОБМЕЖЕНЬ ПРИ КЕРУВАННІ ДВИГУНА:

СПЕЦІАЛЬНІ ЗАВДАННЯ:

- ВИЗНАЧЕННЯ ВАГИ І ЦЕНТРОВКИ НА ЗЕМЛІ І В ПОЛЬОТІ
- ФОРМУВАННЯ ІНФОРМАЦІЇ ПРО ВІДМОВИ В АВАРІЙНИЙ РЕЄСТРАТОР І ЗВ'ЯЗНИЙ КОМПЛЕКС
- ЗАМІЩЕННЯ ФУНКЦІЙ ВИМІРЮВАЛЬНИХ СИСТЕМ, ІНДИКАТОРІВ І СИГНАЛІЗАТОРІВ; ВИЗНАЧЕННЯ МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМОЇ ЗЛІТНОЇ ВАГИ ЗА УМОВАМИ АЕРОДРОМУ
- ВИЗНАЧЕННЯ ШВИДКОСТІ ПРИЙНЯТТЯ РІШЕННЯ І УМОВ ПРИПИНЕННЯ ЗЛІТУ НА РОЗБІГІ:
- ВИЗНАЧЕННЯ МІНІМАЛЬНОЇ ВИСОТИ ДОГЛЯДУ НА 2-й КРУГ З ПОСАДОЧНОЇ ВАЗІ І УМОАМ ПОСАДКИ

ОЦІНКА ОПРАЦЮВАННЯ РЕСУРСУ:

- ОБРОБКА ТА РЕЄСТРАЦІЯ ПАРАМЕТРІВ, ВИЗНАЧАЮЧИХ РЕСУРС ПЛАНЕРА
- РЕЄСТРАЦІЯ НАРОБКИ ДВИГУНІВ НА РІЗНИХ РЕЖИМАХ;
- РЕЄСТРАЦІЯ НАРОБКИ ГІДРОПОМП
- НАКОПИЧУВАННЯ ІНФОРМАЦІЇ ДЛЯ НАЗЕМНОЇ СТАТИСТИЧНОЇ ОБРОБКИ



ВИД ТО	ВИМОГИ ДО ЛІТАКА		Ан-124					Ан-22			
	ТРИВАЛІСТЬ, ГОД.	ПРАЦЕМІСТКІСТЬ, ЧОЛ.ГОД.	ТРИВАЛІСТЬ, ГОД.		ПРАЦЕМІСТКІСТЬ, ЧОЛ.ГОД.		ТЕХНІЧНИЙ ЕКІПАЖ ОДИННОГО ЛІТАКА, ЧОЛ.	ДАНИ ХРОНОМЕТРАЖУ 1975 Р.			ДАНИ 1980 Р.
ВИД ПІДГОТОВКИ			РОЗРАХУНОК	ХРОНОМЕТРАЖ	РОЗРАХУНОК	ХРОНОМЕТРАЖ		ТРИВАЛІСТЬ, ГОД.	ПРАЦЕМІСТКІСТЬ, ЧОЛ.ГОД.	ТЕХНІЧНИЙ ЕКІПАЖ, ЧОЛ.	ТРИВАЛІСТЬ ПІДГОТОВОК
ПЕРЕДПОЛЬОТН. ДО ПОВТОРНОГО ВІЛЬОТА	2,0	8,0	2,02	2,07	12,02	13,1	11	4,0	62,0	16	2,0
ПІСЛЯ-ПОЛІТНА	-	-	1,35	1,36	6,05	8,2	9	4,3	43,4	17	1,8
ПОПЕРЕДНЯ	4,5	20,0	4,5	4,4	36,5	33,3	11	11,0	137,0	17	6,0
ПИТОМА ПРАЦЕМІСТКІСТЬ, ЧОЛ.ГОД./ЧОЛ. ПОЛЬОТА	25,0		16,565					79,5			

ЗАСОБИ ІНСТРУМЕНТ

	СНО СПЕЦЗАСТОСУВАННЯ			КПА		
	КІЛЬКІСТЬ ЧЕМОДАНІВ З ІНСТРУМЕНТАМИ	ЗАГАЛЬНА КІЛЬКІСТЬ НАЙМЕНУВАНЬ	КІЛЬКІСТЬ НАЙМЕНУВАНЬ СПЕЦІНСТРУМЕНТА	СПЕЦІАЛЬНОГО ЗАСТОСУВАННЯ	ЗАГАЛЬНОГО ЗАСТОСУВАННЯ	
Ан-22	312	13	727	238	188	152
Ан-124	130	7	194	30	145	96

Характеристики ТО. Тривалість, працездатність, чисельність