

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.

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

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

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

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

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 $\rho=300$ 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 $A = A_{a.c} + A_{a.d} + A_{m.o.c} + A_{m.o.d} + A_T + A_{з.н} + B$, 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, $A_{з.н}$ - витрати на заробітну плату льотного складу; B - непрямі витрати (витрати аеропорту).

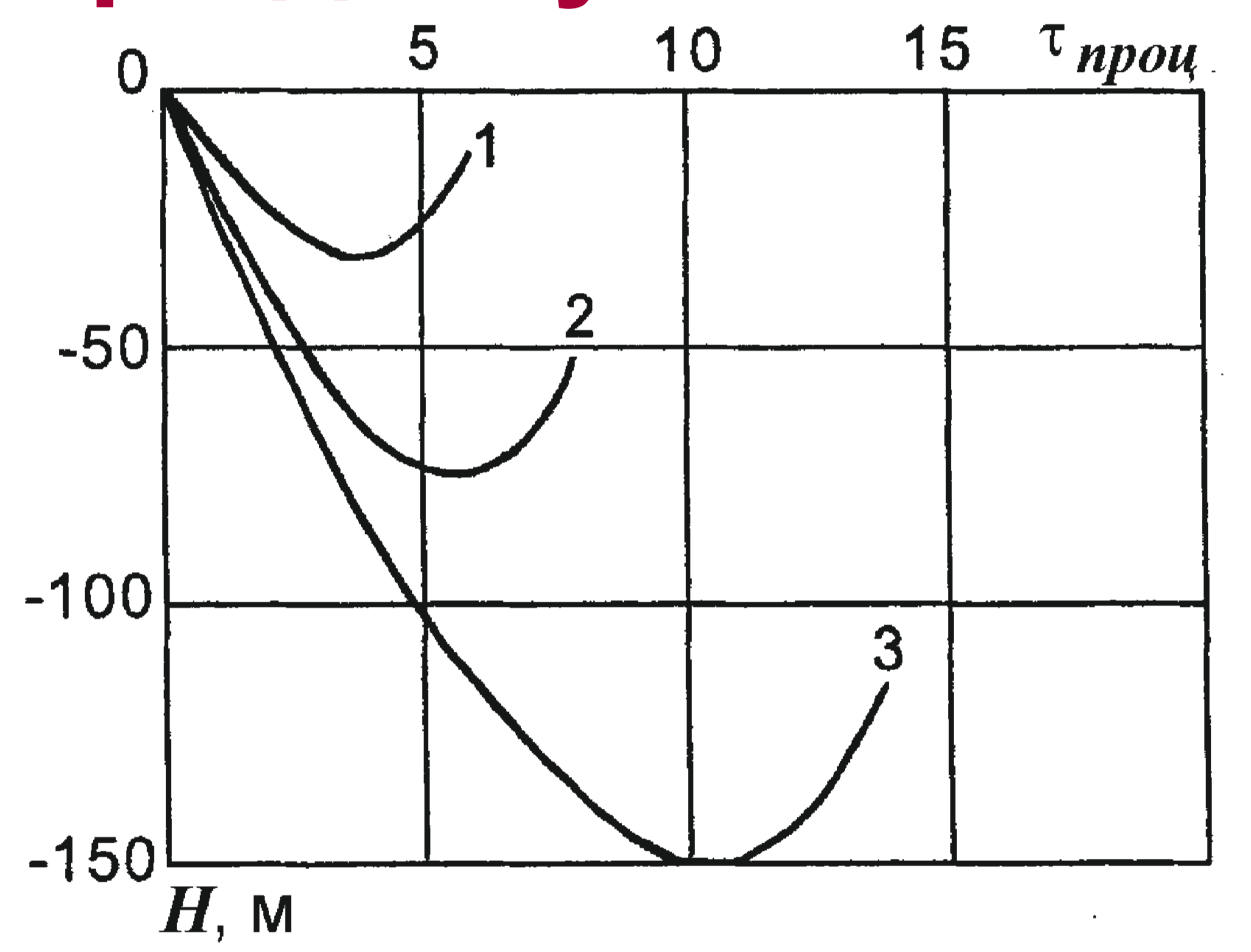
Найбільша кількість витрат палива, які в залежності від ціни палива складають від 35...40 до 70...75% від загальної вартості A .

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	15	200
	B	0	50
	C	0	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.

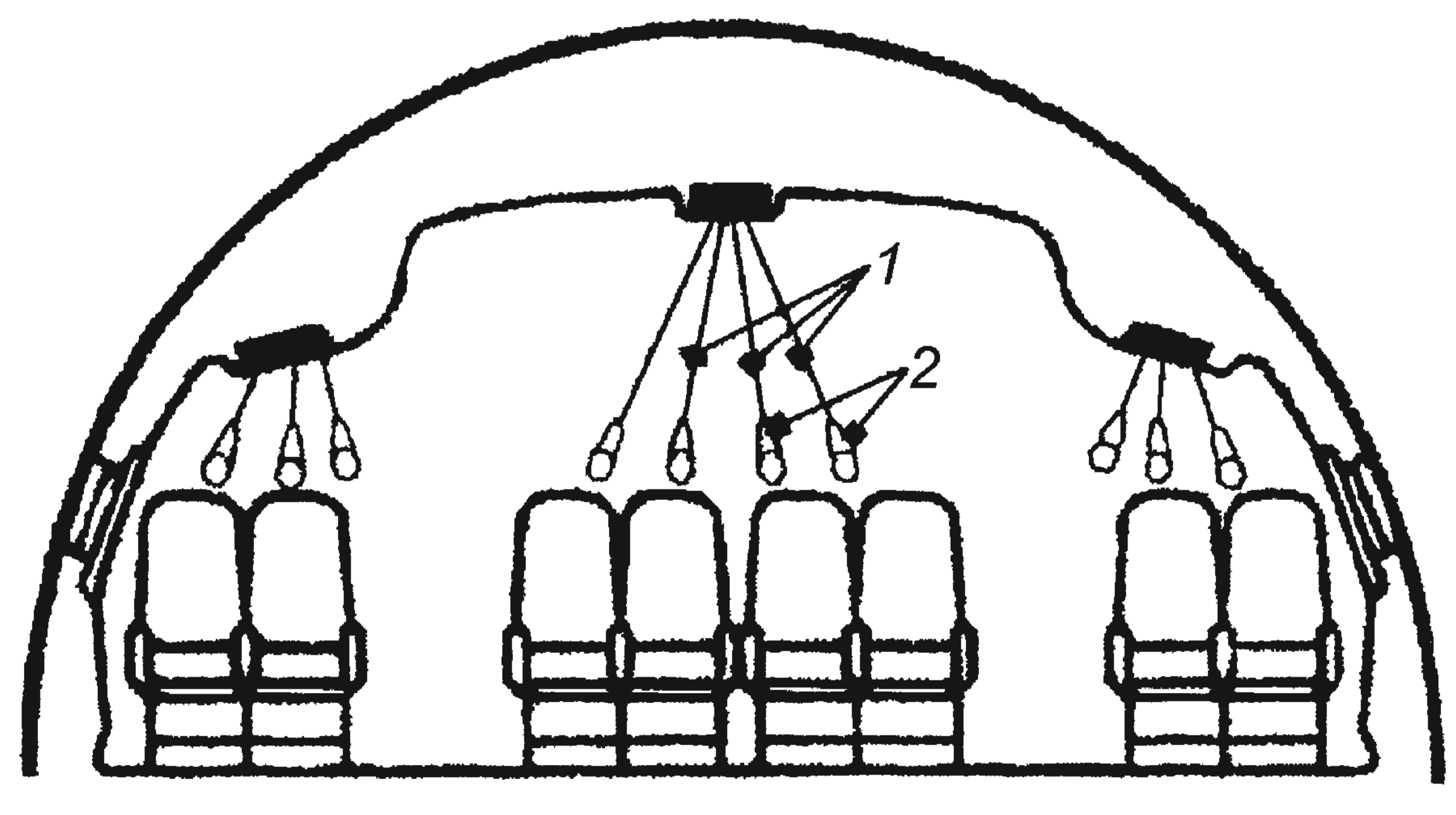


Залежність втрати висоти H літаком від прийомистості двигунів $\tau_{пр.д}$ та тривалості процесу $\tau_{проц}$:
 1 - $\tau_{пр.д} = 5$ с; 2 - $\tau_{пр.д} = 9$ с; 3 - $\tau_{пр.д} = 16$ с

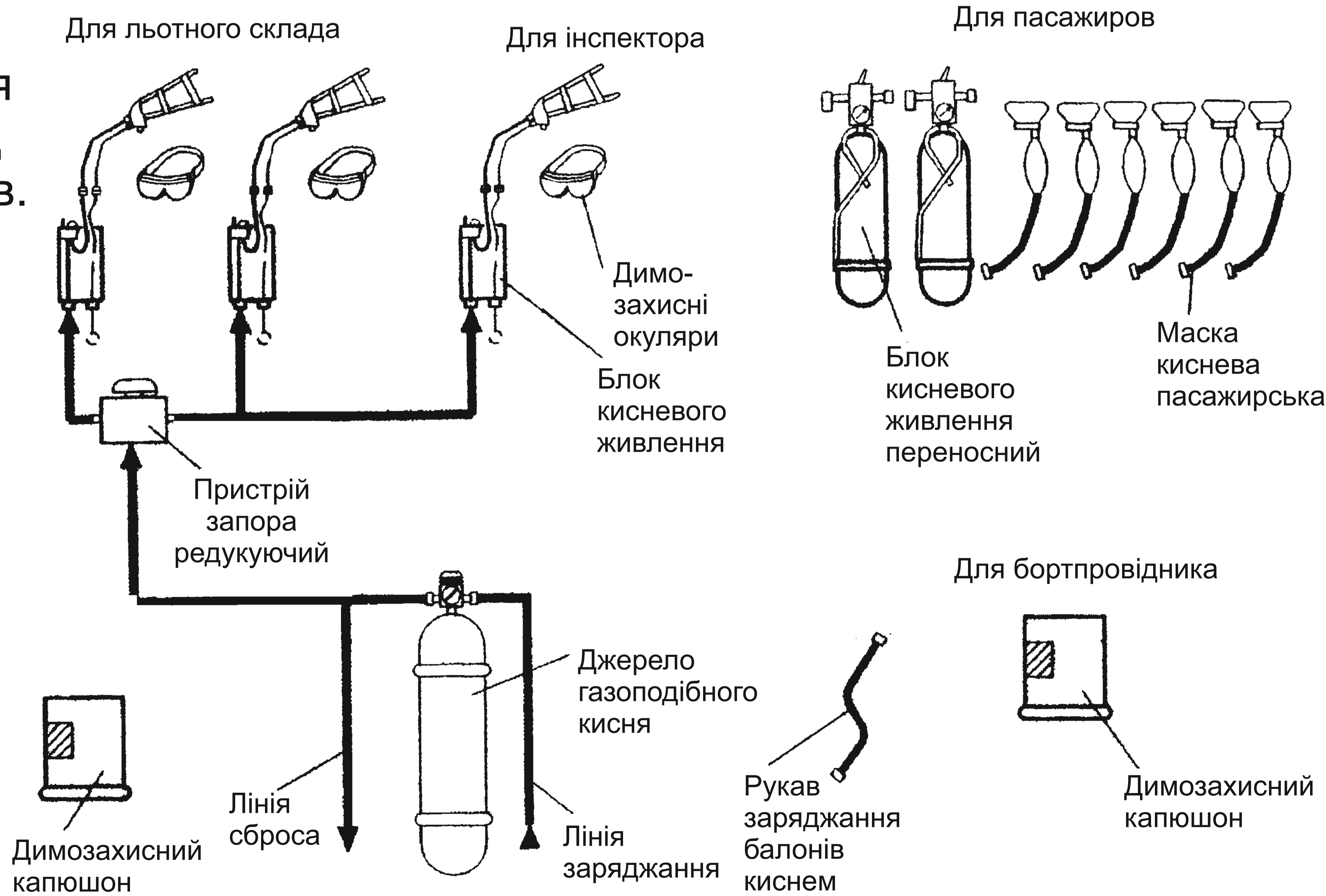
7. Аварійно-рятувальні заходи

7.1. Системи індивідуального життєзабезпечення

Індивідуальні системи життєзабезпечення (ІСОЖ) комплектуються в залежності від призначення та умов використання літаків. ІСОЖ 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.

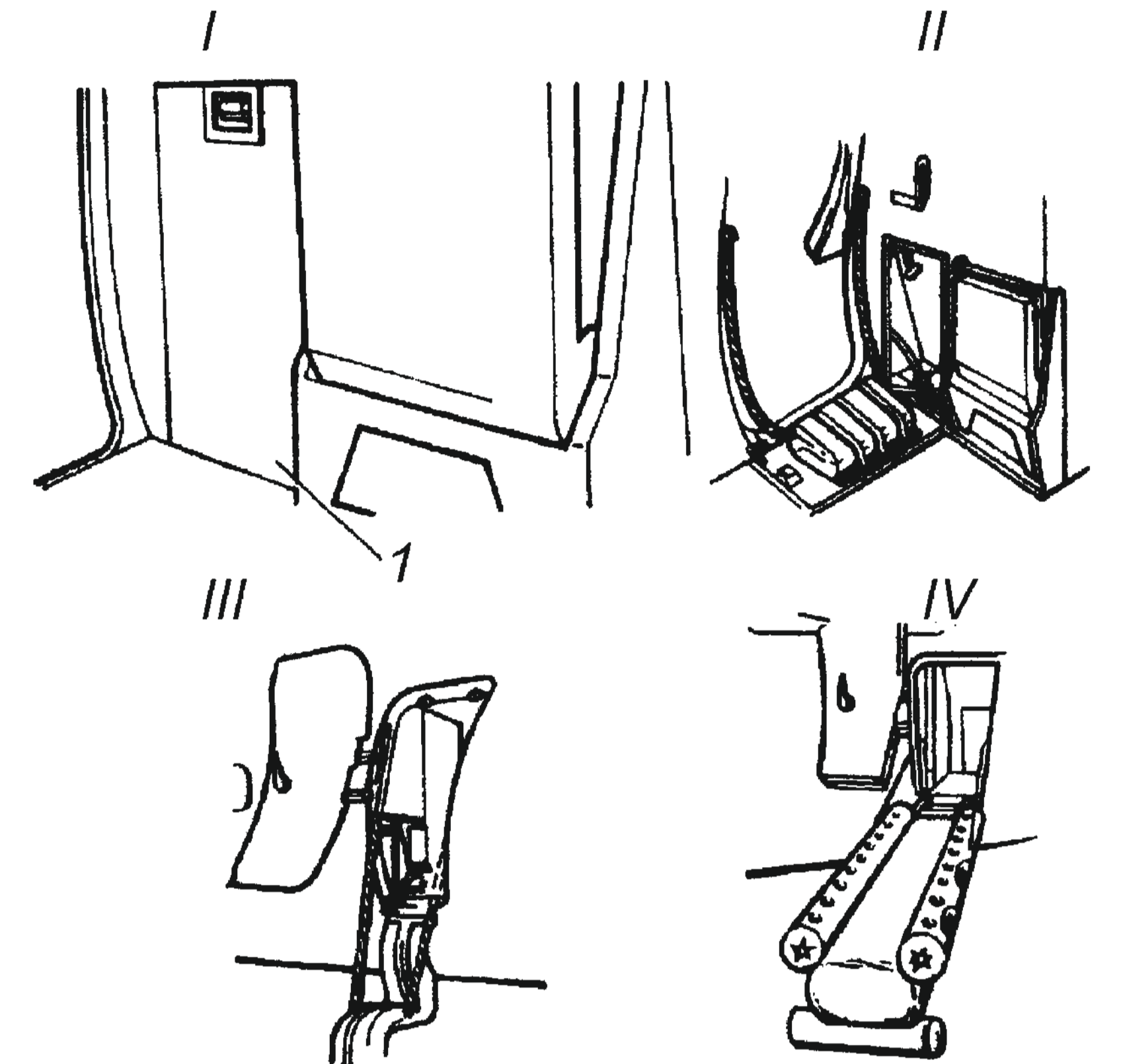
Кількість аварійних виходів з кожного боку фюзеляжу пасажирського літака

Число пасажирських мест (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	—

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.

Розміри виходів

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

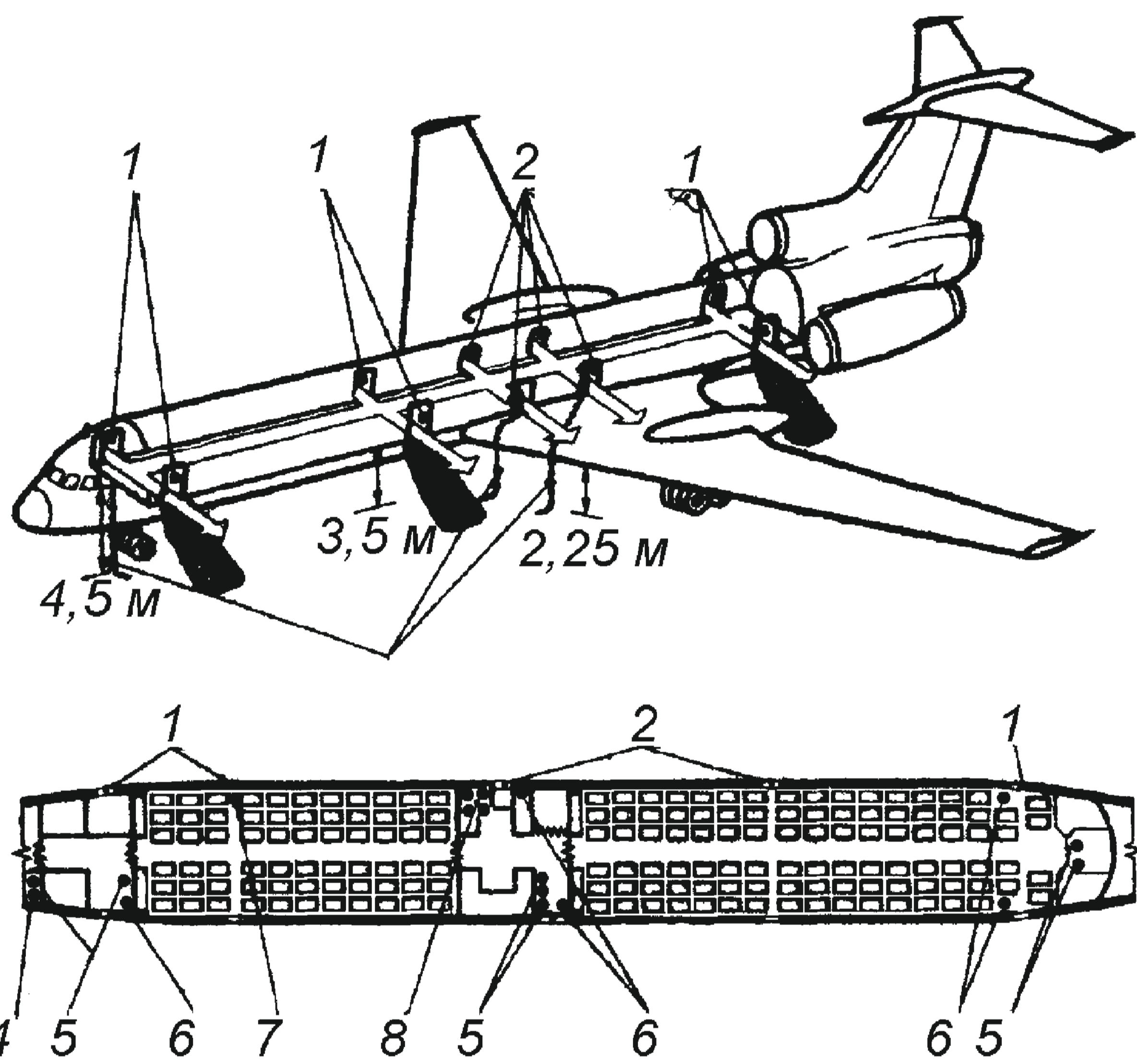


Высота порогів аварійних входів II, III, IV

Тип вихода	II	III	IV
Высота порога внутри самолета, мм	250	510	140
Высота порога снаружи самолета, мм	430	690	910

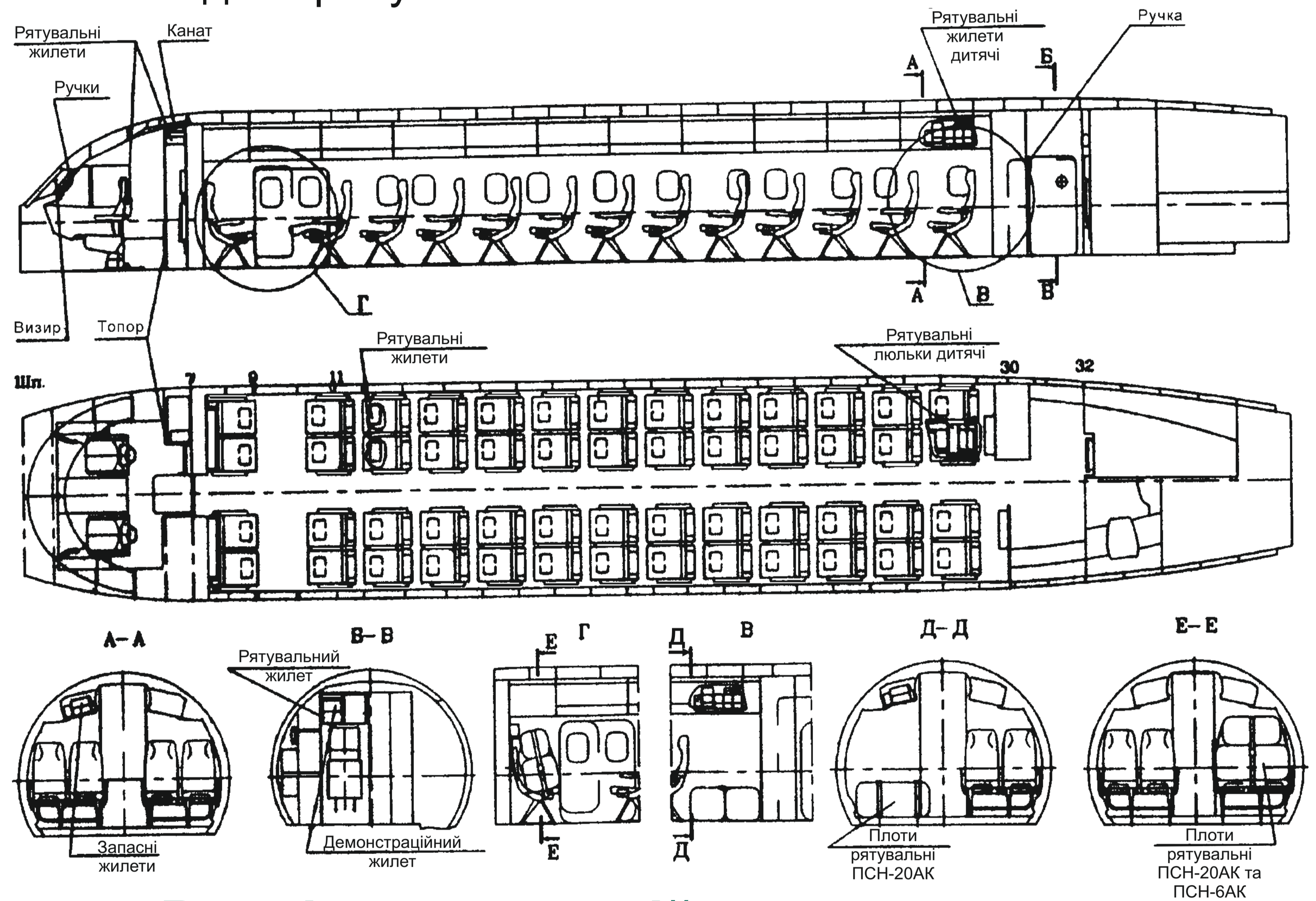
Розміщення надувного аварійного трапу:

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 Ту154:

- 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 Ан140

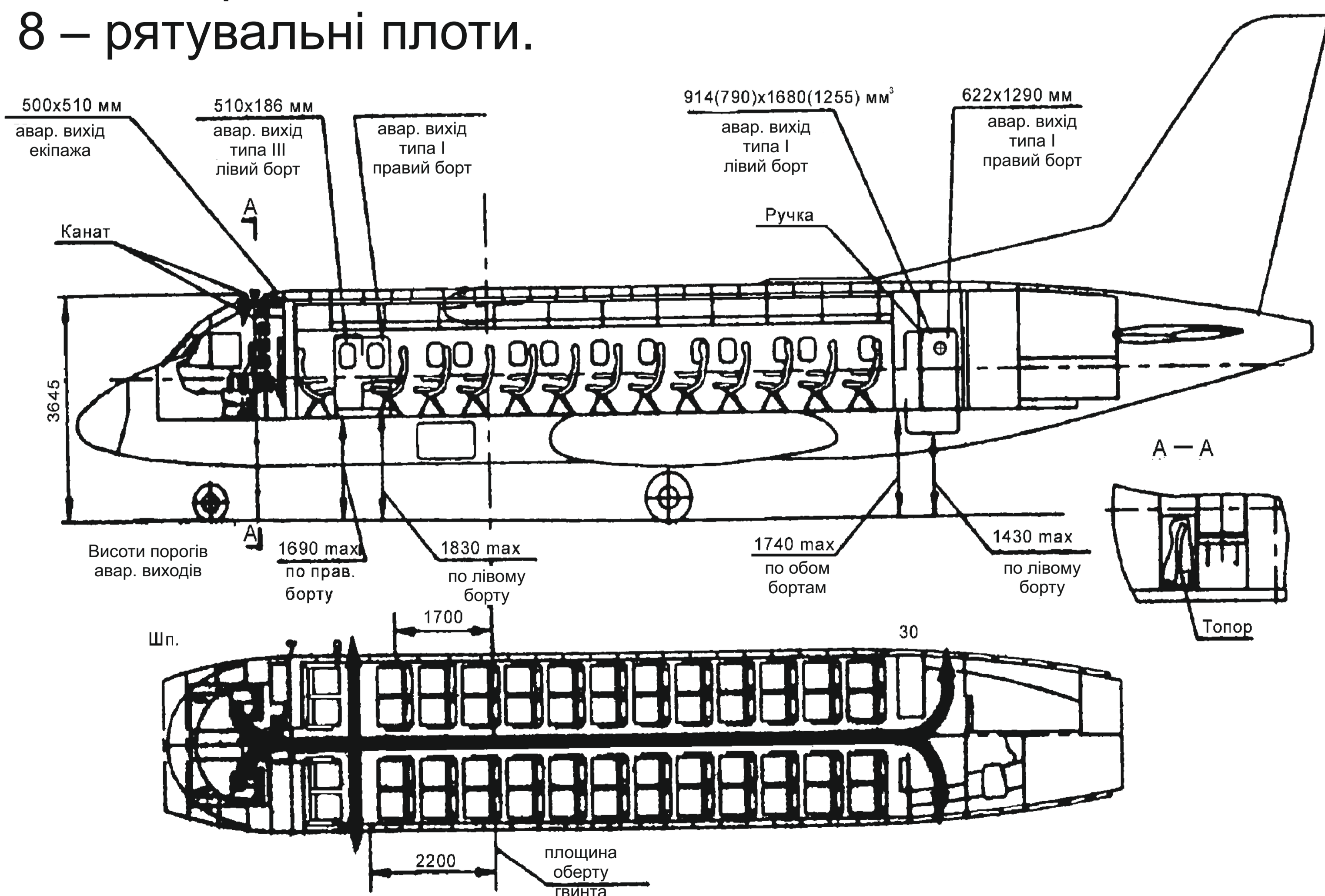


Схема аварійної евакуації пасажирів літака Ан140 на суші

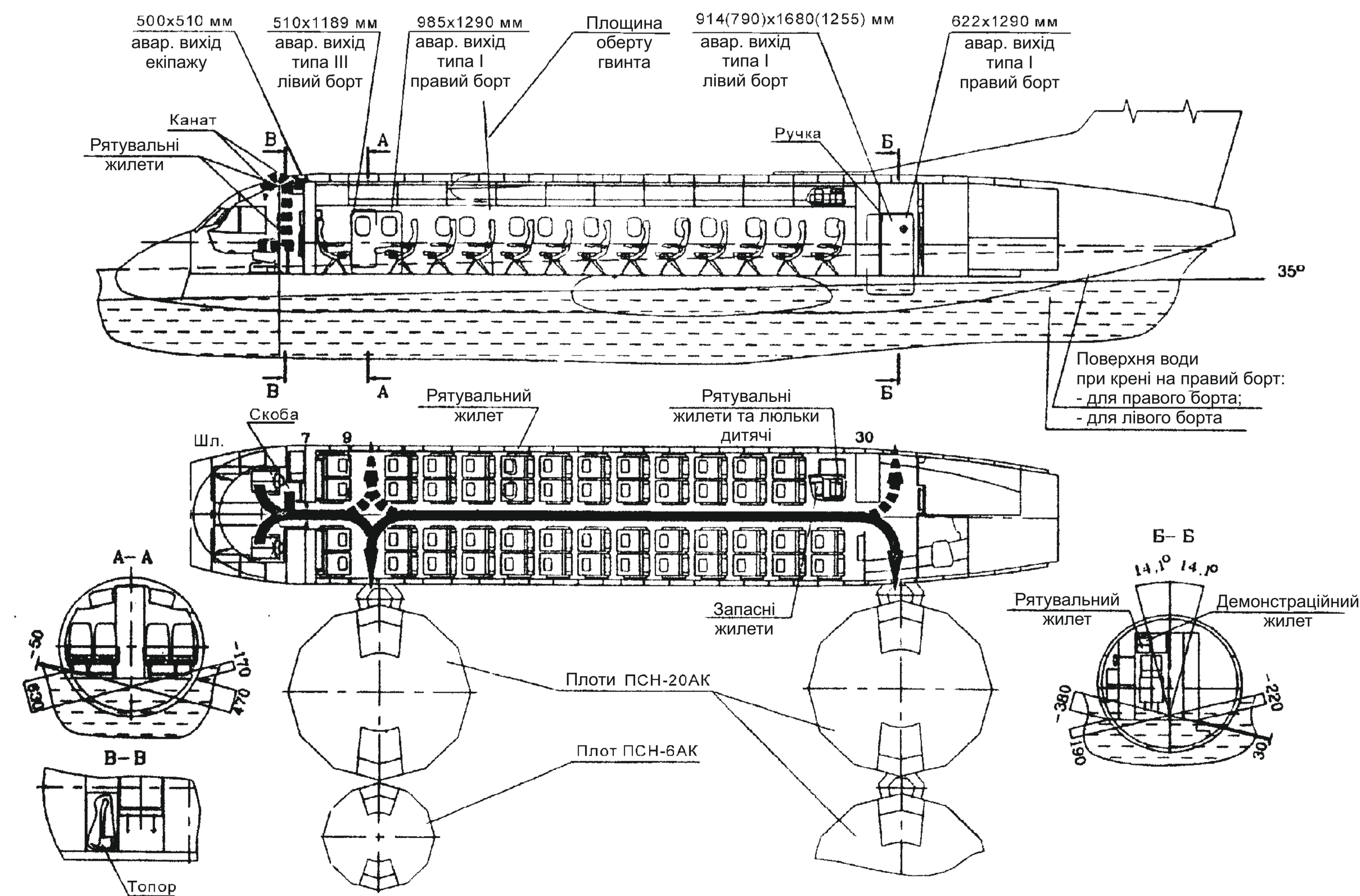


Схема аварійної евакуації пасажирів літака Ан140 на воді

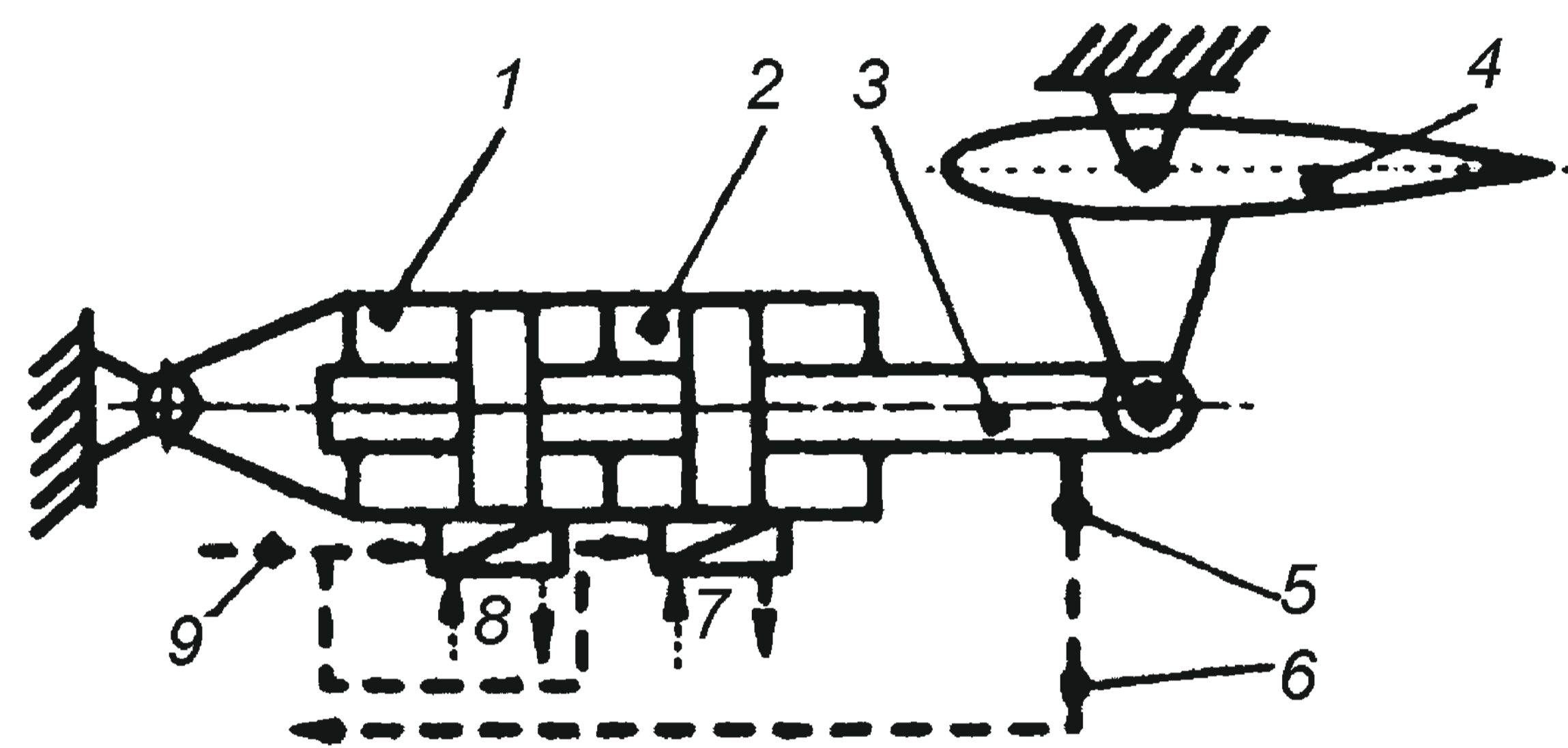
7.3. Вікна та двері пасажирських кабін

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).

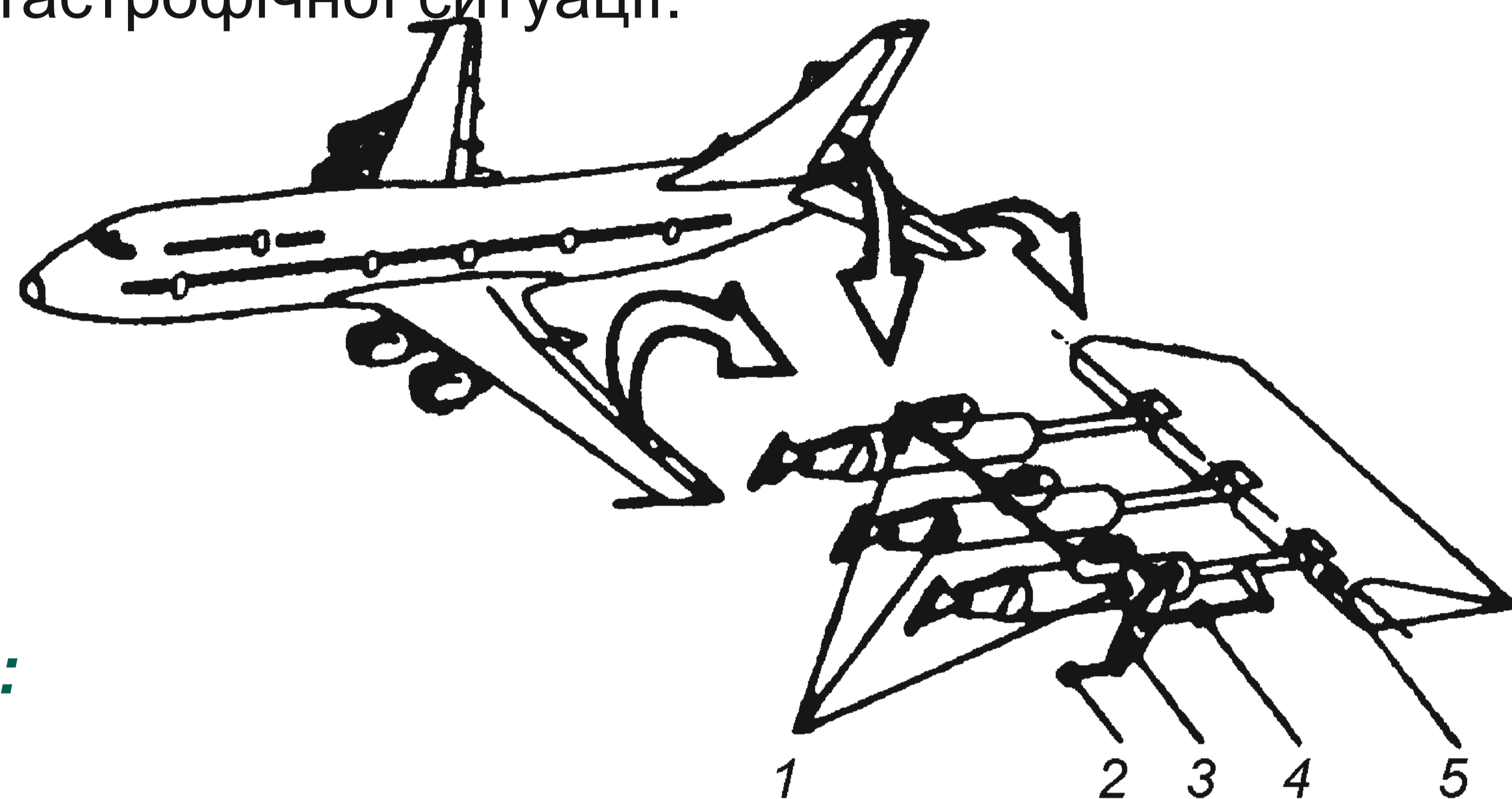
7.4. Інші засоби підвищення безпеки експлуатації пасажирських літаків

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):

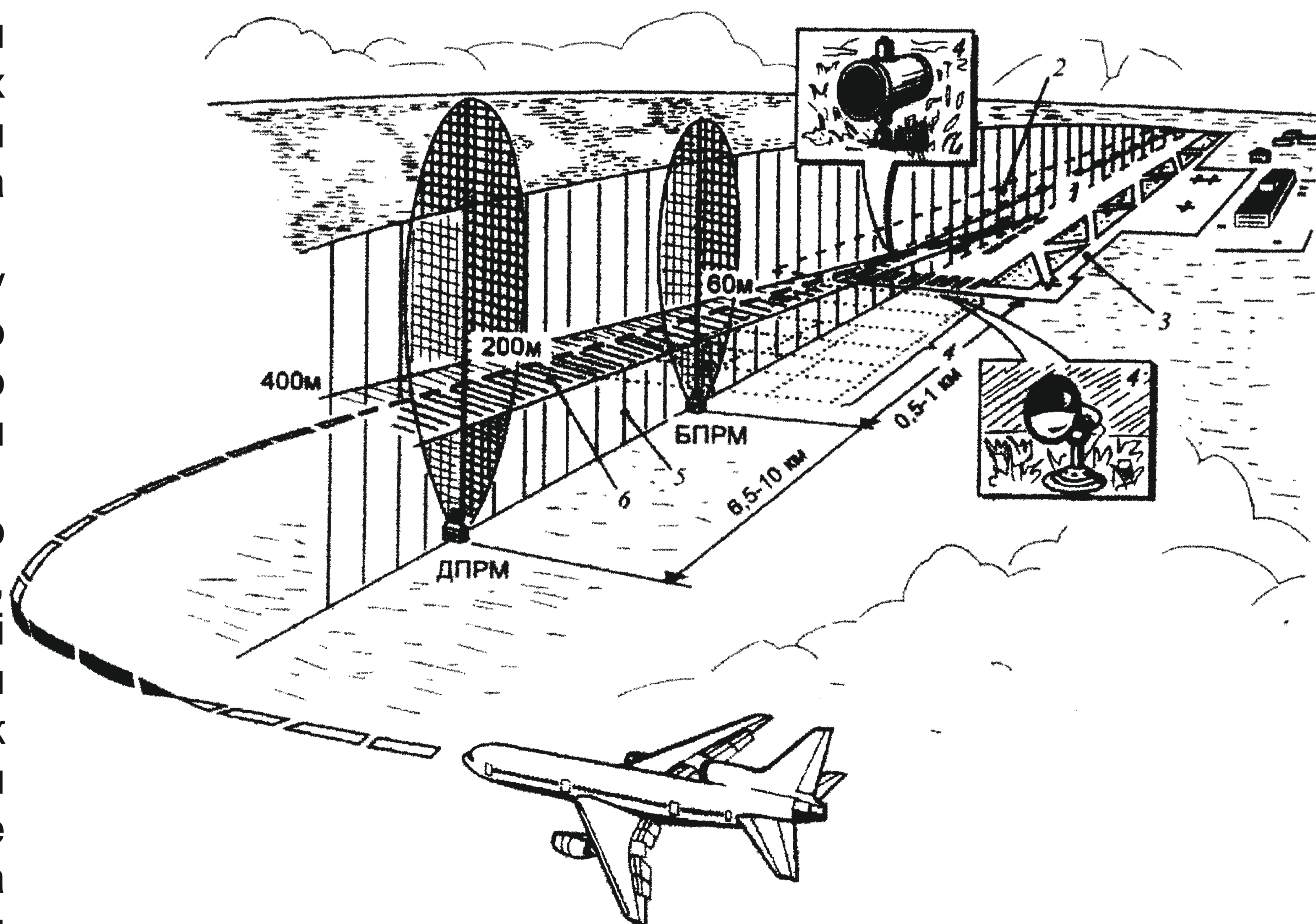
1 – складання зусиль гідропідсилювачів (бустерів); 2 – вхідна тяга (керуючий сигнал на відхилення секції керма 5); 3 – гойдалка зворотного зв'язку; 4 – вирівнююча тяга

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.



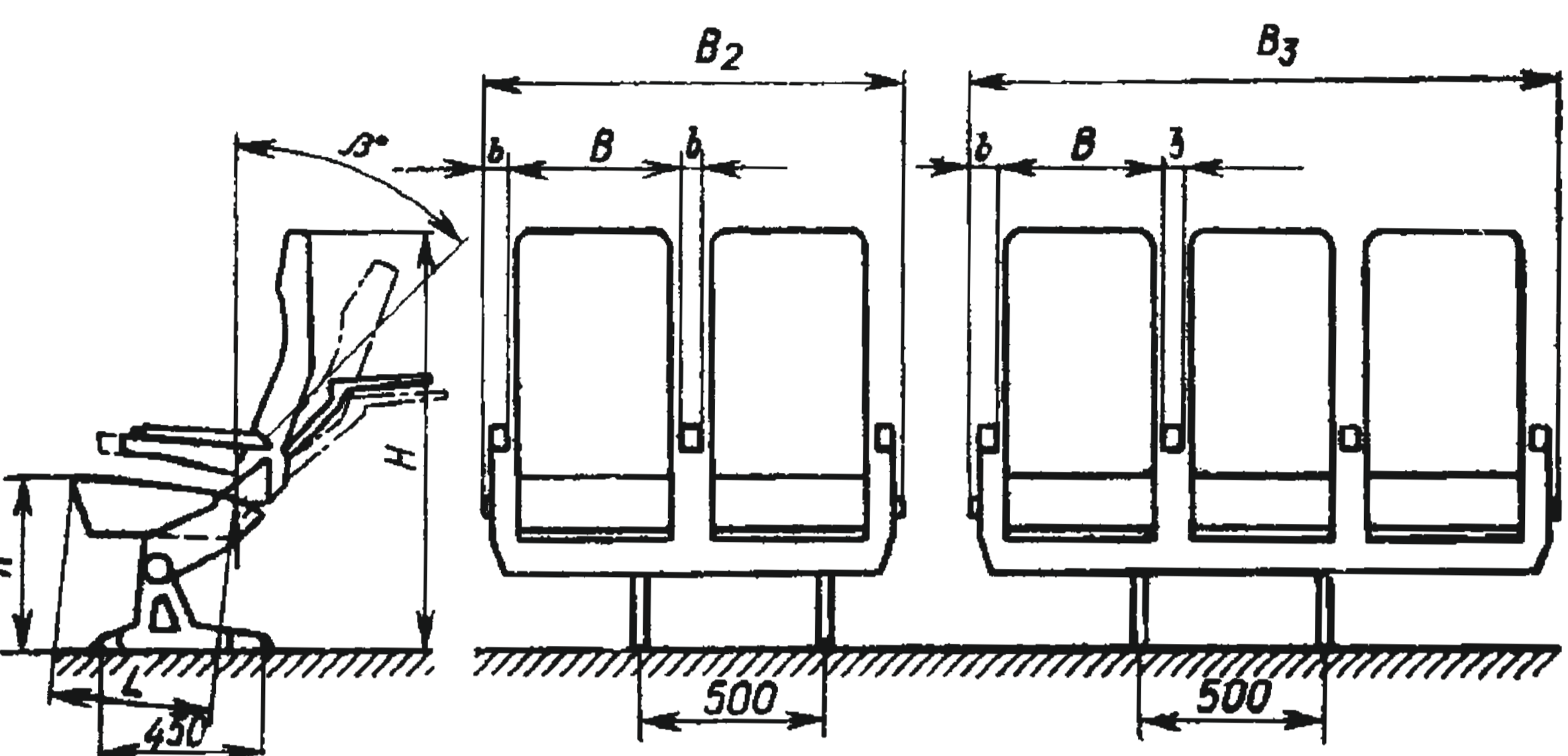
Аеродром:

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

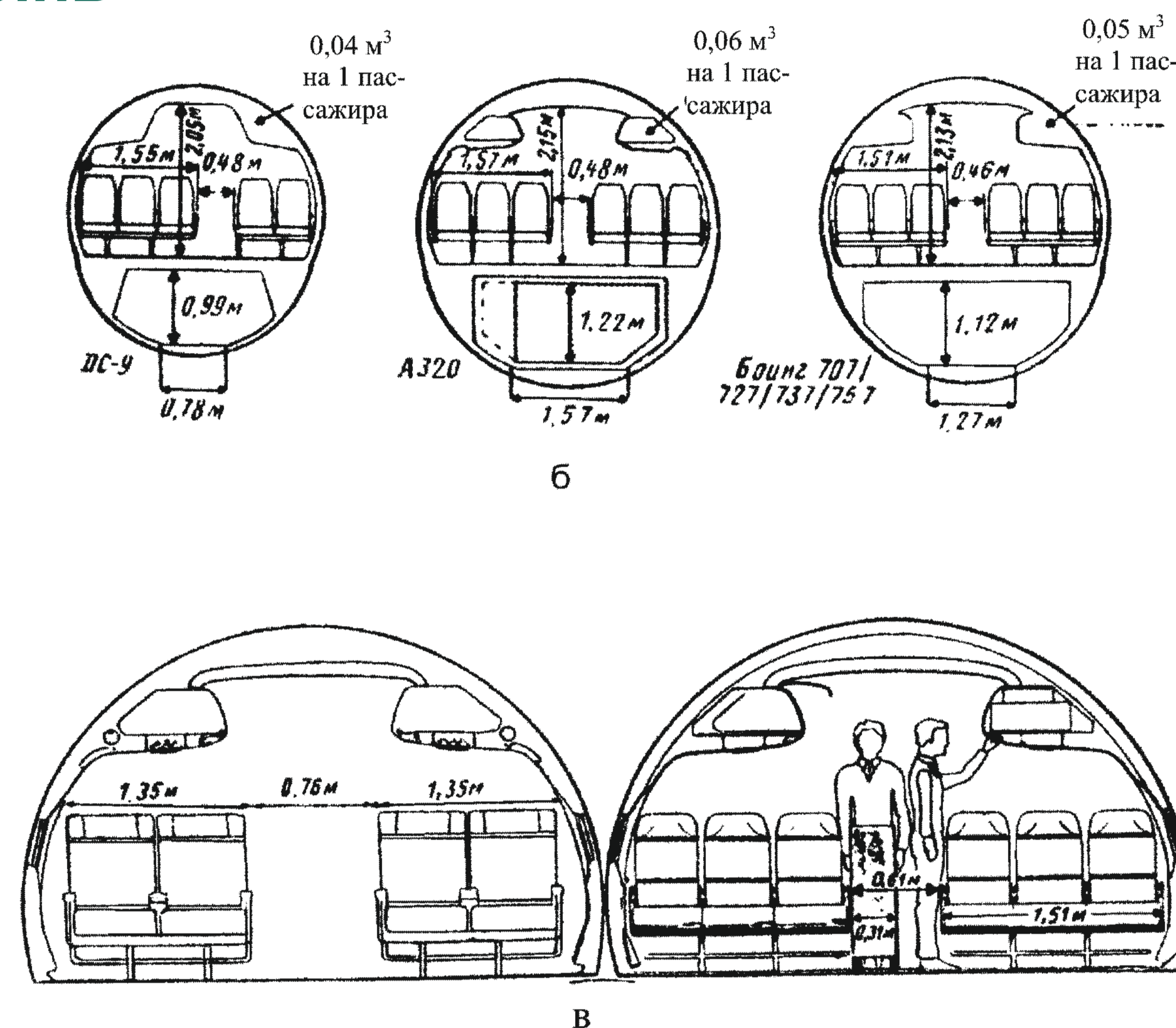
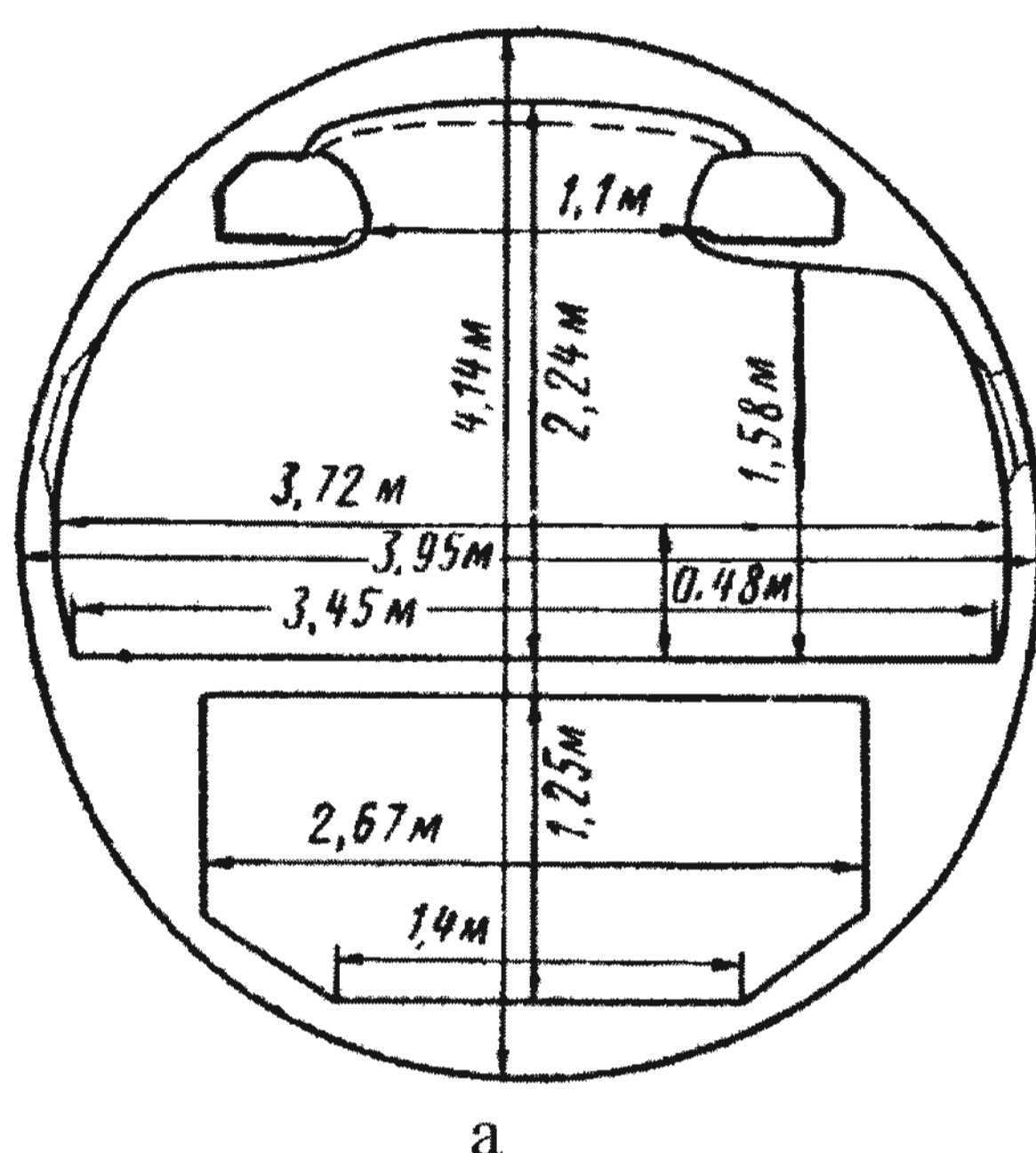
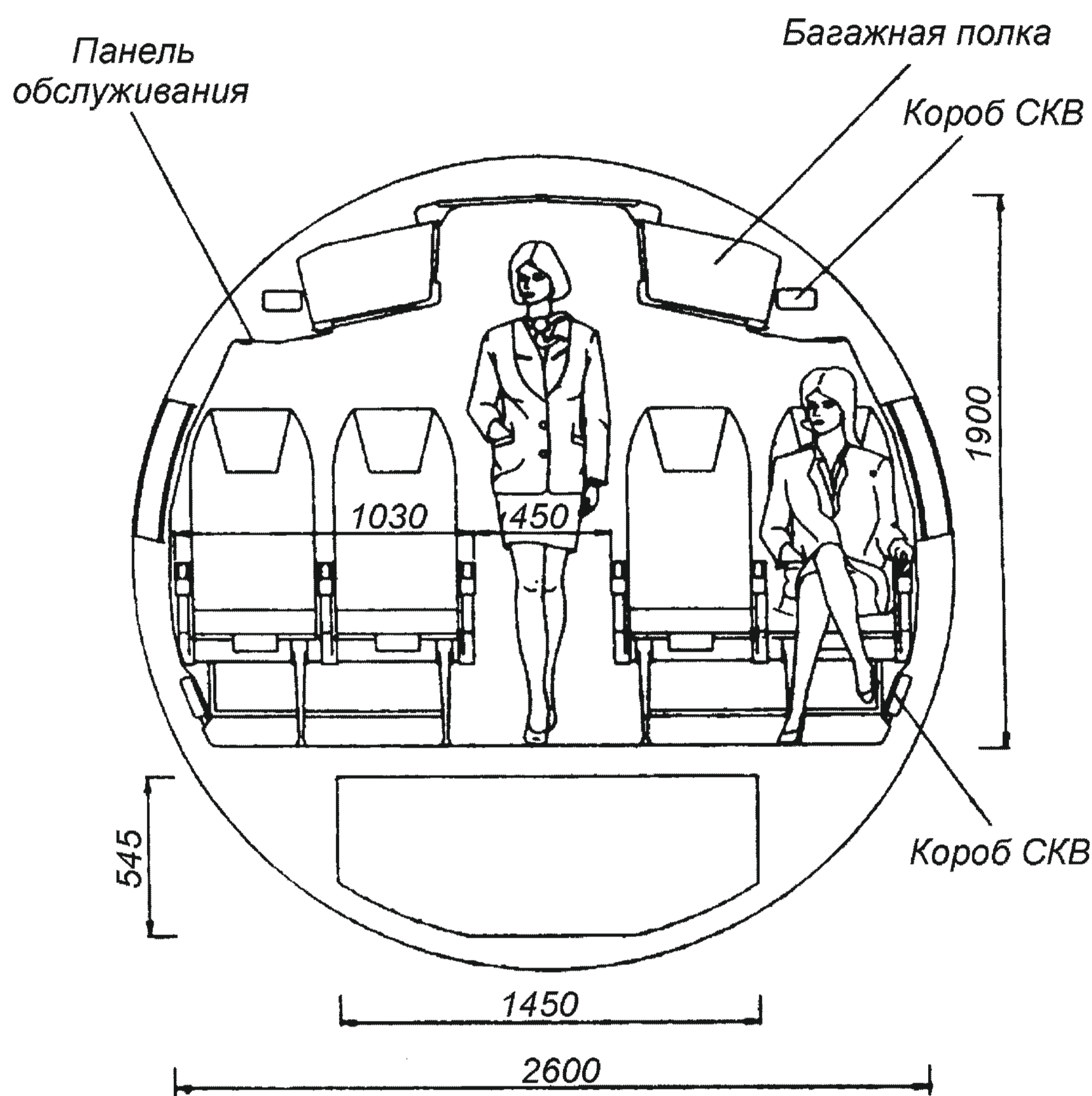
ЗП Одне з основних завдань проектувальника - створити на борту пасажирського літака середовище життя, максимально наближене до звичайних для людини "земних", "домашніх" умов комфорту за кліматом та рівнем шуму, за загальним естетичним враженням від інтер'єру пасажирської кабіни (салону) літака та обслуговування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



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

Поперечний перетин пасажирського салону літака Ан140

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.

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.

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

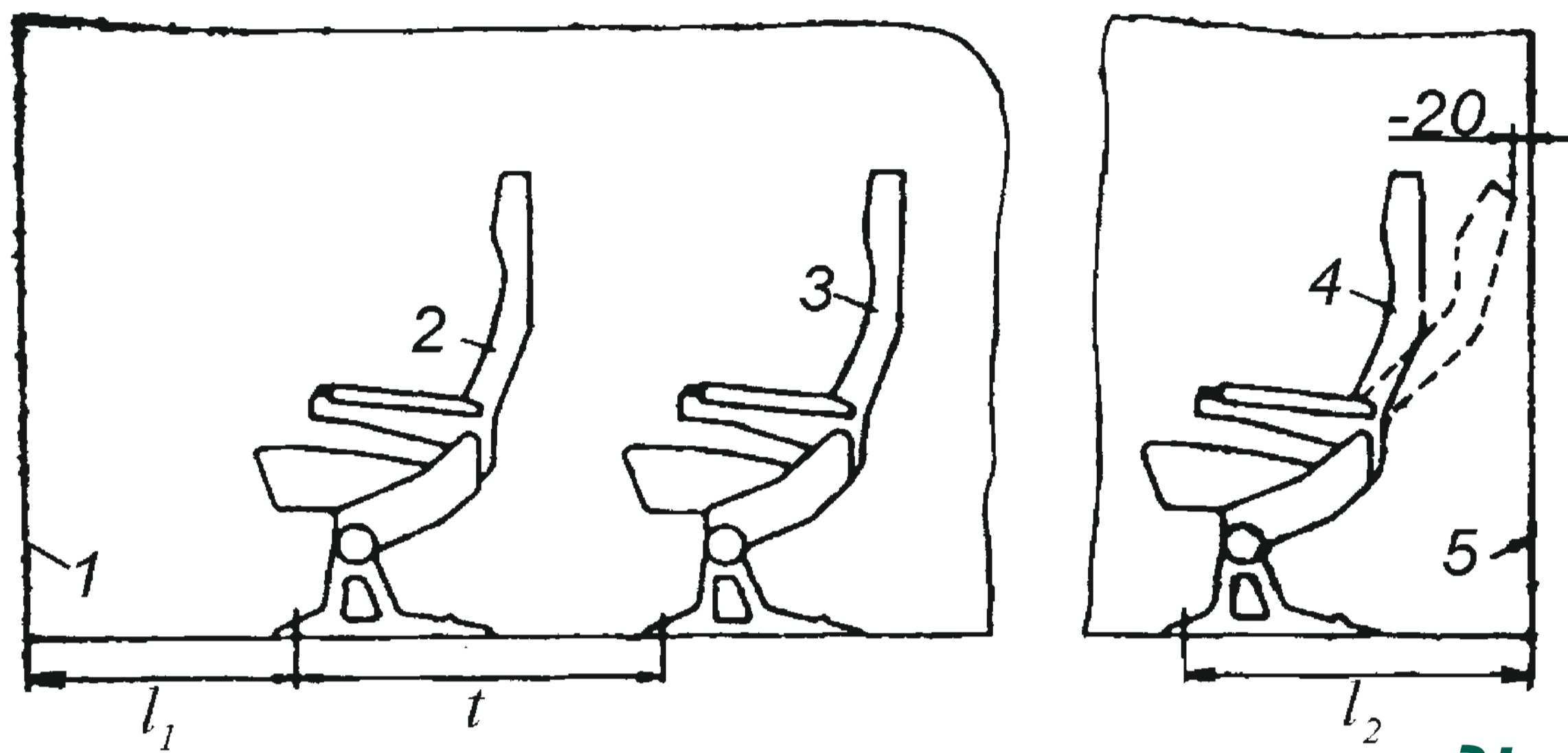


Схема встановлення пасажирських сидінь щодо передньої та задньої перегородок кабіни:

- 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 $V_{ф.н}$ 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

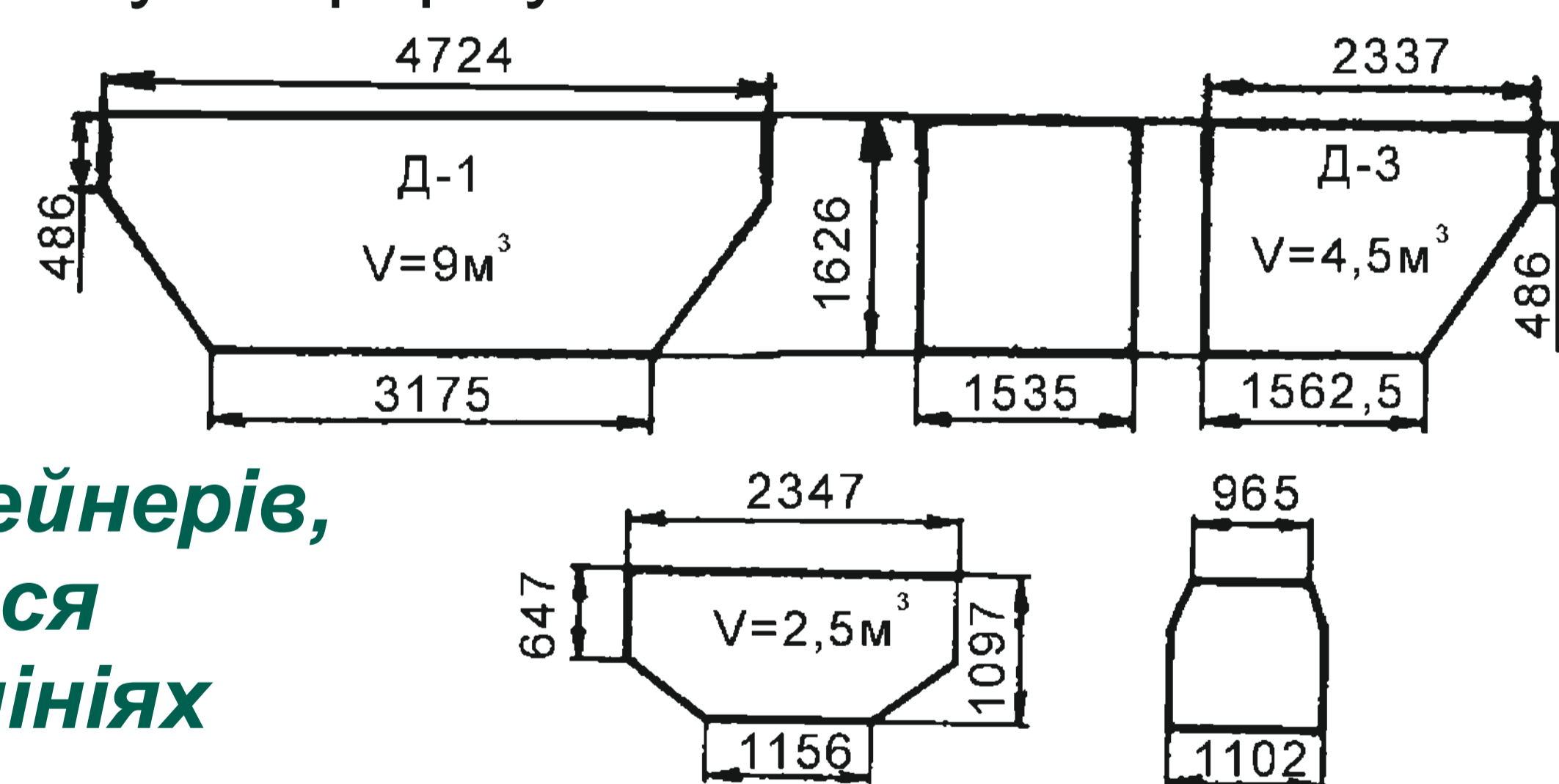
При безконтейнерному завантаженні багажу та вантажів необхідний обсяг багажно-вантажних приміщень (м³) визначається заданною для літака кількістю пасажирів та масою пошти чи вантажу за формулою:

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

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

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

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 переважної 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

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

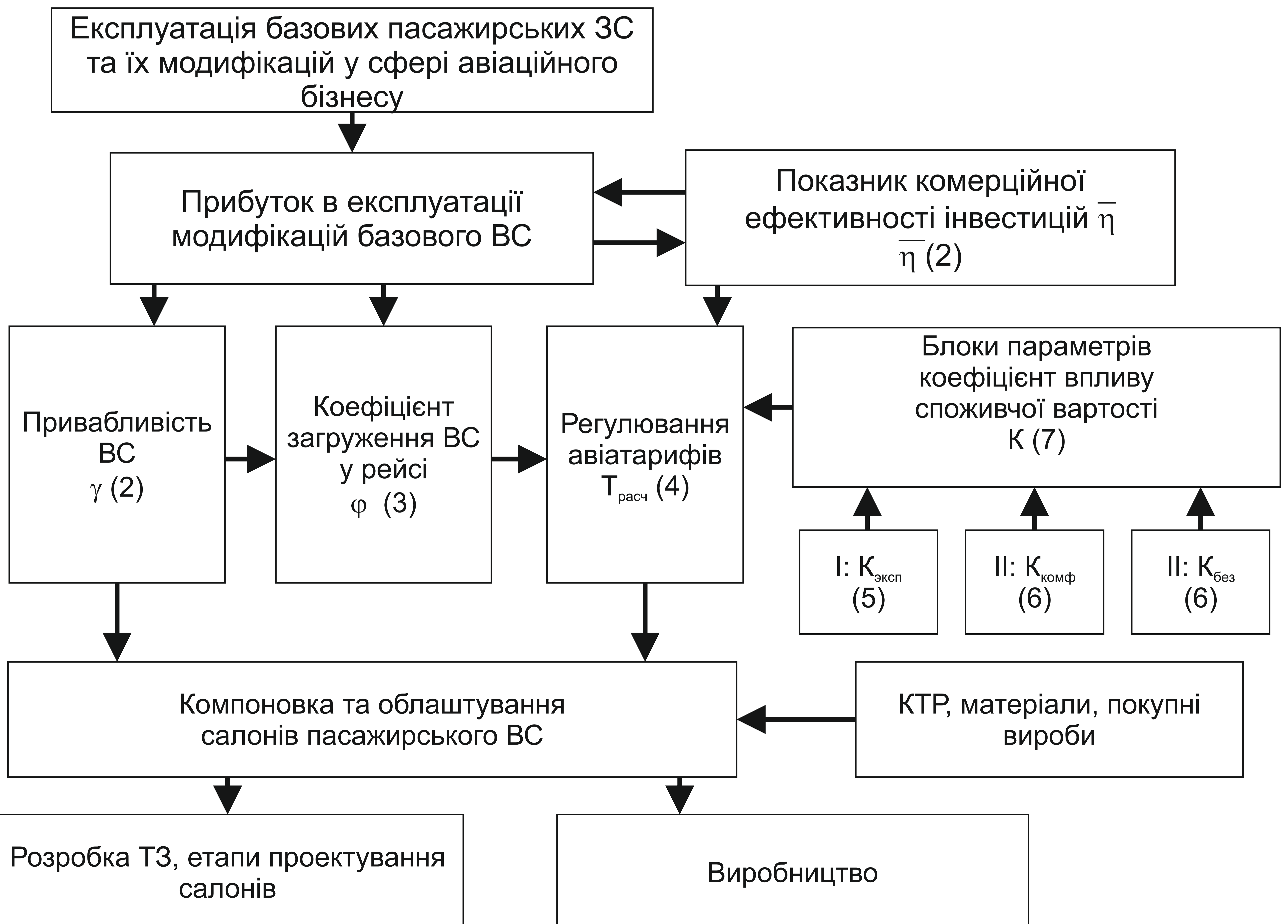
Визначають показник ефективності авіаперевезень в умовах конкуренції

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:

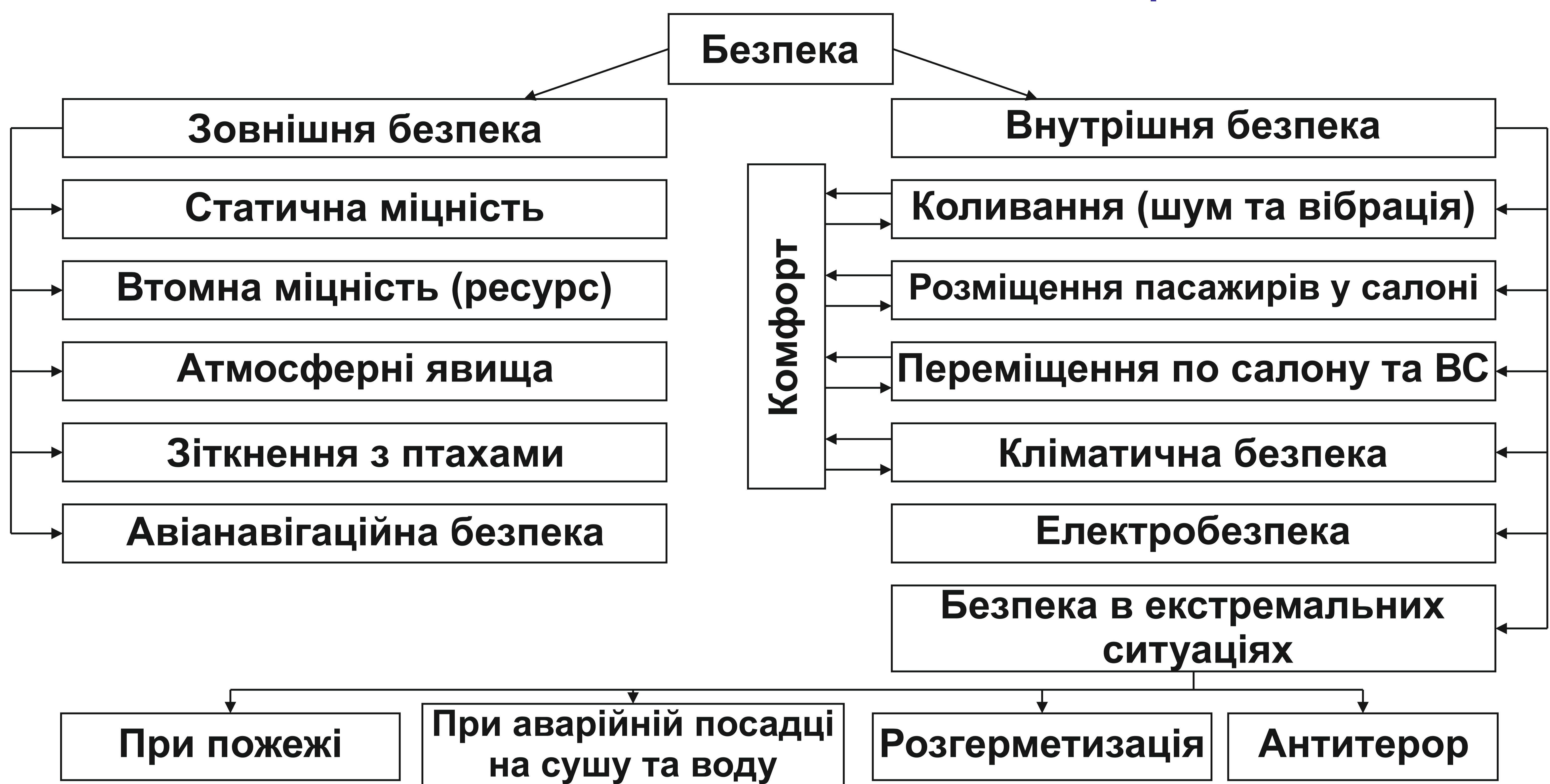
- ◆ якість результату $\sigma_w = W/C$
 - ◆ розузгоджування; ◆ результату $\sigma_w = W - C$; ◆ результативності $\sigma_R = R - C$;
 - ◆ корисність результату $\chi = W - N$; ◆ економичність результату $\eta = W/N$;
- де W - корисний результат (проекткування та виготовлення об'єкта); R - реалізовані 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 КРТ безпеки пасажирів ВС



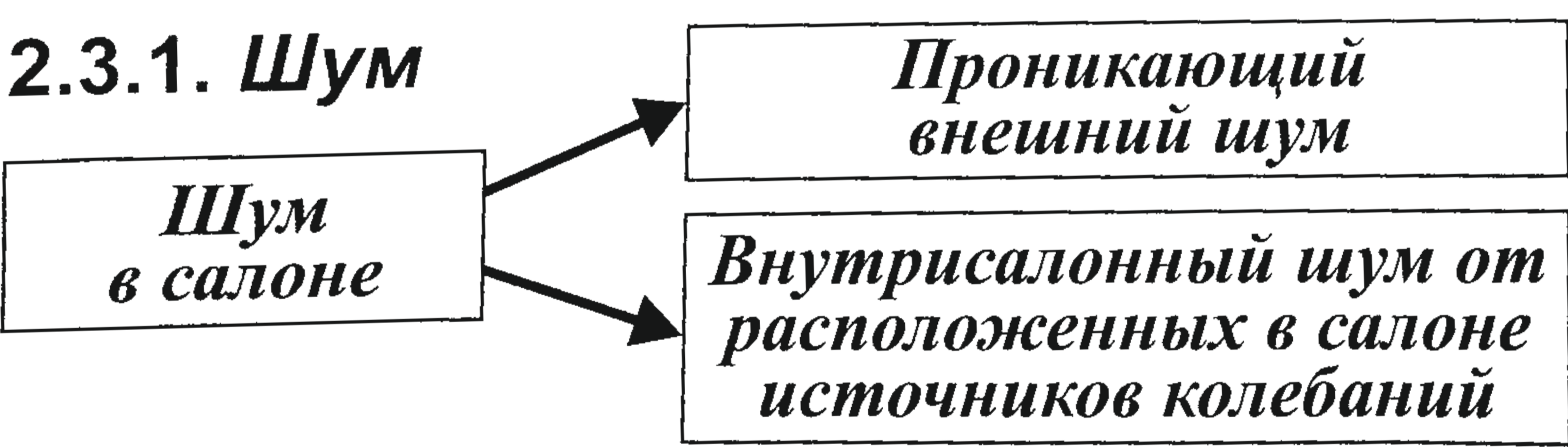
Представление параметров факторов внутренней безопасности, определяющих КТР компоновки и обустройства салона, в безразмерном каноническом виде:

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

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



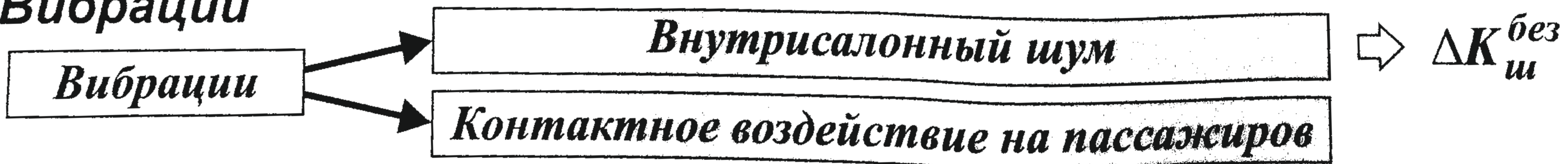
$$K_i^{без} = \frac{P_{ш}^{баз} \cdot \Psi_{ш}^{баз}}{P_{ш}^{мод} \cdot \Psi_{ш}^{мод}}, \quad \Psi_{ш} = \frac{L_m^{баз}}{L_m^{мод}} \quad (10)$$

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

ν, A - частота и амплитуда звуковых колебаний;
 ν_0, A_0 - тоже, соответствующее порогу слышимости («нулевому» уровню громкости).

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

2.3.2. Вибрации



Параметры контактного воздействия вибраций:

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

♦ относительный уровень виброускорений $\omega_{виб}$: $L_{\omega} = 20 \lg \frac{\omega_{виб}}{3 \cdot 10^{-4}} = 20 \lg \frac{(2\pi\nu)^2 A}{3 \cdot 10^{-4}}$ (13)

♦ колебательная энергия, поглощаемая телом пассажира $Q_{кэ}$: $Q_{кэ} = 20 \lg \frac{\nu \cdot A}{\nu_0 \cdot A_0} S \cdot \tau$ (14)

где S - площадь контакта, τ - время вибровоздействия.

При $S^{мод} = S^{баз}$, $\tau^{мод} = \tau^{баз}$

$$\frac{\Psi_{конт\ виб}^{баз}}{\Psi_{конт\ виб}^{мод}} = \frac{L_V^{баз} \cdot L_{\omega}^{баз}}{L_V^{мод} \cdot L_{\omega}^{мод}} \cdot \frac{\lg \frac{\nu^{баз} \cdot A^{баз}}{\nu_0 \cdot A_0}}{\lg \frac{\nu^{мод} \cdot A^{мод}}{\nu_0 \cdot A_0}} \quad (15)$$

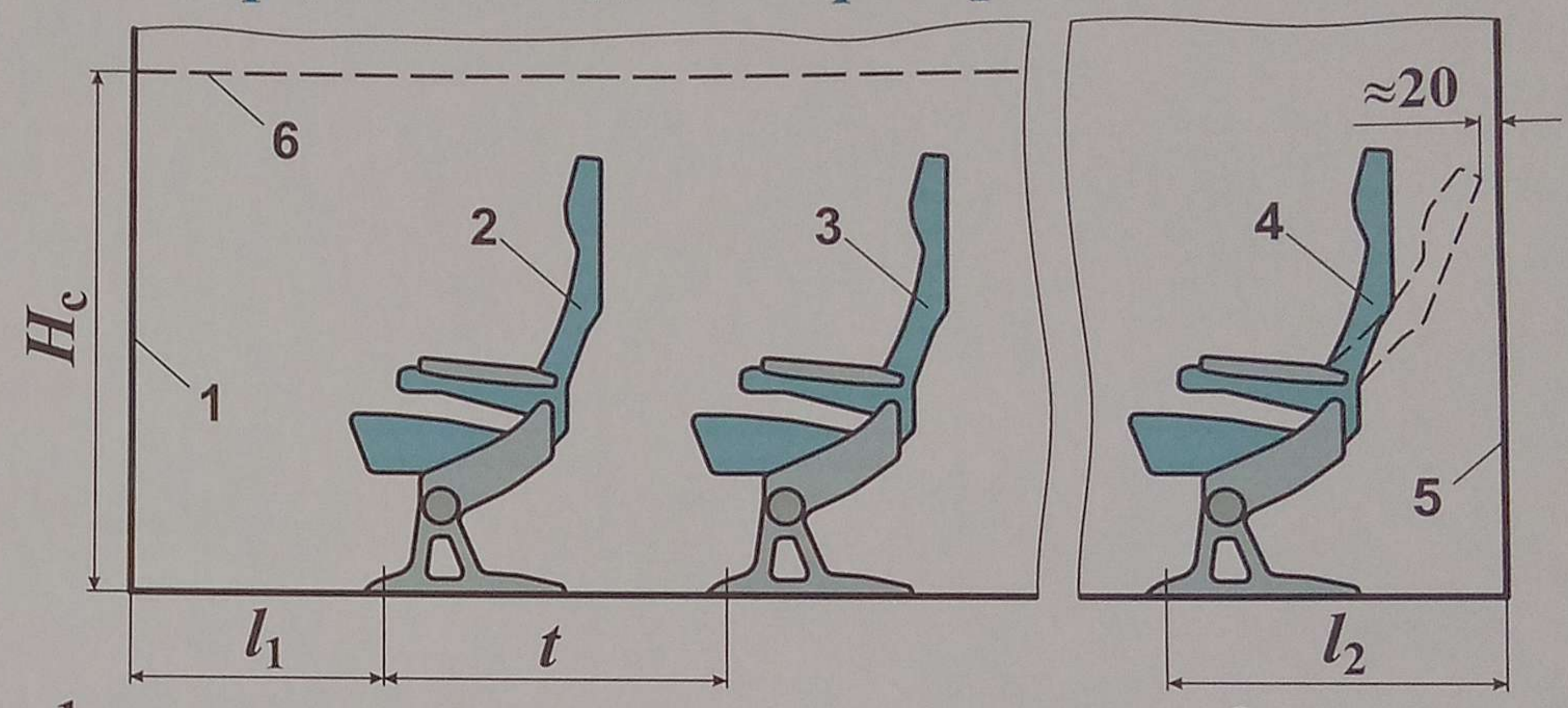
$$K_{конт.виб} = \frac{P^{баз}}{P^{мод}} \cdot \frac{\Psi_{конт\ виб}^{баз}}{\Psi_{конт\ виб}^{мод}} \quad (16)$$

2.4. КТР ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ РАЗМЕЩЕНИЯ ПАССАЖИРОВ В САЛОНЕ

Схема установки пассажирских сидений относительно передней и задней перегородок салона

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

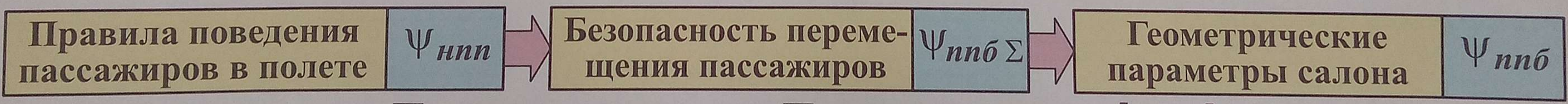
где t_{min} , l_{1min} , l_{2min} , H_{cmin} - min значения параметров для класса салона R .



1 - передняя стенка пассажирского салона; 2 - передний ряд сидений; 3 - второй ряд сидений; 4 - последний ряд сидений; 5 - задняя стенка пассажирского салона; 6 - потолок пассажирского салона

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

2.5. СОСТАВЛЯЮЩИЕ КТР ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ ПАССАЖИРОВ ВНУТРИ САЛОНА



$$\Psi_{нпн} = \bar{K}_{ср} P_{нпн}, \quad (19)$$

$$\bar{K}_{ср} = P_{тр} / P_{инв} \leq [K_{срб}] \quad (20)$$

где $P_{нпн}$ - вероятность нарушения правил пассажирами (стат. оценка), $\bar{K}_{ср}$ - относительный среднестатистический коэффициент по уровням опасности нарушения правил; $P_{тр}$ - вероятность получения травм, $P_{инв}$ - вероятность получения инвалидности, $[K_{срб}]$ - допустимый уровень.

Ширина проходов и размещение сидений в пассажирском салоне

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

где $H_{нас}(n_{ряд})$, $A_{нас}(n_{ряд})$ - высота и ширина прохода в функции числа кресел в ряду салона R класса.

$$\Psi_{нпб\ \Sigma} = \Psi_{нпн} + P \cdot \Psi_{нпб\ R} \quad (22)$$

где P - вероятность обеспечения $\Psi_{нпб\ R}$ данным КТР

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

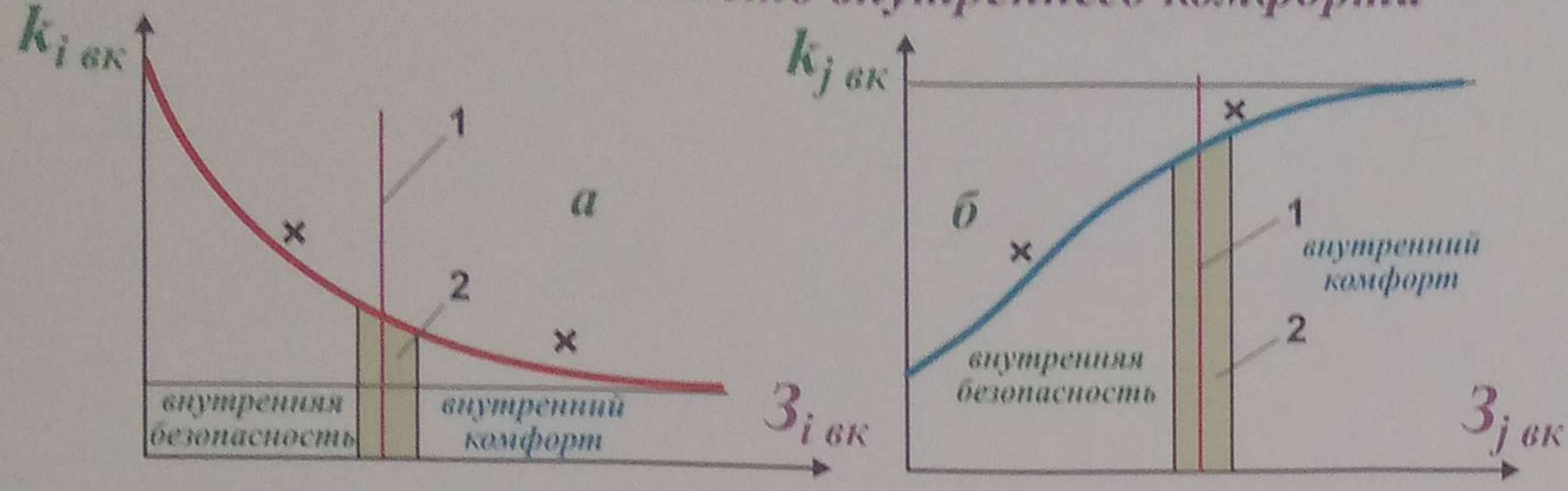
Число сидений в ряду	Число и тип блоков	Ширина прохода, мм	Ширина фюзеляжа в зоне сидений или его диаметр, мм	Диаметр фюзеляжа у конкретных пассажирских самолетов, мм
3	1+2	510	2380	-
4	2+2	510	2870	Ту-124, Ту-134 – 2900
5	2+3	510	3360	Ту-104, Ил-18 – 3500
6	3+3	510	3850	Ту-154, Ил-62 – 3800
7	2+3+2	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. СОСТАВЛЯЮЩИЕ КТР КОМФОРТА ПАССАЖИРОВ В САЛОНАХ САМОЛЕТА

3.1. ОСОБЕННОСТИ СОСТАВЛЯЮЩИХ КТР ВНУТРЕННЕГО КОМФОРТА

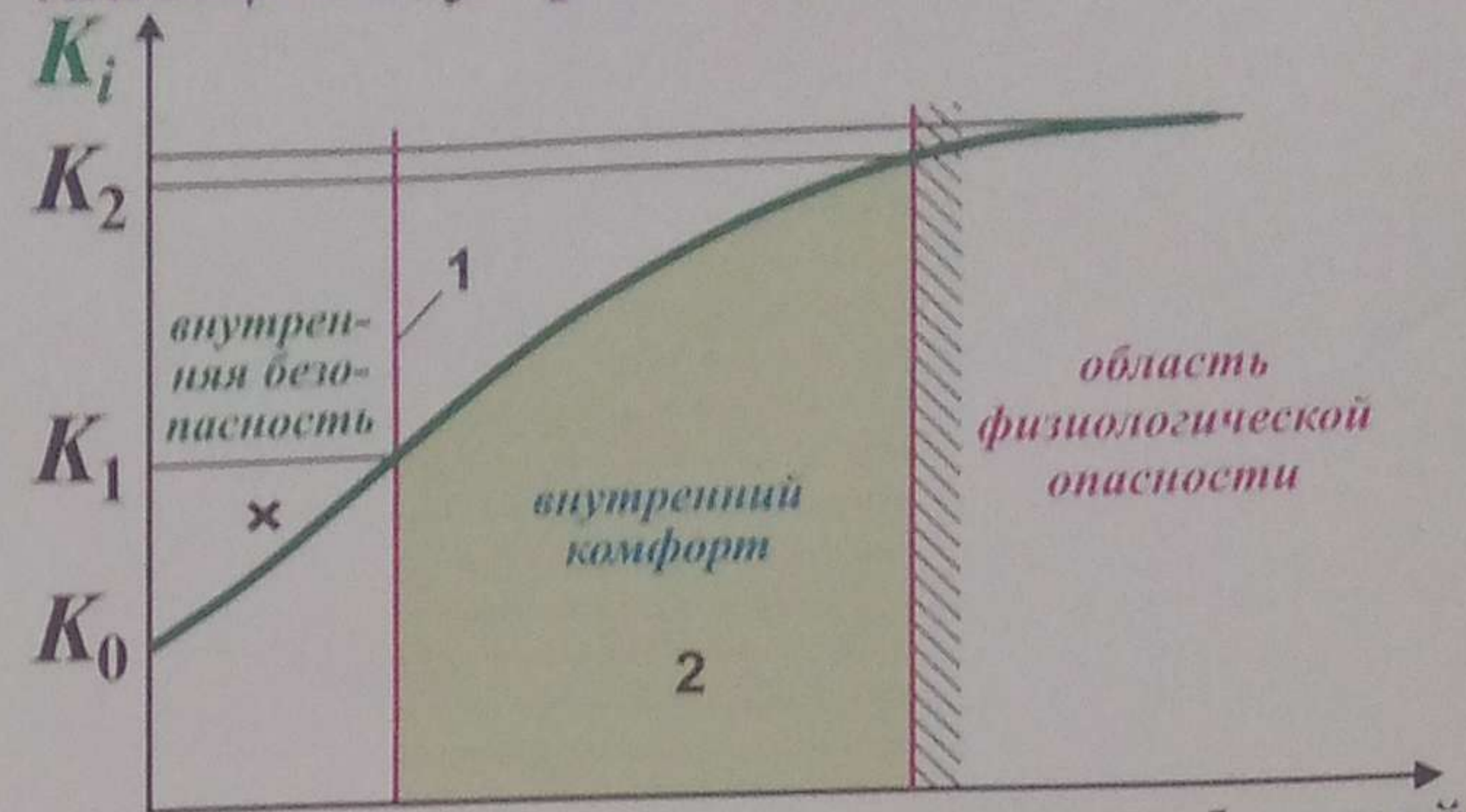
- ♦ эмоционально-психологический характер комфорта
- ♦ взаимосвязь внутреннего комфорта и безопасности (бифункциональный характер)

Кривая плавного перехода составляющей внутренней безопасности в область внутреннего комфорта



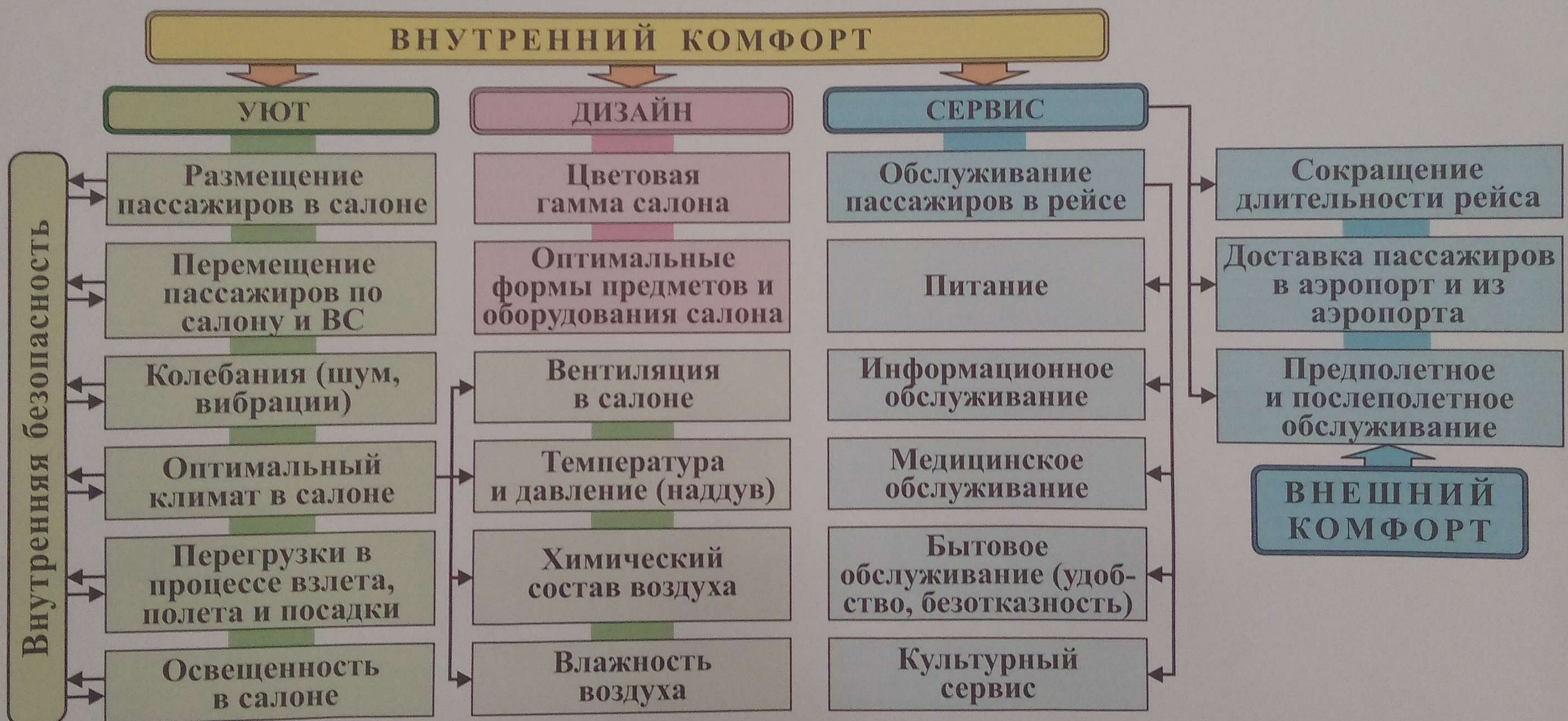
а - монотонно снижающаяся функция (вибрации, шум); б - монотонно возрастающая функция (размещение пассажиров в салоне); x - точки, соответствующие КТР на уровне изобретений; 1 - граница раздела функций безопасности и комфорта, регламентированная ТЗ; 2 - область физической размытости границы раздела функций безопасности и комфорта

Кривая двойного перехода составляющей внутренней безопасности



x - точки, соответствующие КТР на уровне изобретений; 1 - граница раздела функций, регламентированная ТЗ; 2 - область физической размытости границ раздела функций

3.2. СИНТЕЗ И АНАЛИЗ КТР ВНУТРЕННЕГО КОМФОРТА И ИХ ВЗАИМОСВЯЗИ С ПАРАМЕТРАМИ ВНУТРЕННЕЙ БЕЗОПАСНОСТИ



3.3. СИНТЕЗ И ОБОСНОВАНИЕ ОТНОСИТЕЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ СОСТАВЛЯЮЩИХ КТР УЮТА

3.3.1. Шум

Требования государственного стандарта по шуму в кабинах самолетов различных категорий и классов

Рекомендуемые диапазоны требований комфорта (уюта) по шуму ВС различных категорий и классов

Кабины и класс перевозок	Самолеты		
	Дальние магистральные	Средние и ближние магистральные и СТС	Местных воздушных линий
	Номер предельного спектра / Уровень звука		
Салоны для пассажиров	Первого класса	70 / 75	75 / 80
	Туристского класса	75 / 80	80 / 85
	Экономич. класса	80 / 85	
Кабина экипажа	75 / 80		
Рабоч. места бортироводников	80 / 85		

Пассажирские салоны различных классов	Категории ВС		
	Дальние магистральные	Средние и ближние магистральные	Местных воздушных линий
VIP класс	$55 \leq L_{\delta} \leq 60$	$60 \leq L_{\delta} \leq 65$	$65 \leq L_{\delta} \leq 70$
I класс	$60 \leq L_{\delta} \leq 65$	$65 \leq L_{\delta} \leq 70$	$70 \leq L_{\delta} \leq 75$
Туристский класс	$65 \leq L_{\delta} \leq 70$	$70 \leq L_{\delta} \leq 75$	$75 \leq L_{\delta} \leq 80$
Экономический класс	$70 \leq L_{\delta} \leq 75$	$75 \leq L_{\delta} \leq 80$	$75 \leq L_{\delta} \leq 85$
Класс дискаунтерный	-	$80 \leq L_{\delta} \leq 85$	$85 \leq L_{\delta} \leq 90$

Потенциальные возможности снижения шума:

- ♦ за счет уменьшения акустических нагрузок на поверхность фюзеляжа (базовое ВС) - до 15 дБ;
- ♦ за счет совершенствования КТР шумопоглощения и звукоизоляции салона - до 15 дБ;
- ♦ за счет совершенствования СКВ - до 4 дБ.

Итого: потенциально прогнозируемое снижение шума ~34 дБ (до 50 дБ - нижней границы речи).

3.3.2. Вибрации как составляющая уюта - зависимости (12)-(16).

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

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

где $\Psi_{\text{виб сид}}$ - соотв. КТР размещению пассажира в кресле (сидя);

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

Значения коэффиц. снижения параметров вибраций по условиям комфорта относительно допустимых по критерию безопасности

Пассажирские салоны различных классов	Категории ВС		
	Дальние магистральные	Средние и ближние магистральные	Местных воздушных линий
VIP класса	$0,65 \leq \xi \leq 0,705$	$0,705 \leq \xi \leq 0,765$	$0,765 \leq \xi \leq 0,82$
I класса	$0,705 \leq \xi \leq 0,765$	$0,765 \leq \xi \leq 0,82$	$0,82 \leq \xi \leq 0,88$
Туристического класса	$0,765 \leq \xi \leq 0,82$	$0,82 \leq \xi \leq 0,88$	$0,88 \leq \xi \leq 0,95$
Экономического класса	$0,82 \leq \xi \leq 0,88$	$0,88 \leq \xi \leq 0,95$	$0,88 \leq \xi \leq 0,95$
Класс дискаунтерный	-	1	1

3.3.3. КТР составляющих уюта по размещению пассажиров в салоне

$$\Psi_{\text{рп комф}} = \alpha_2 \left[\frac{(t_{\text{ряд}} l_1 l_2 H_c U)}{(t_{\text{мин}} l_{1 \text{мин}} l_{2 \text{мин}} H_{c \text{мин}} U_{\text{мин}})} \right] \geq 1 \quad (33)$$

где U - объем салона на 1 пассажира; $0,9 \leq \alpha_2 \leq 1$

Минимальные значения удельного объема для пассажирских салонов разных классов

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

Класс салона	Диапазон диаметров фюзеляжа, мм	Продолжительность полета, ч					
		до 1	1...2	2...4	4...6	6...8	Свыше 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 класс	< 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
Экономический класс	< 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
Туристический класс, дискаунтерный	< 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

3.3.4. КТР составляющих уюта по перемещению пассажиров по салону

$$K_{\text{пп}}^{\text{комф}} = 1$$

3.3.5. КТР, обеспечивающие комфортный климат в салоне $K_{\text{кл}}^{\text{комф}}$ структурно аналогичен $K_{\text{кл}}^{\text{без}}$: (24) - (25)

3.4. СОСТАВЛЯЮЩИЕ КТР, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИХ ДИЗАЙН САЛОНА

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

где $\Psi_{\text{диз.цв}}$, $\Psi_{\text{диз.форм}}$ - определяющие параметры КТР, обеспечивающих цветовую гамму и формы предметов; $\xi_{\text{диз}}$ - экспертный коэффициент.

3.5. СОСТАВЛЯЮЩИЕ КТР СЕРВИСА, СВЯЗАННЫЕ С ОБСЛУЖИВАНИЕМ ПассажиРОВ

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

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

где $\Psi_{\text{пит}}^{\text{серв}}$, $\Psi_{\text{быт}}^{\text{серв}}$, $\Psi_{\text{мед}}^{\text{серв}}$, $\Psi_{\text{инф.культ}}^{\text{серв}}$ - определяющие параметры КТР, обеспечивающие уровни питания, бытового, медицинского и информационно-культурного обслуживания пассажиров.

$\bar{U}_{\text{кух}}$, $\bar{U}_{\text{гард}}$, $\bar{U}_{\text{пол}}$, $\bar{U}_{\text{б.гр.отс}}$ - относительные объемы кухни, гардероба, багажных полок, багажно-грузового отсека.

$\bar{S}_{\text{кух}}$, $\bar{S}_{\text{туал}}$, $\bar{S}_{\text{гард}}$ - относительные площади кухни, туалета и гардероба.

РАЗРАБОТКА ЭФФЕКТИВНЫХ КТР ЗВУКОИЗОЛЯЦИИ САЛОНОВ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ И ИХ МОДИФИКАЦИЙ

Общий подход к синтезу КТР ТЗИ - экспериментально-практикологический.

Характеристика исследуемых ТЗМ

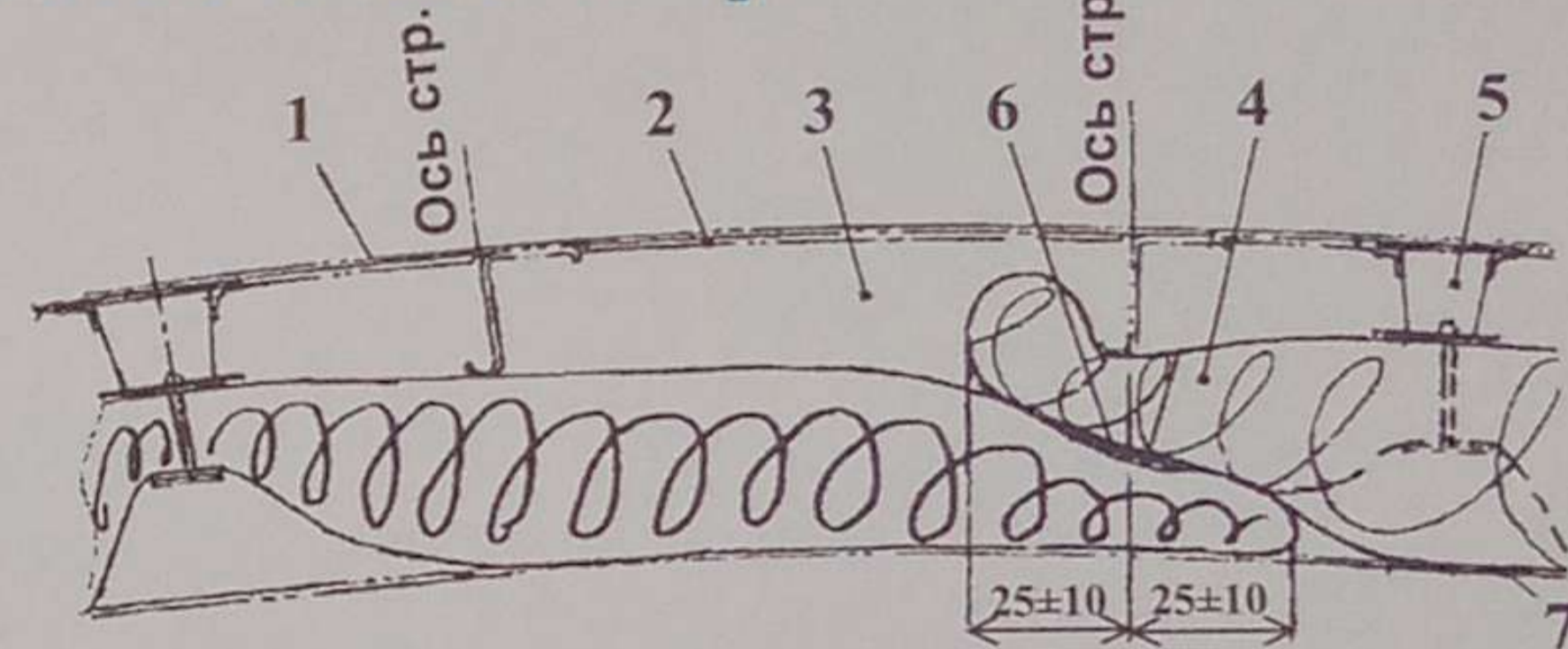
№ п/п	Обозначение материала	Толщина		Поверхностная масса, кг/м ²	Плотность, кг/м ³	Примечание
		Заготовка, мм	Фактич., мм			
1	Файрест 1-35СС ТУ УОП13-0281041-321-91, Украина	35	30	0,450	10,3	Теплопроводность 0,055 Вт/мк Стеклоткань, 2 сл. 0,135 кг/м ²
2	Файрест 1-70СС ТУ УОП13-0281041-321-91, Украина	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, Россия	30	25	0,435	9,0	Теплопроводность 0,05 Вт/мк Стеклоткань, 2 сл. 0,165 кг/м ²
5	АТМ-1МФ-60СС ТУ 21-5328981-19-97, Россия	60	50	0,705	9,0	
6	Mc8-4625B-GR Ф. «Tex Tech», США	15,24	16	0,64	40,0	Пленка виниловая л. 2,0
7	Mc8-4625B/EAR Ф. «Tex Tech», США		18,0	1,32		
8	BWT-30 Ф. «BWT», Англия	35	30	0,74	15,14	Масса указана без пленки
9	BWT-30 Ф. «BWT», Англия	70	60	1,06	15,14	

№ п/п	Обозначение материала	Толщина		Поверхностная масса, кг/м ²	Плотность, кг/м ³	Примечание
		Заготовка, мм	Фактич., мм			
10	ФСКЛТ ПИ 1.2.291-85, Россия	0,9...1,0	1,0	1,25	-	
11	СКЛГ-6020М ПИ 1.2.291-85, Россия	0,9...1,0	1,0	1,25	-	
12	Ткань «TERUL», Франция	-	0,2	0,033	-	
13	Сотовая панель	-	11,0		-	Ткань Т-42/1-76 ЭДН-69Н, соты ПСП-12,5-48
14	Панель КАСТ	-	1,0		-	Т-42/1-76 ЭДТ-69Н
15	Панель фюзеляжная, черт. 218.98.0100.014.000 С/З 218.98.010001.028		1,8	5,04	2,800	$H_{ин} = 115$ мм $H_{сmp} = 25$ мм
15	Панель стеклопластиковая л.1					

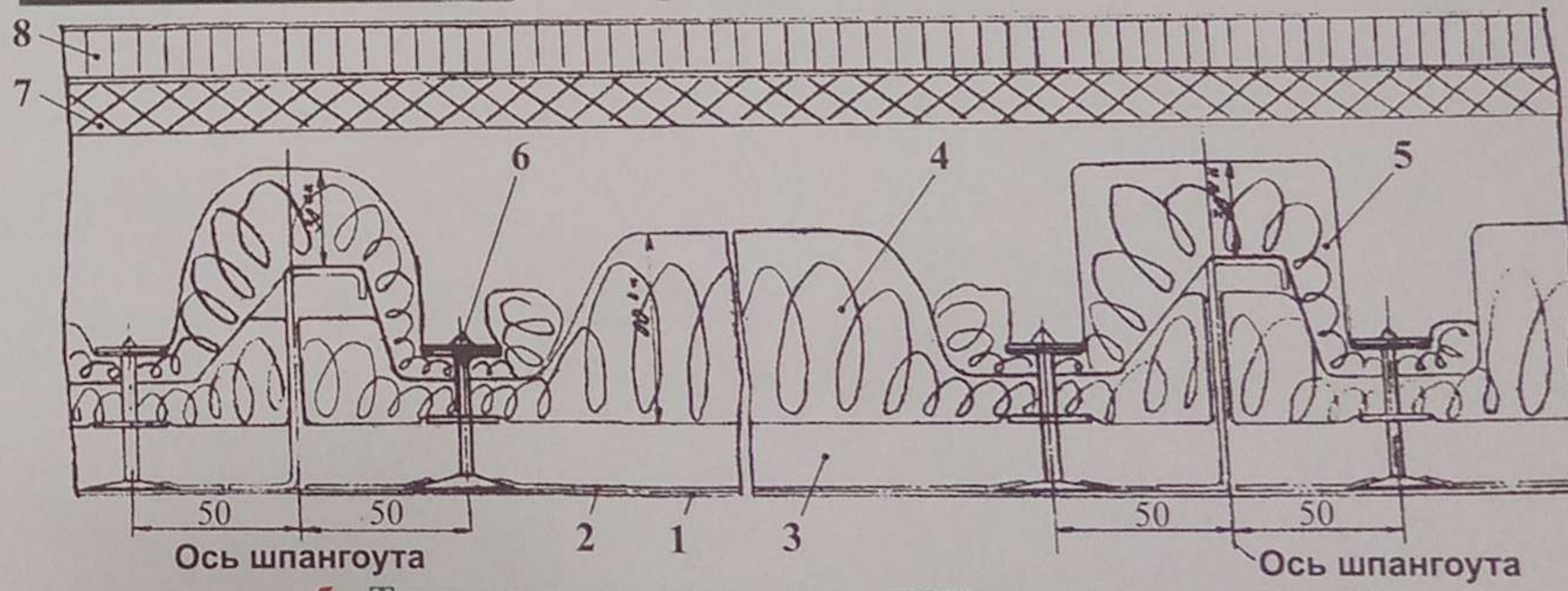
Классификационная таблица типовых вариантов КТР ТЗИ

1	Фюзеляжная панель без нанесенных на нее покрытий, ТЗИ которой составляют коврики из различных ТЗМ с разной обхваткой ТЗИ по контуру и креплением ковриков на штырях;
2	Фюзеляжная панель без нанесенных на нее покрытий с ковриками из различных ТЗМ с разной обхваткой ТЗИ по контуру и креплением ковриков на штырях + сотовая панель интерьера с нанесенными на нее разными покрытиями ТЗИ без покрытий;
3	Фюзеляжная панель без нанесенных на нее покрытий с ковриками из различных ТЗМ с разной обхваткой по контуру и креплением ковриков на застежках лентой КВ-6 + панель КАСТ с нанесенными на нее разными покрытиями ТЗИ;
4	Фюзеляжная панель с нанесенными на нее различными покрытиями ТЗМ с ковриками из различных ТЗМ и без ковриков;
5	Фюзеляжная панель с нанесенными на нее различными покрытиями ТЗМ с ковриками из различных ТЗМ + сотовая панель интерьера с нанесенными на нее различными покрытиями ТЗМ;
6	Фюзеляжная панель с нанесенными на нее различными покрытиями ТЗИ с ковриками из различных ТЗМ + панель интерьера из КАСТ с нанесенными на нее различными покрытиями ТЗМ;
7	Базовая панель из стеклопластика с ковриками из различных покрытий и без них.

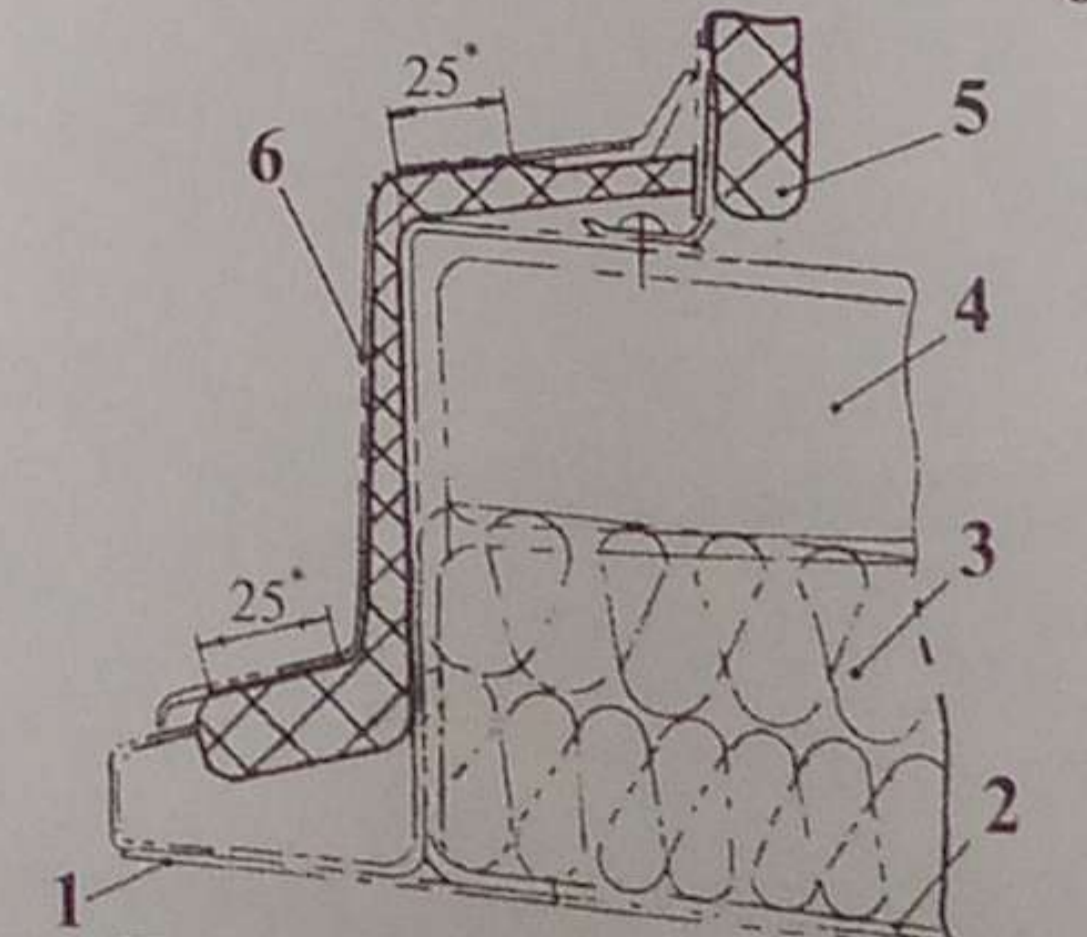
Варианты типовых сечений установки ТЗИ в фюзеляж



а - Типовое сечение установки ТЗИ в кабине экипажа
1 - теоретический контур фюзеляжа 5 - штырь-кнопка
2 - вибропоглощающее покрытие 6 - лента-застежка
3 - воздушная прослойка 7 - панель облицовки кабины экипажа
4 - коврик ТЗИ



б - Типовое сечение установки ТЗИ в пассажирской кабине
1 - теоретический контур фюзеляжа; 2 - вибропоглощающее покрытие; 3 - воздушная прослойка; 4 - коврик ТЗИ; 5 - обхватка; 6 - штырь; 7 - дополнительная ТЗИ на облицовках; 8 - панель облицовки пассажирской кабины

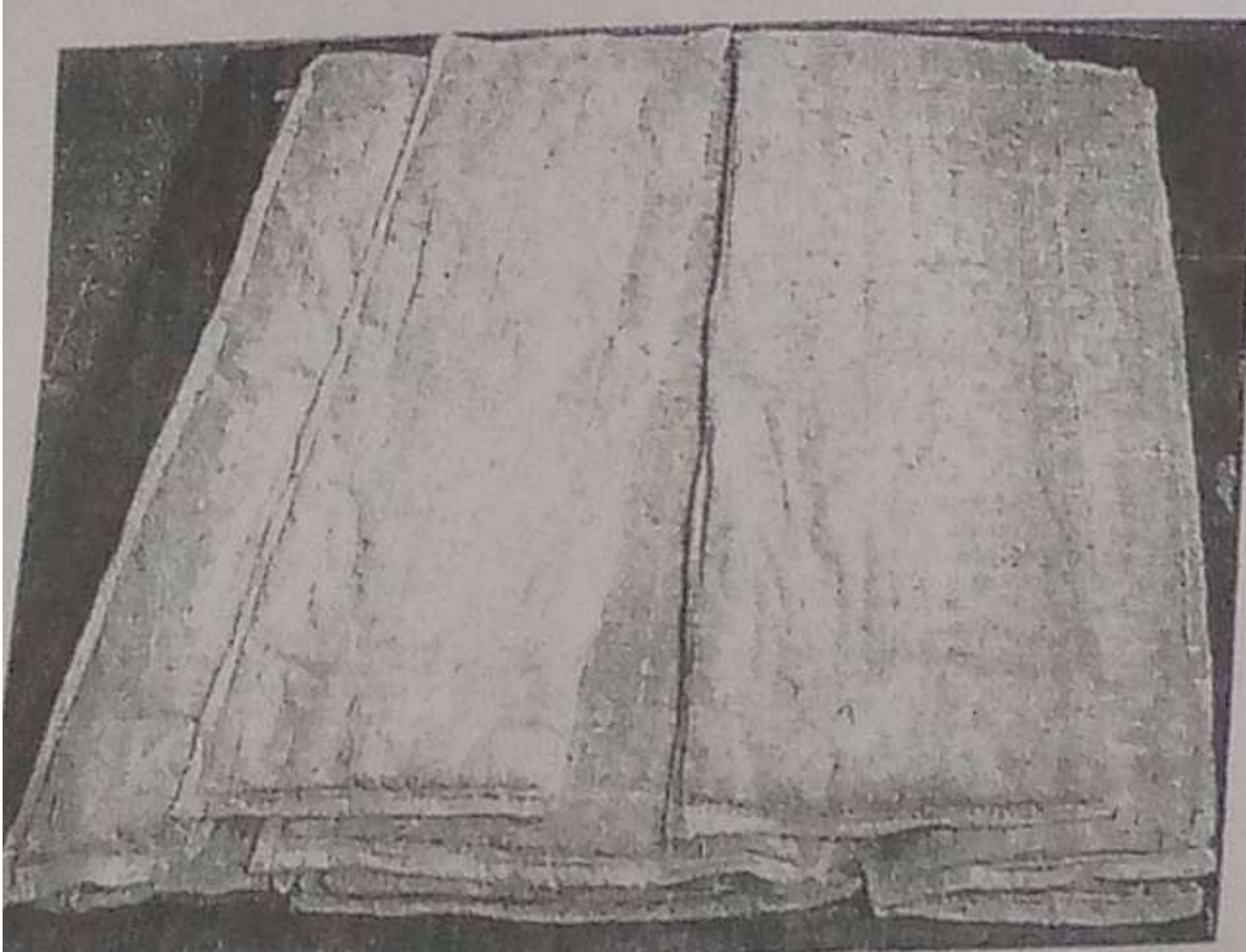


в - Типовое сечение установки ТЗИ в двери

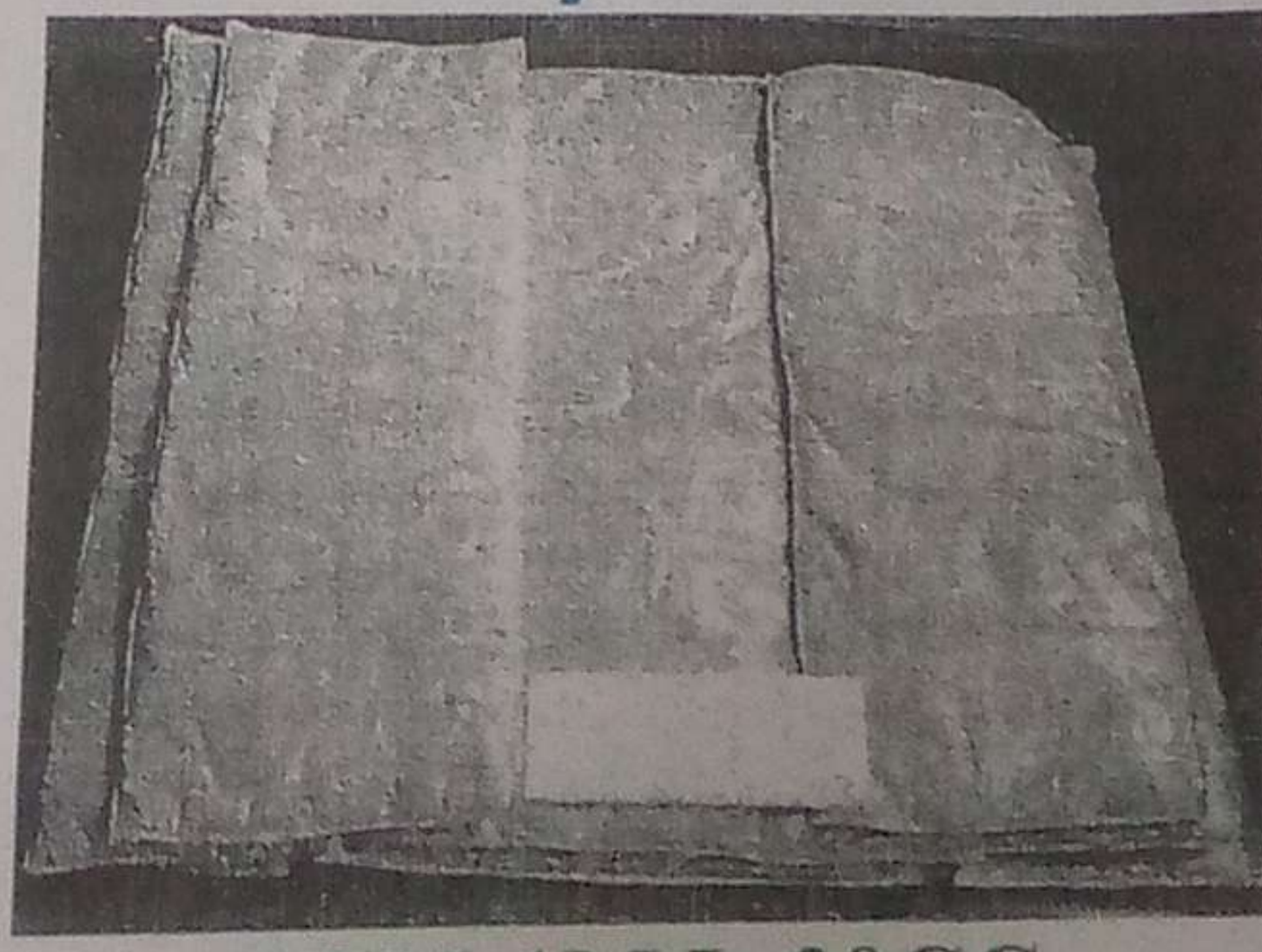


г - Типовое сечение установки ТЗИ в дверях в зоне механизмов двери

Варианты типовых КТР ТЗМ



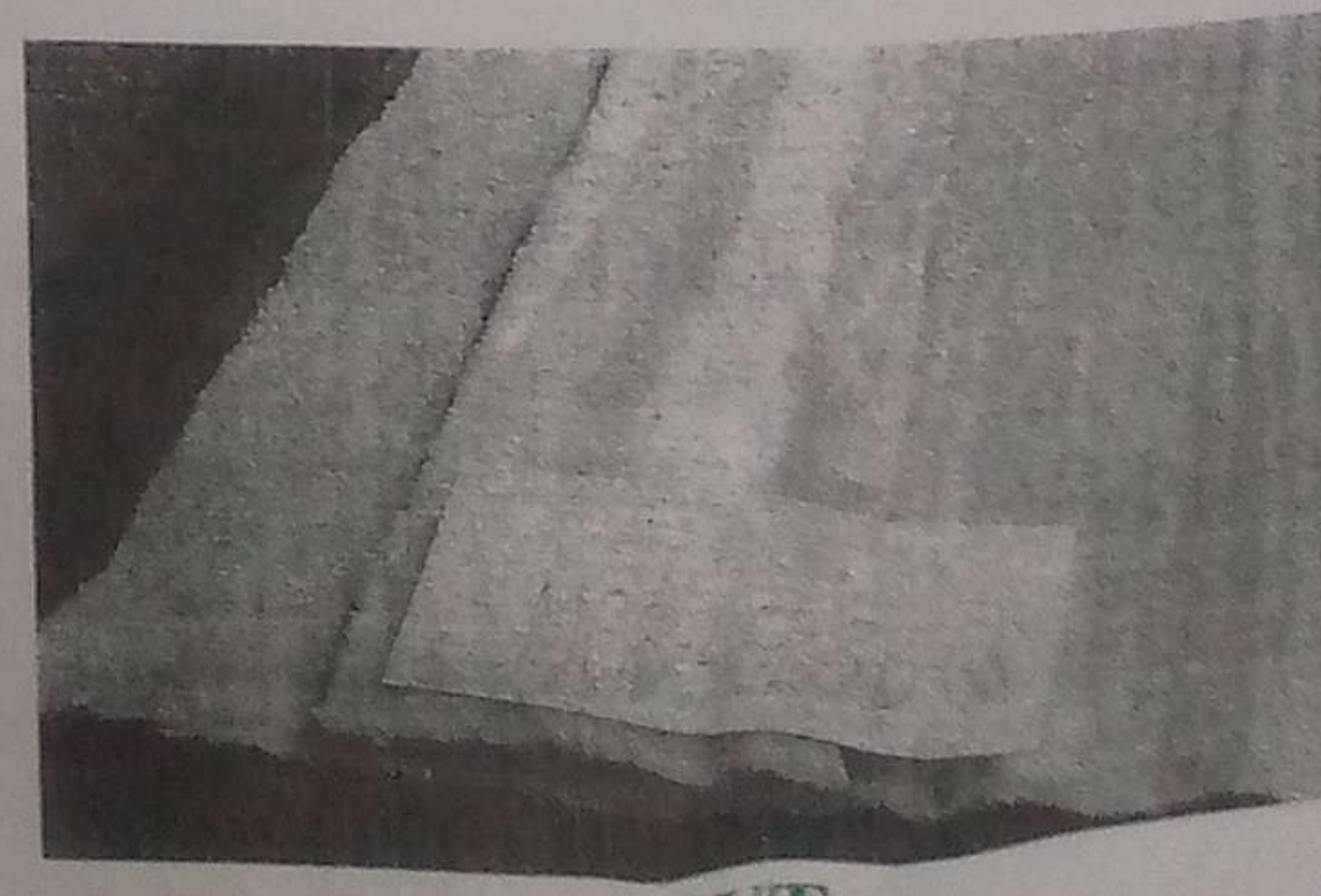
Образец ТЗИ



АТМ-1МФ-30СС

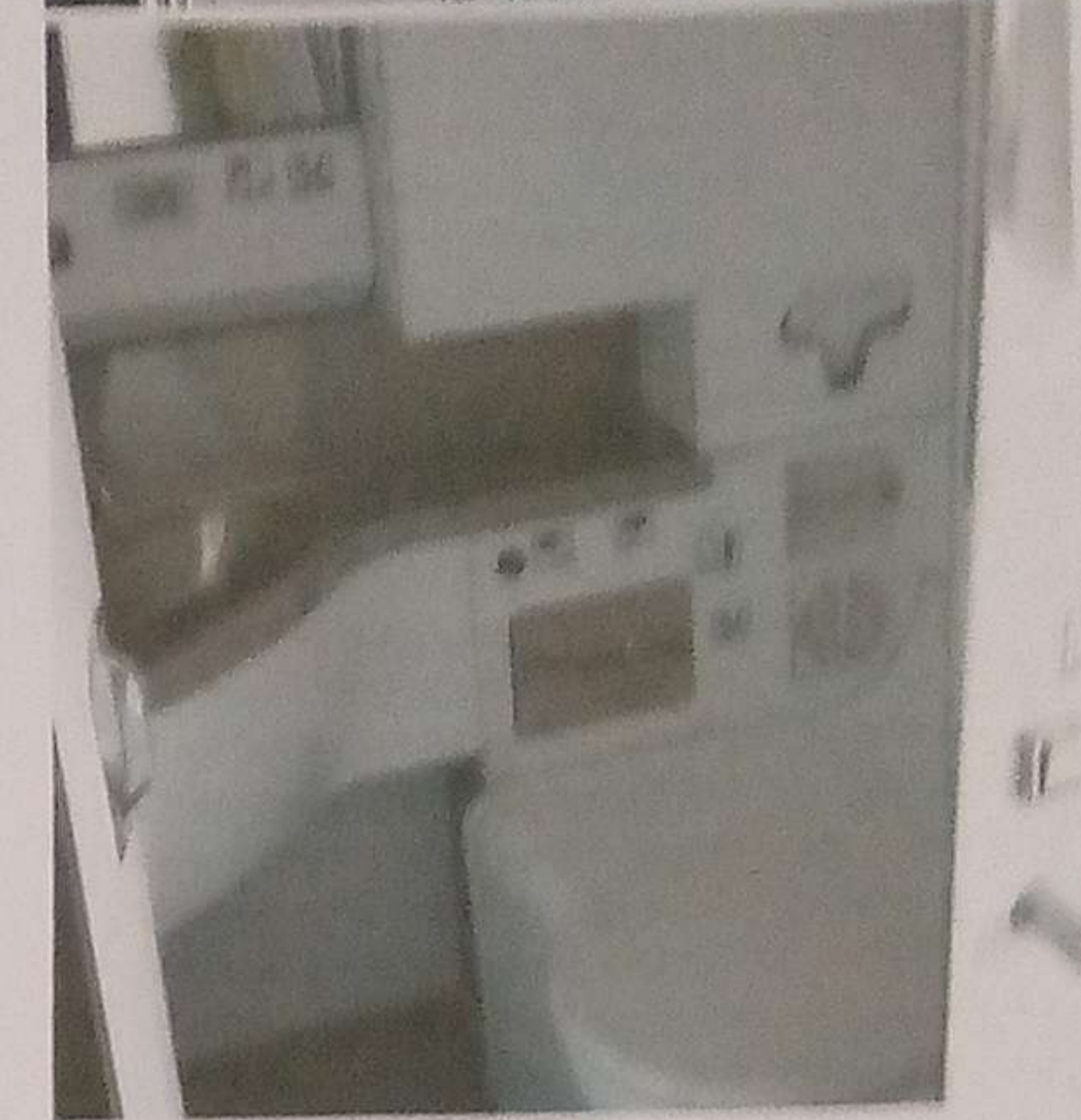
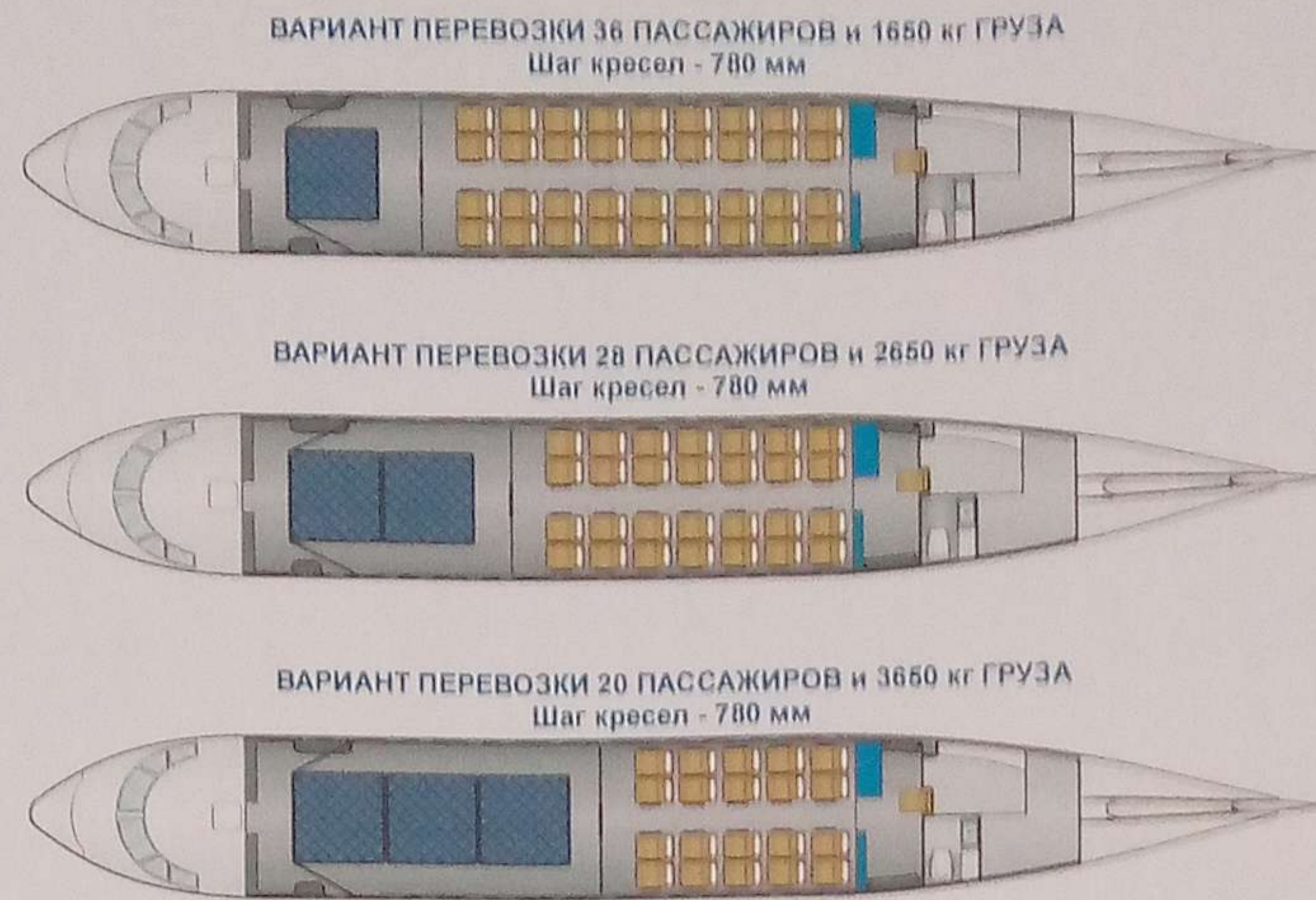
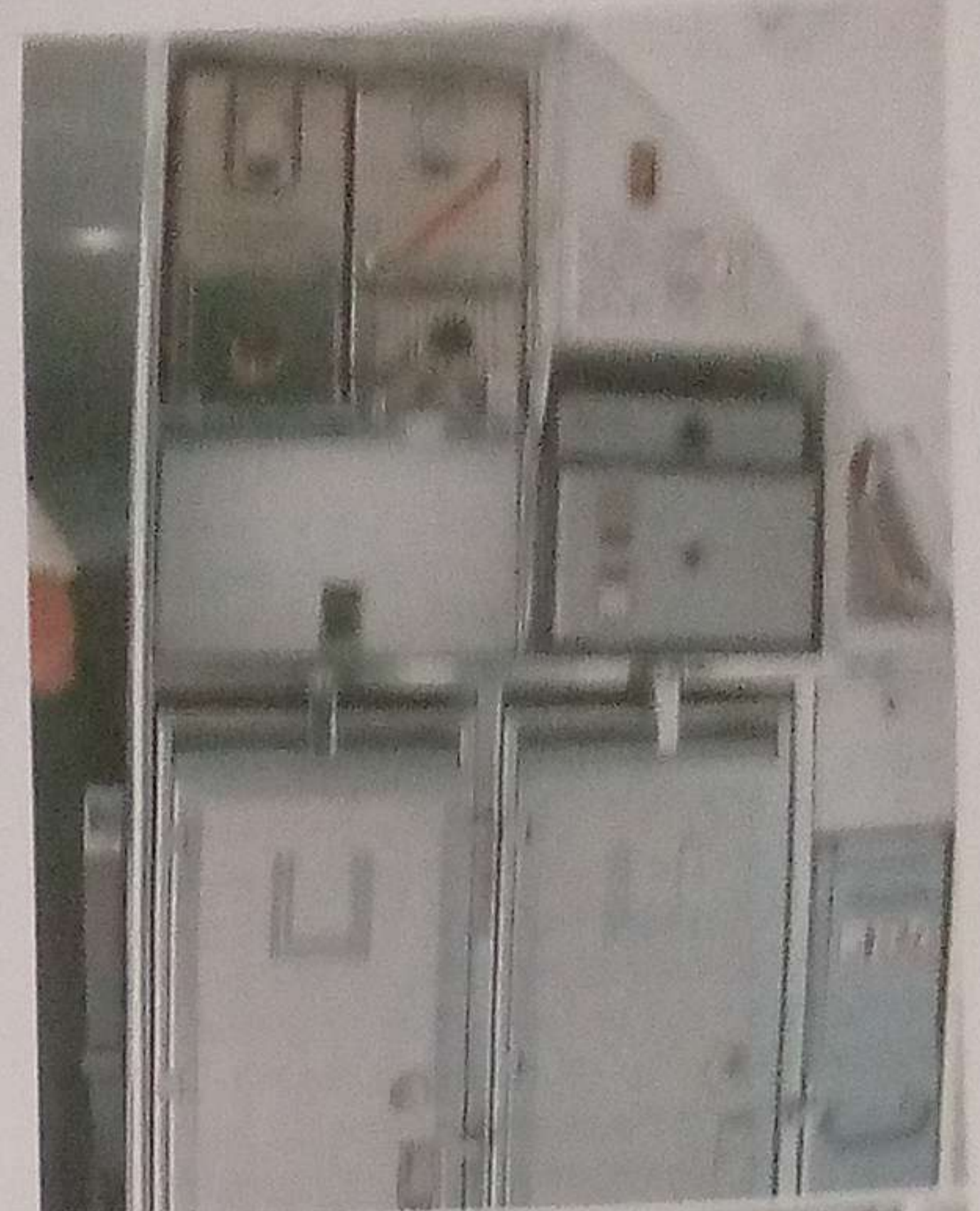
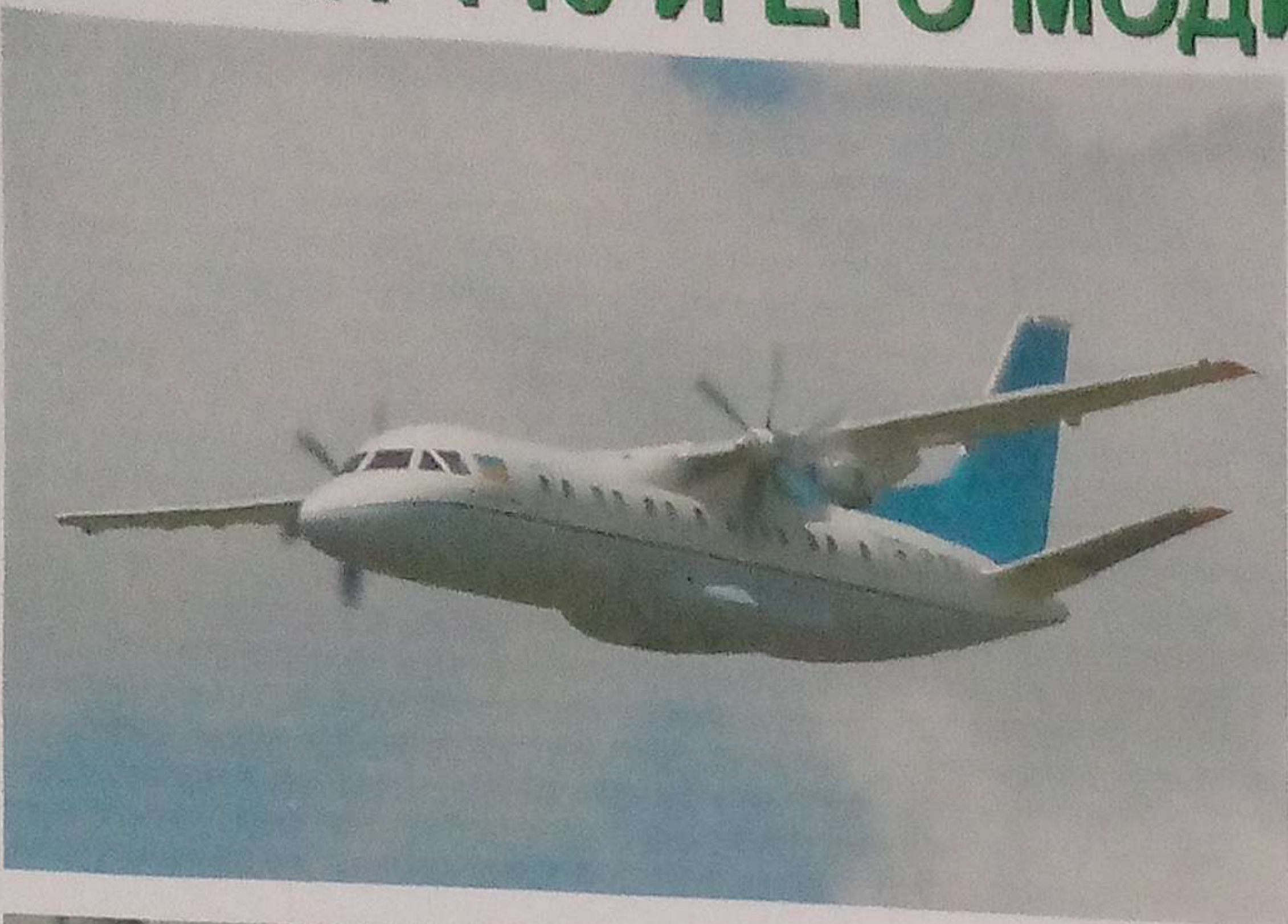


MC8-4625B-GR



BWT

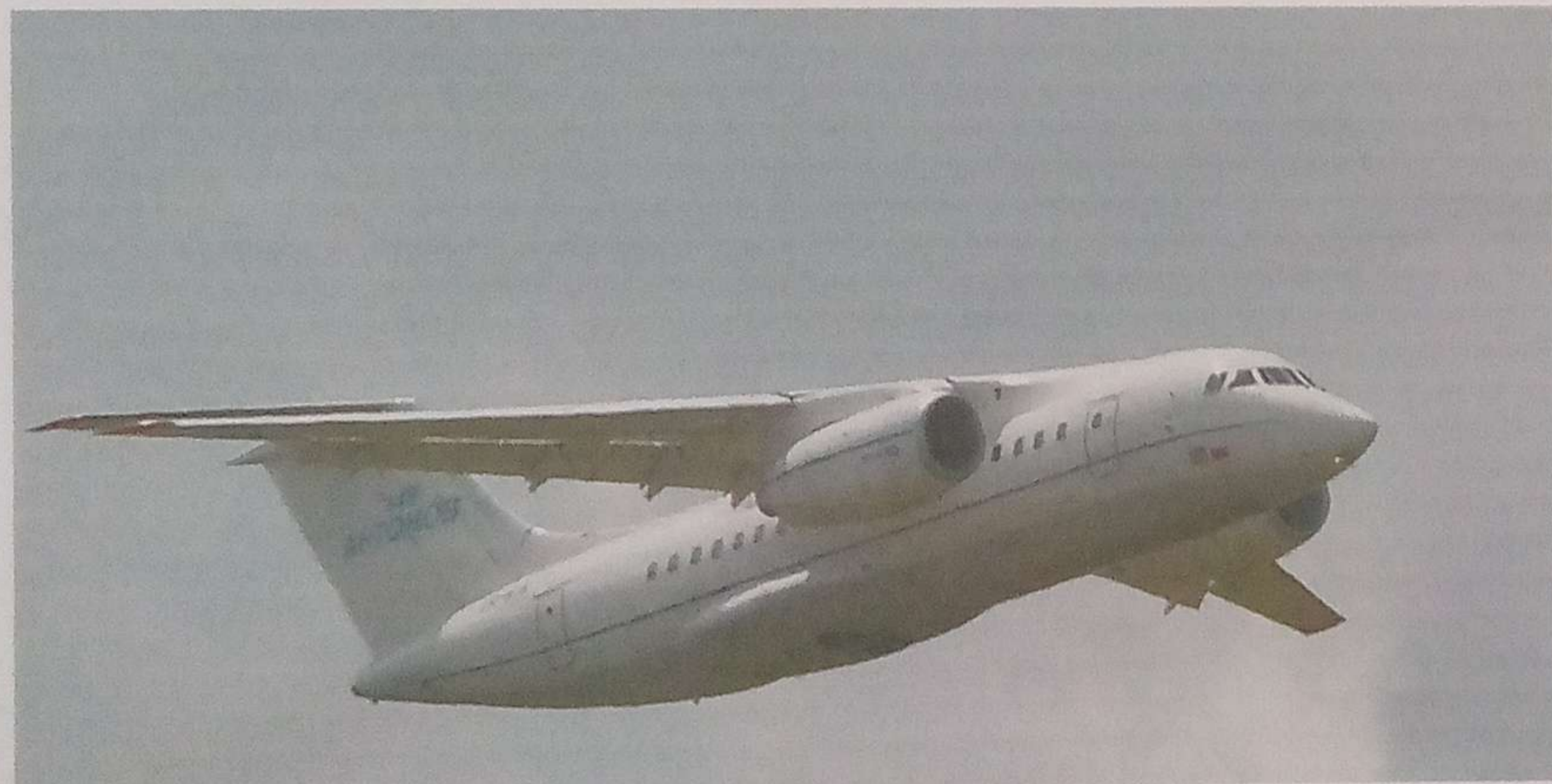
ПОКАЗАТЕЛИ ВНУТРЕННЕЙ БЕЗОПАСНОСТИ И КОМФОРТА В ПАССАЖИРСКИХ САЛОНАХ САМОЛЕТА АН-140 И ЕГО МОДИФИКАЦИЯХ



5.5. ВНУТРЕННЯЯ БЕЗОПАСНОСТЬ И КОМФОРТ ПАССАЖИРОВ САМОЛЕТА АН-148 И ЕГО МОДИФИКАЦИЙ

Самолет Ан-148 в полете

Перспективные компоновки пассажирских салонов модификаций самолета Ан-148 VIP класса

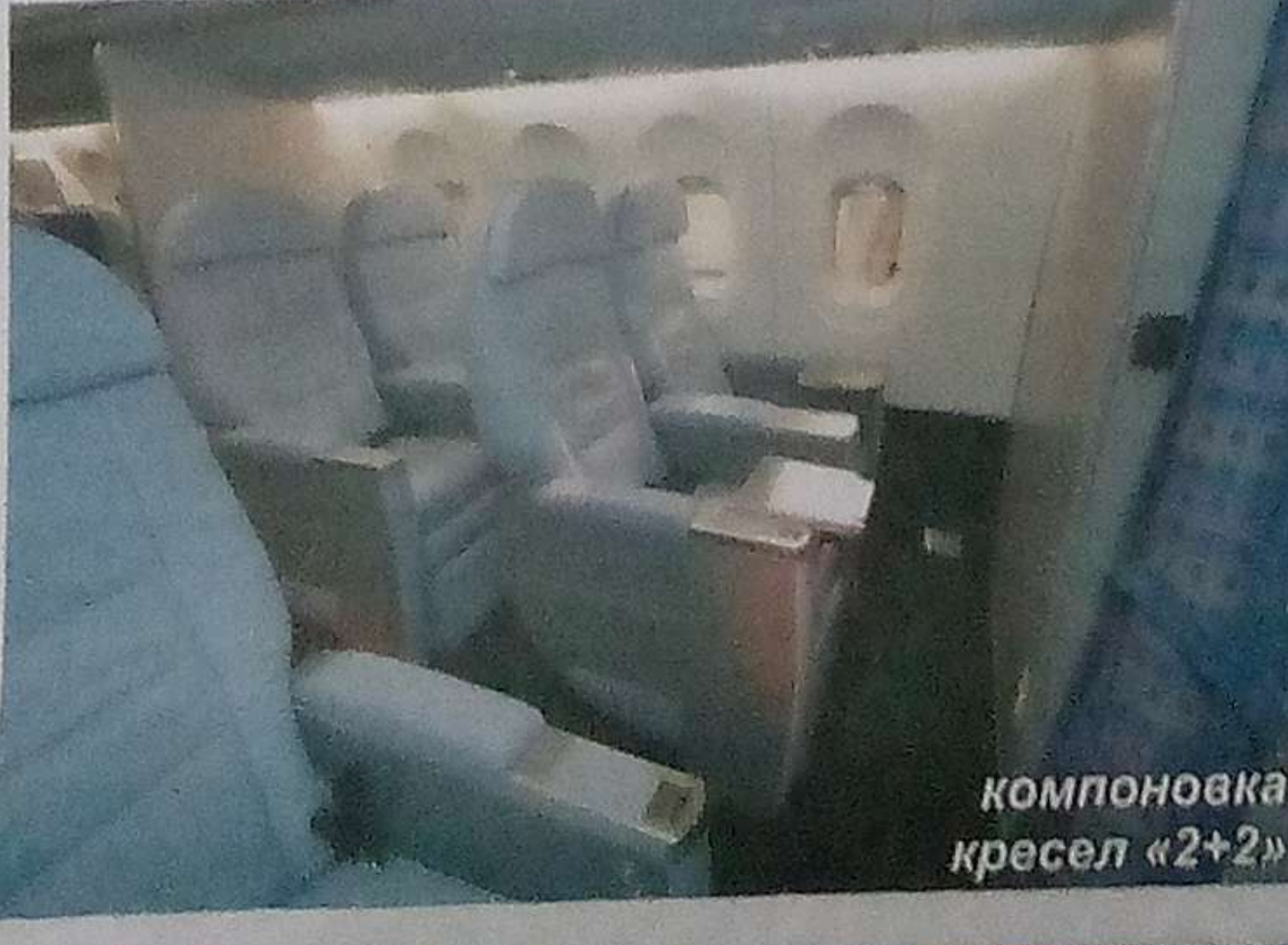


Размещение кресел в пассажирском салоне эконом класса



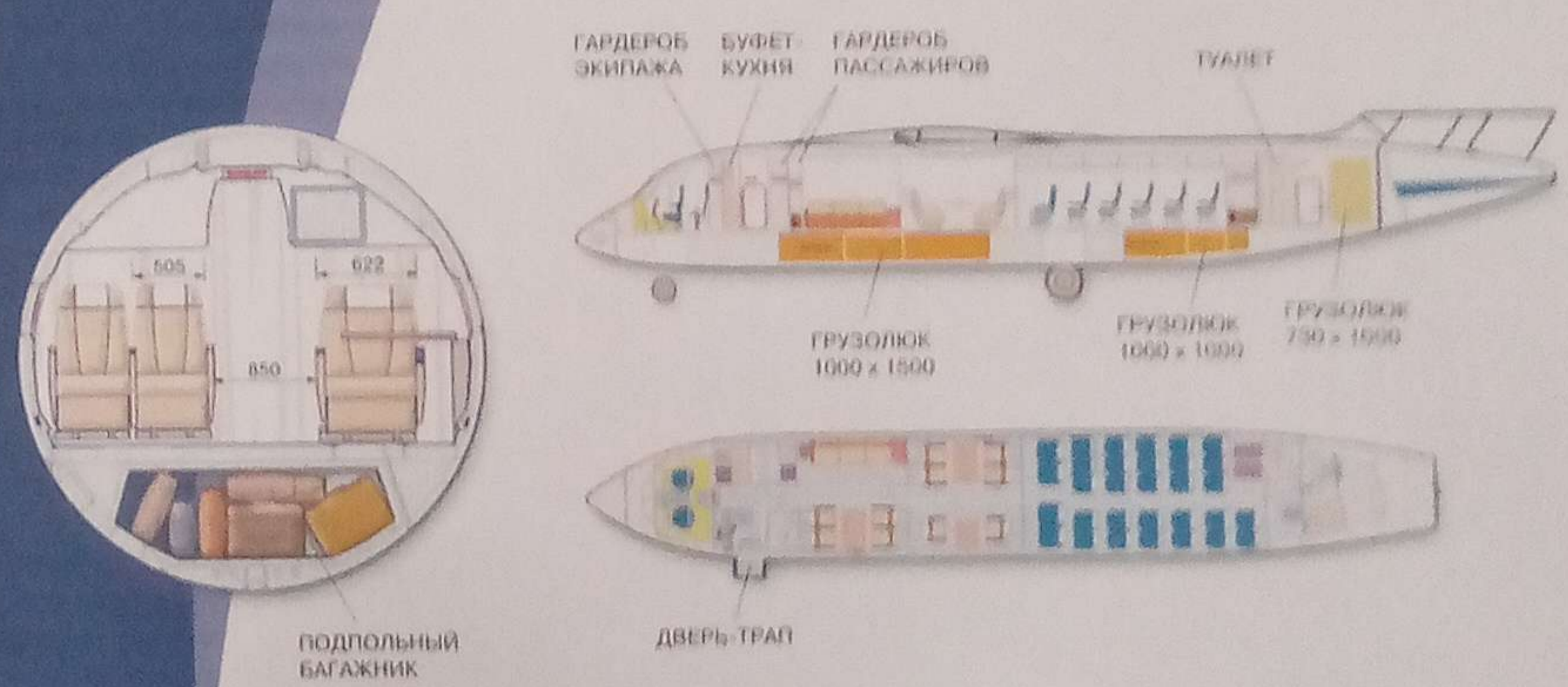
компоновка кресел «3+2»

Размещение кресел в пассажирском салоне бизнес класса

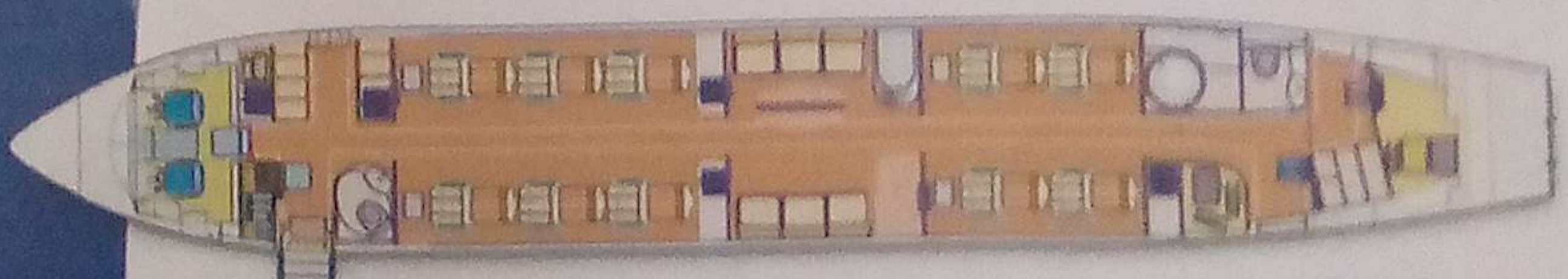


компоновка кресел «2+2»

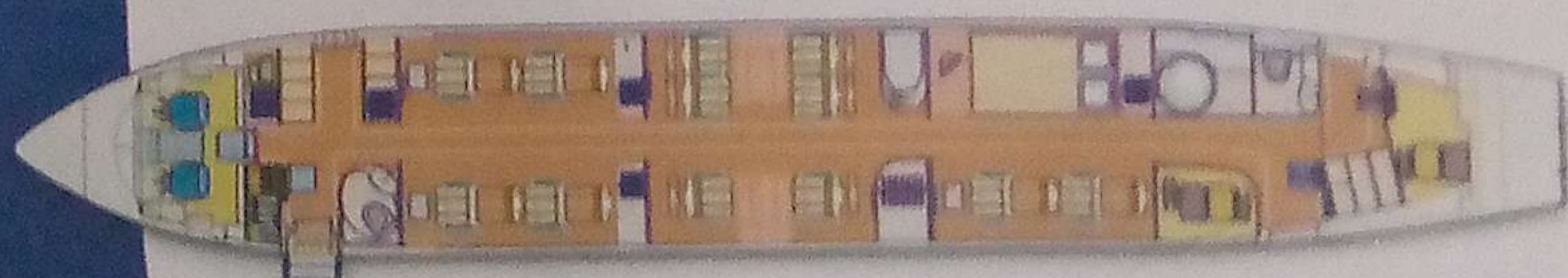
Вариант на 41 пассажира



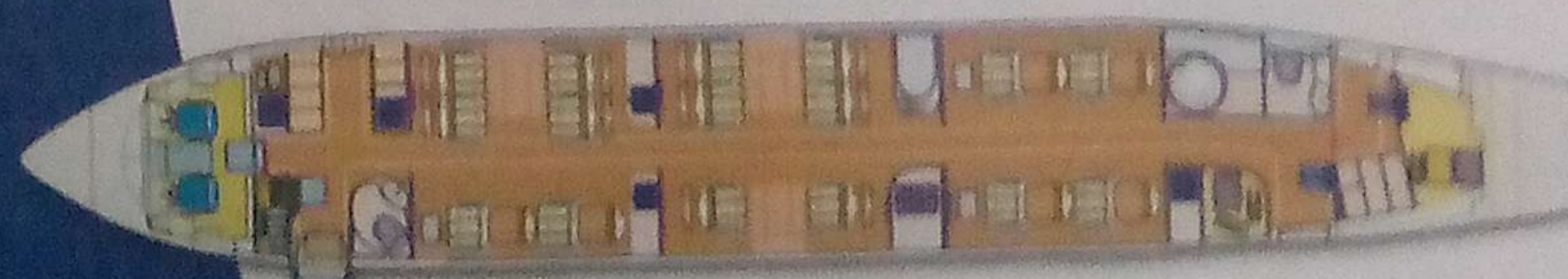
Вариант на 10 пассажиров



Вариант на 12 пассажиров



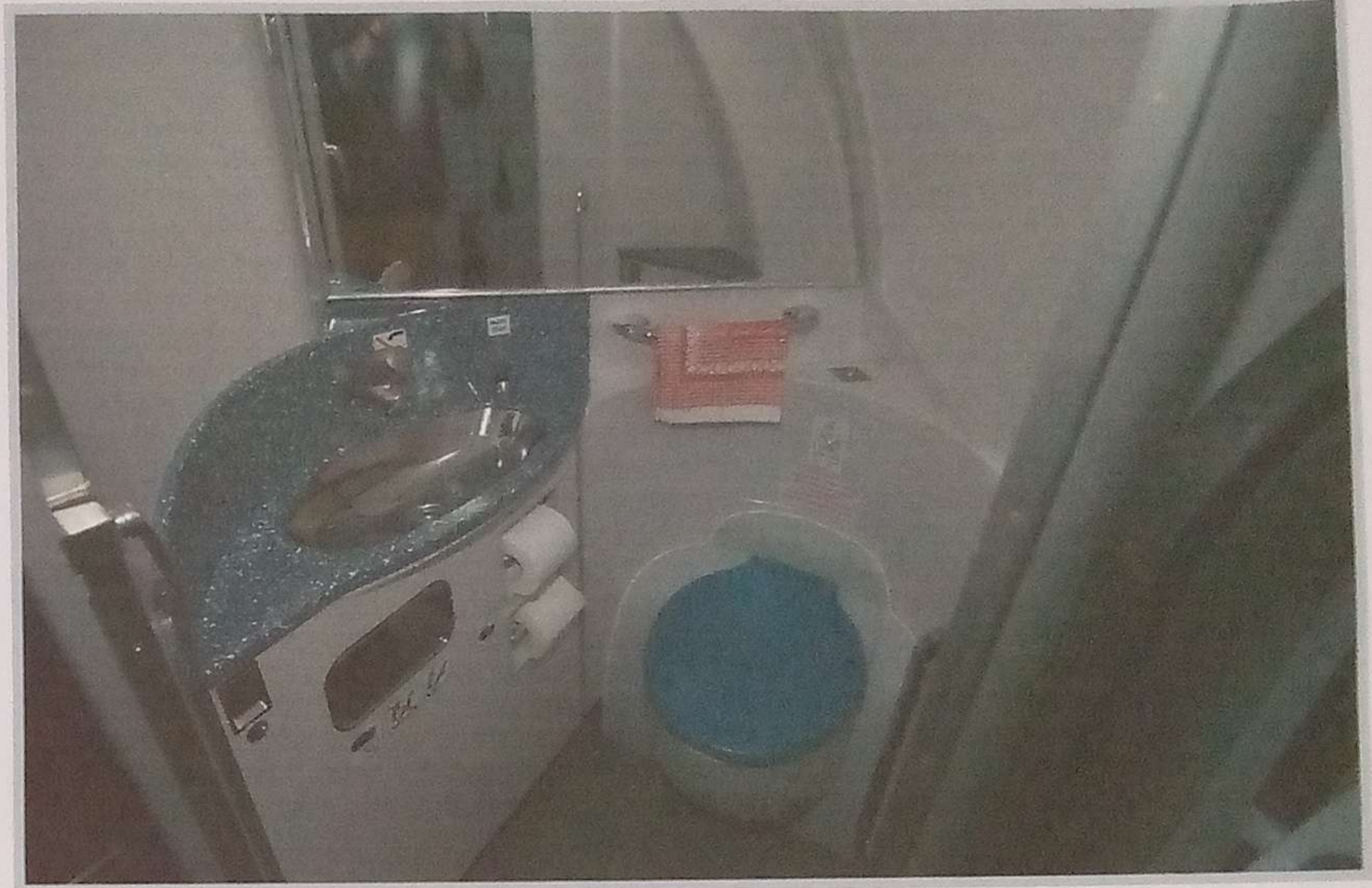
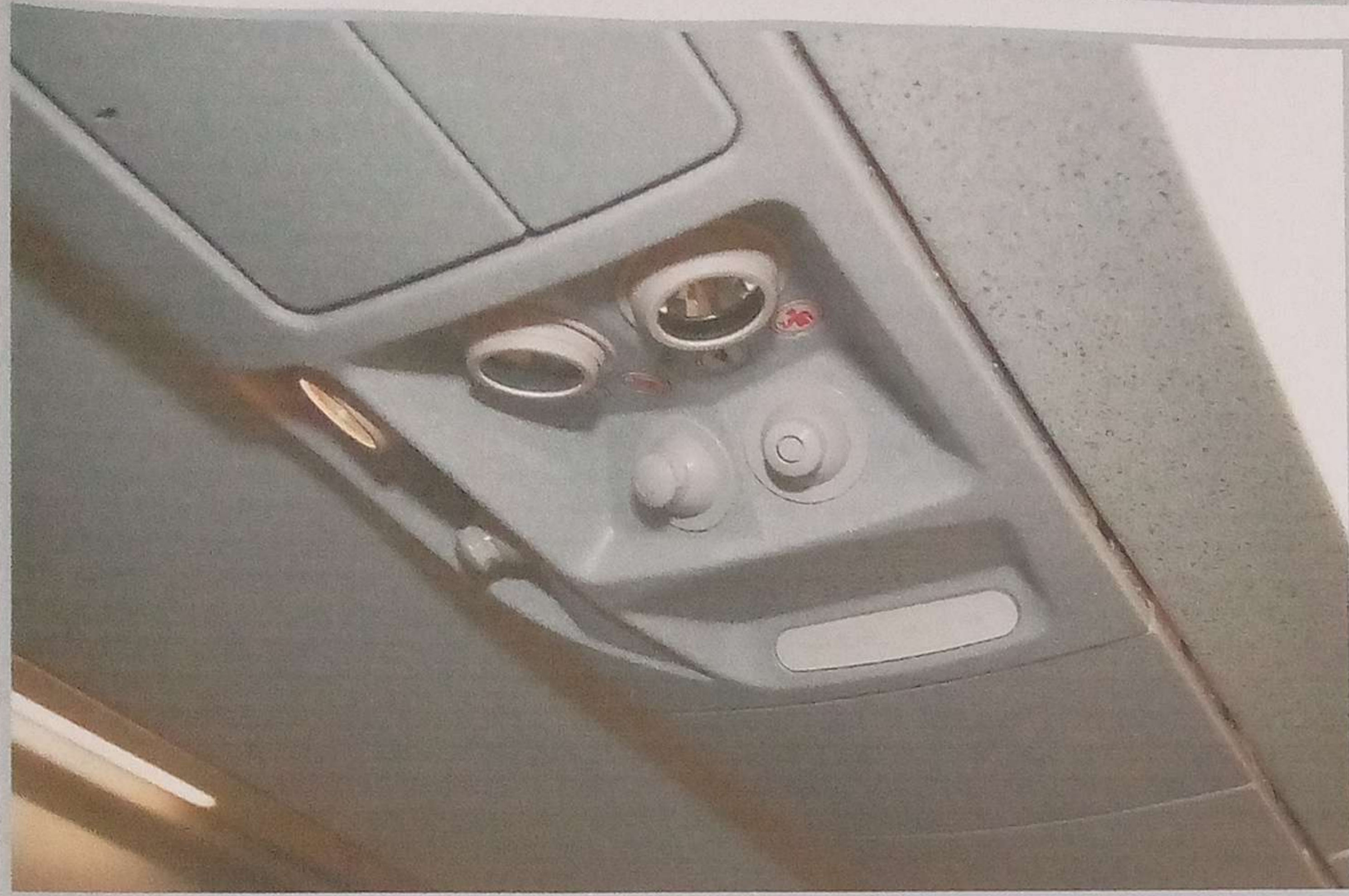
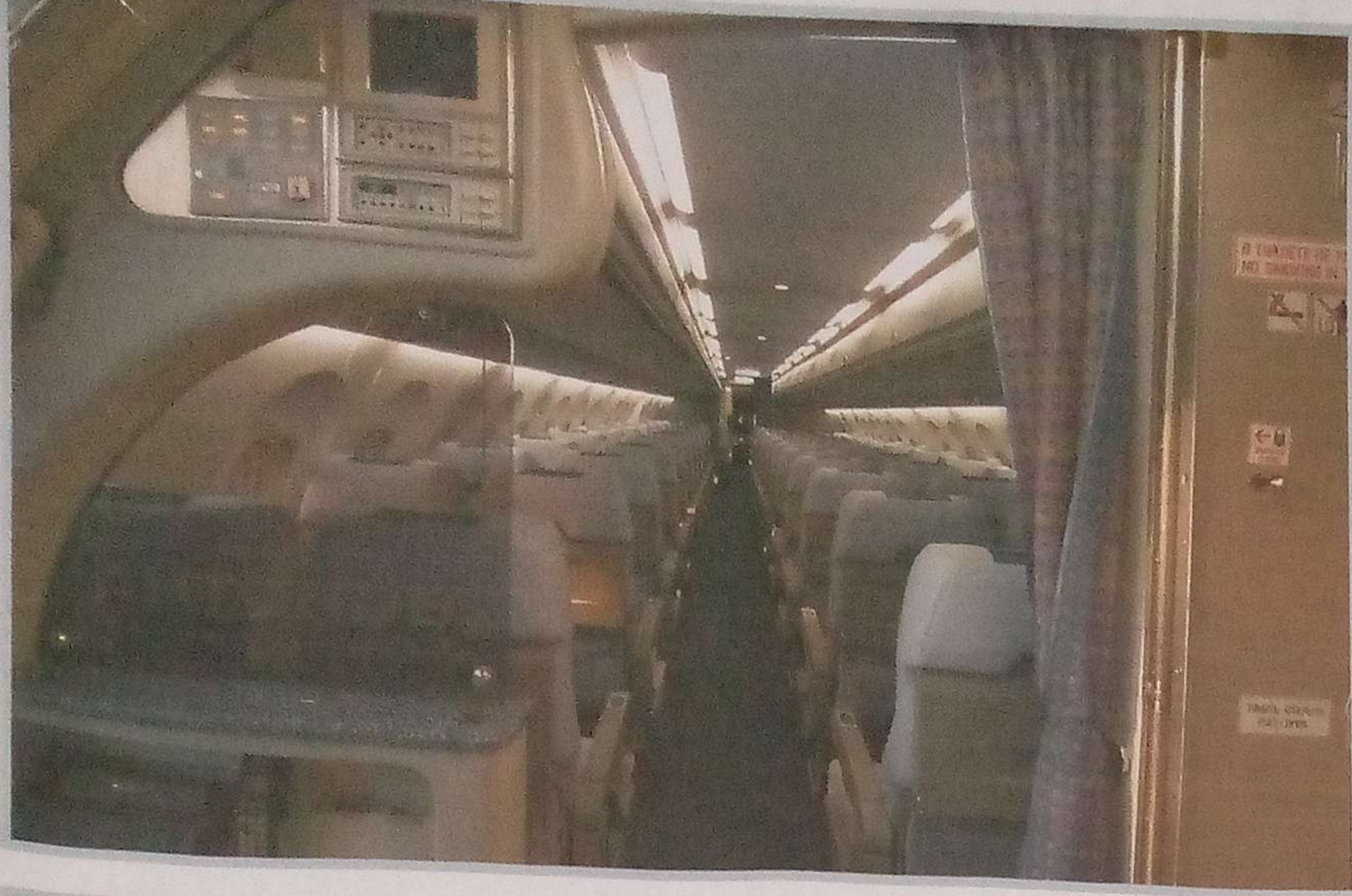
Вариант на 16 пассажиров



Вариант на 20 пассажиров



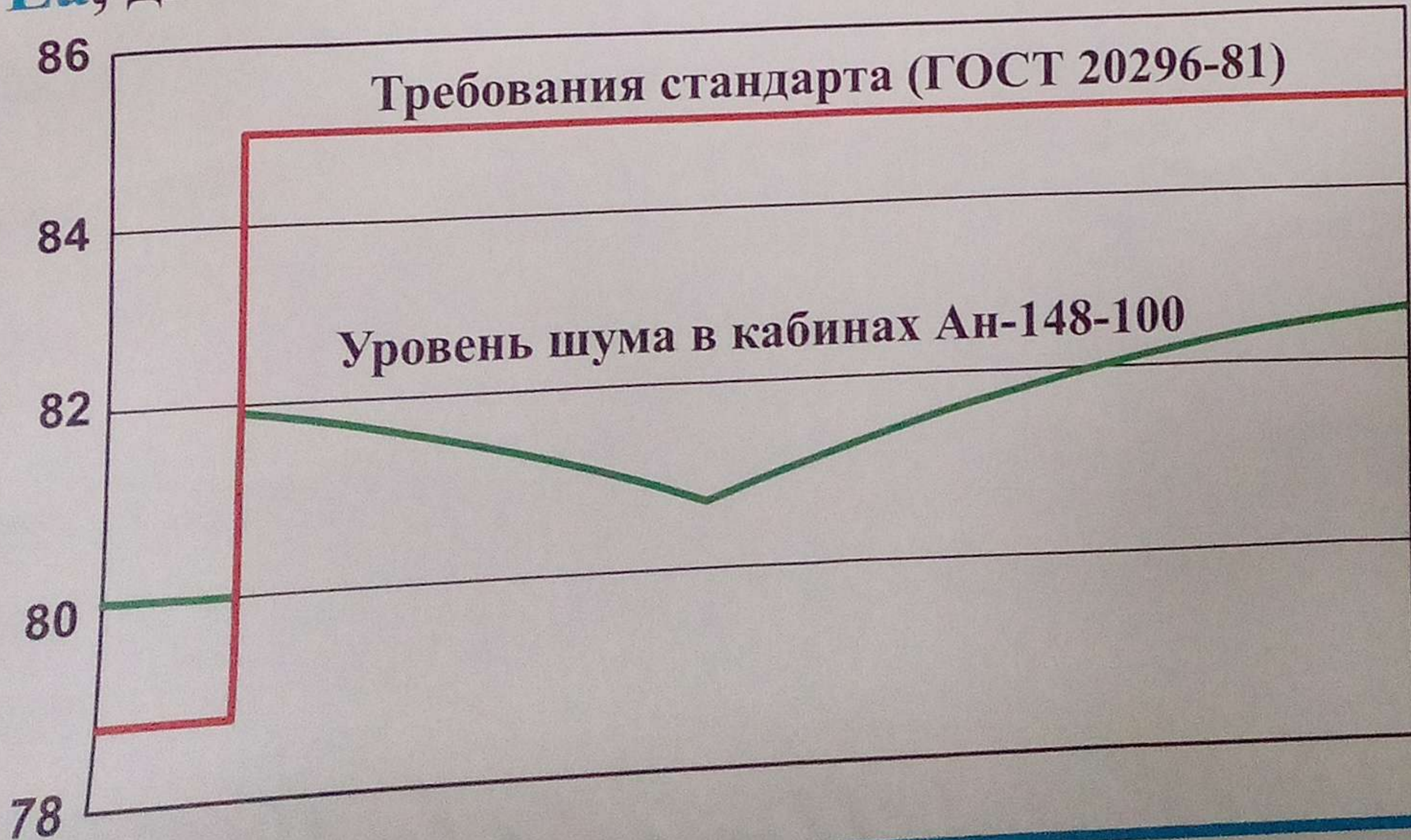
Фрагменты обустройства пассажирских салонов самолета Ан-148



Уровни шума в салонах семейства самолетов Ан-148-100 и на местности
 График уровней шума в кабинах семейства самолетов Ан-148-100

Уровни шума на местности самолетов Ан-148-100 с двигателями Д-436-148

L_a , дБА



Суммарная разница уровней шума по трем контрольным точкам, EPNdB



Нормы главы 3 ICAO

Нормы главы 4 ICAO

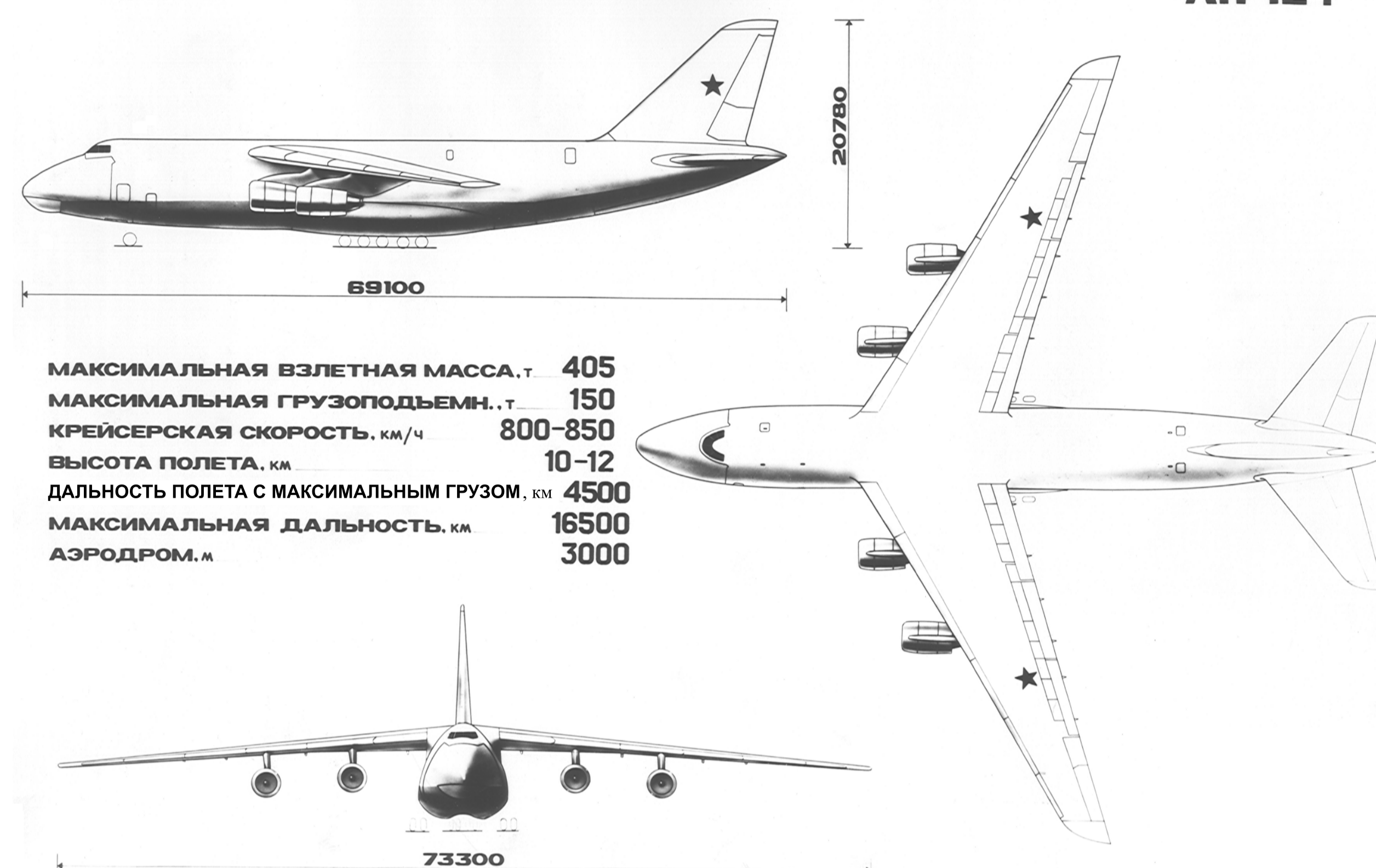
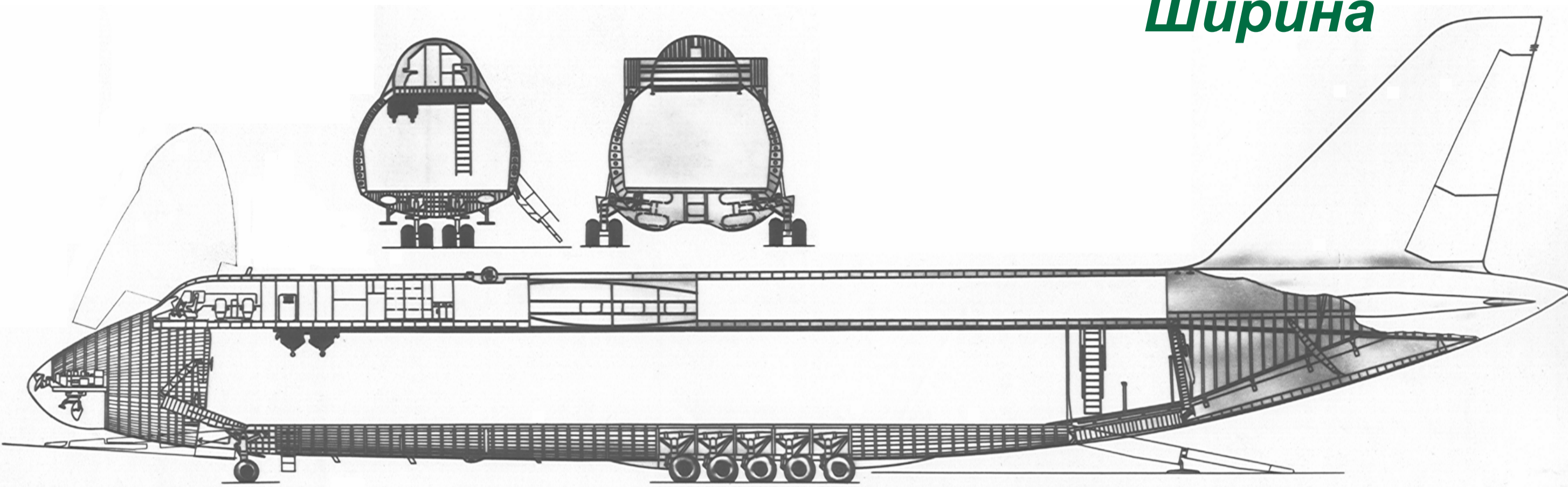
■ - запасы относительно норм главы 4 (сумма по трем точкам)

Целевая комплексная программа обеспечения высокого научнотехнического уровня совершенства и эффективности самолета была разработана и реализована путем создания дальнего транспортного самолета Ан-124.

АН-124

ГАБАРИТЫ ГРУЗОВОЙ КАБИНЫ

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



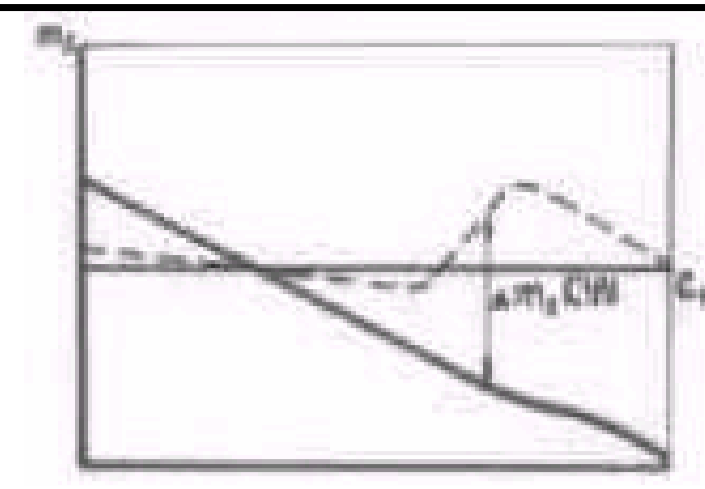
Аэродинамика	Прочность	Весовое совершенство (конструкция, материалы технология)	Силовая установка
<ul style="list-style-type: none"> Повышение уровня $K_{КРЕЙС}$ с 14...15 до 17.5... 18.5 (на ~20%) Разработка компоновки с механизацией при $K_{взл} = 10,5... 11,0$; $C_{УБЕЗ} = 1,5... 1,6$; $C_{УМАХ} \approx 2,7$ Обеспечение нормативных характеристик устойчивости и управляемости сверхтяжелого самолета Теоретические и экспериментальные исследования новых типов профилей, компоновок крыльев Оптимизация параметров крыла, оперения, фюзеляжа, компоновки в целом Экспериментальная доводка местной аэродинамики на моделях в трубах Применение новых конструктивно-технологических решений для повышения качества поверхности Сверхкритические толстые профили ($C = 15\%$; $\Delta M = 0,03$) Толстое стреловидное крыло большого удлинения со сверхкритическими профилями ($\lambda = 8,4$; $\Delta K = 0,9$) Компоновка с малыми запасами статической устойчивости ($m_z^c \approx 0,03$; $\Delta K = 0,5$) Исключение крепежа с выпуклыми головками. Уменьшение числа внешних надстроек. Длинномерно-композиты - $\Delta K = 1,0$ Экспериментальные исследования и доводка в трубах: <ul style="list-style-type: none"> 185 моделей 36 крыльев 12 фюзеляжей Общий объем продувок 19500 трубочасов САПР: анализ с целью оптимизации компоновок - 1000 ч машинного времени 	<ul style="list-style-type: none"> Ресурс - не менее 8000 полетов 40000 ч (в 2 раза выше уровня - С 5А) Снижение расчетных нагрузок Снятие балансировочных грузов на рулях Сокращение сроков испытаний Снижение стоимости испытаний Исследования и анализ условий эксплуатации с целью уточнения и снижения нагрузок Новые методы прочностных расчетов на ЭВМ Оптимизация нагрузок Отработка конструкции на образцах и отсеках Прочностные, усталостные и флаттерные испытания Объединение статических и ресурсных испытаний Автоматизация испытаний <p>Испытано:</p> <ul style="list-style-type: none"> 3500 образцов 3 натуральных отсека Полное изделие на статическую и усталостную прочность <p>Произведено:</p> <ul style="list-style-type: none"> 105000 лабораторных циклов 40000 циклов на прочностной машине 	<ul style="list-style-type: none"> Масса конструкции $\leq 30\%$ Массовая отдача $\geq 56...58\%$ (повышение уровня на 10...15%) Разработка и обоснование лимитов и предельно допустимых масс Оптимизация нагрузок на конструкцию параметров и характеристик агрегатов узлов, систем Новые конструкционные материалы, полуфабрикаты и техпроцессы Новые конструктивно-компоновочные решения Система автоматизированного контроля масс в САПР-АН Длинномерные панели с законцовкой в крыле ($m_{констр} = -4100$ кг) Крупногабаритные «вафельные» панели фюзеляжа ($m_{констр} = -890$ кг) Композиционные материалы ($m_{км} = 5500$ кг; $m_{констр} = -1800$ кг) Материалы с повышенными механическими свойствами - 1420, Д16Т; В95; В93Т3; 1161Т; 1933Т3; 1973Т3 ($m_{констр} = -1500$ кг) Шарнирный стык фюзеляжа с крылом ($m_{констр} = -1500$ кг) Раздельная герметизация кабин ($m_{констр} = -900$ кг) Герметичный высокоресурсный крепеж ($m_{констр} = -1200$ кг) Оптимизация нагрузок и параметров ($m_{констр} = -5000$ кг) 	<ul style="list-style-type: none"> $C_R \leq 0,57...0,59$ $\frac{кг\ топлива}{даН\ тяги \cdot ч}$ (повышение технического уровня на 15%) $\leq 0,18$ $\frac{кг\ топлива}{даН\ тяги \cdot ч}$ (повышение технического уровня на 10%) $R_{взл} = 23000... 25000$ даН (кгс) Обеспечение устойчивости и акустической стойкости при высоких параметрах цикла $T_C = 27$; $T = 1600$К Новые материалы и технологии Новые конструктивно-компоновочные решения Новые машинные методы проектирования и оптимизации с помощью САПР Машинное моделирование Стендовая отработка Летающая лаборатория <p>Испытано:</p> <ul style="list-style-type: none"> 95 элементов 60 моделей 46 узлов 28 двигателей <p>Наработка составляет:</p> <ul style="list-style-type: none"> в аэродинамических трубах 1500 ч на стендах - 10000 ч на летающих лабораториях - 800 ч на самолете - 2500 ч

СИСТЕМЫ САМОЛЕТА	ЭЛЕКТРОНИКА	ЭКСПЛУАТАбельность, НАДЕЖНОСТЬ, БЕЗОПАСНОСТЬ
<p>Разработка основных систем и комплексов, обеспечивающих надежное и безопасное функционирование уникального по размерности самолета:</p> <ul style="list-style-type: none"> системы управления при малой статической устойчивости комплекса гидравлики на ~1000 л.с. комплекса энергоснабжения системы кондиционирования и наддува комплекса шасси системы управления механизацией применение автоматизации в системах и комплексах. резервирование, дублирование, многоканальность автономизация применение спецподсистем обеспечения безопасности применение методов машинного моделирования и оптимизации проведены исследования на 34 поисковых стендах проведены испытания 10 сертификационных стендов выполнены испытания на трех летающих лабораториях 	<ul style="list-style-type: none"> повышение точности исчисления в 4 раза повышение вероятности попадания в 1.5...2 раза (с 0,95 до 0,97) расширение функциональных возможностей бортового оборудования в 1.3...1.5 раза повышение вероятности выполнения задания на порядок снижение загрузки экипажа на 10 ... 15% применение совершенных датчиков информации с цифровой обработкой реализация задач комплексной обработки информации и оптимизации режимов полета интеграция пультов управления применение методов математического и полунатурного моделирования стендовая и лабораторная отработка комплексов и систем <p>Испытано:</p> <ul style="list-style-type: none"> на стенде матмоделирования - проведена первичная отладка всех алгоритмов на полунатурных моделях - отлажено и доведено до 80% задач, выявлено и устранено ~ 50% замечаний на лет. лаборат ории - отлажены и доведены до рабочего состояния ~40% алгоритмов и технические характеристики РЛС на опытном самолете - испытано и доведено 30% изделий и систем общего прим. 	<ul style="list-style-type: none"> подготовка к полету: <ul style="list-style-type: none"> предполетная, ч ≤ 2 повторная, ч $\leq 1,5$ наработка на отказ в полете, ч ≥ 10 замена оборудования при отказе, мин ≤ 30 удельная трудоемкость, чел.ч/ч полета ≤ 25 <p>Повышение уровня в 2...5 раз по сравнению с Ан-22</p> <ul style="list-style-type: none"> комплексная программа обеспечения эксплуатационной технологичности комплексная программа обеспечения надежности комплексная программа обеспечения безопасности бортовая автоматизированная система контроля оптимизация системы наземного обслуживания на ГСИ произведена оценка и доводка показателей эксплуатационной технологичности и надежности до заданного уровня на опытном самолете отработана и внедрена в серию система БАСК-124

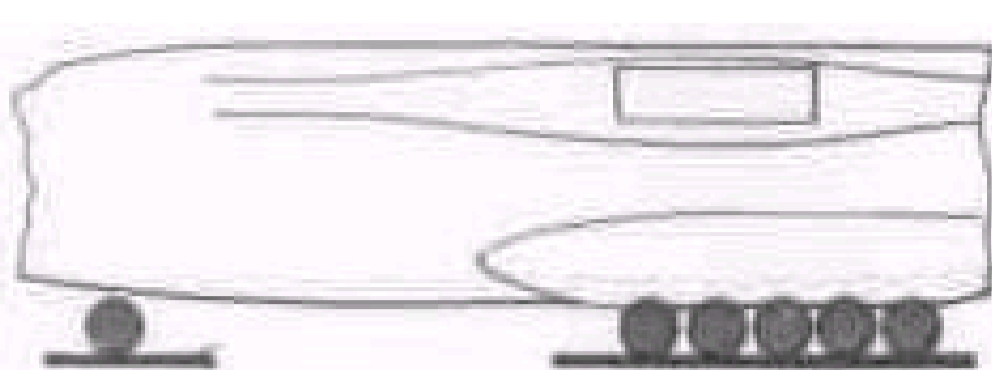


Суперкритический профиль

- высокое аэродинамическое качество $K \sim 18$
- увеличение относительной толщины и снижение веса

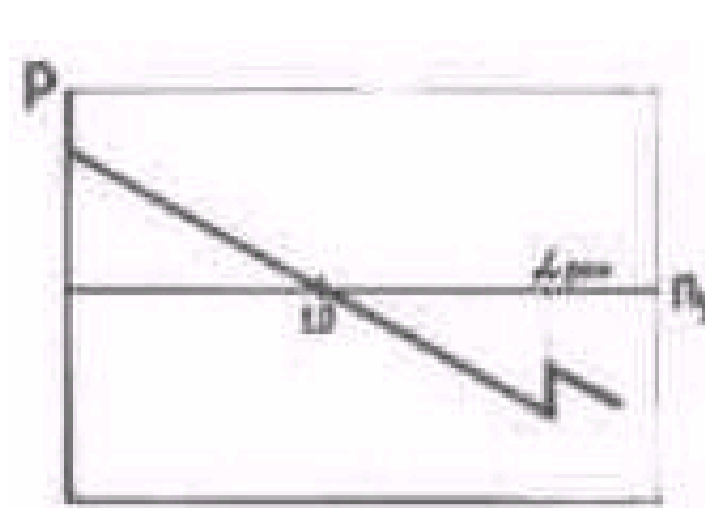


Автоматическая система улучшения устойчивости **СУУ**



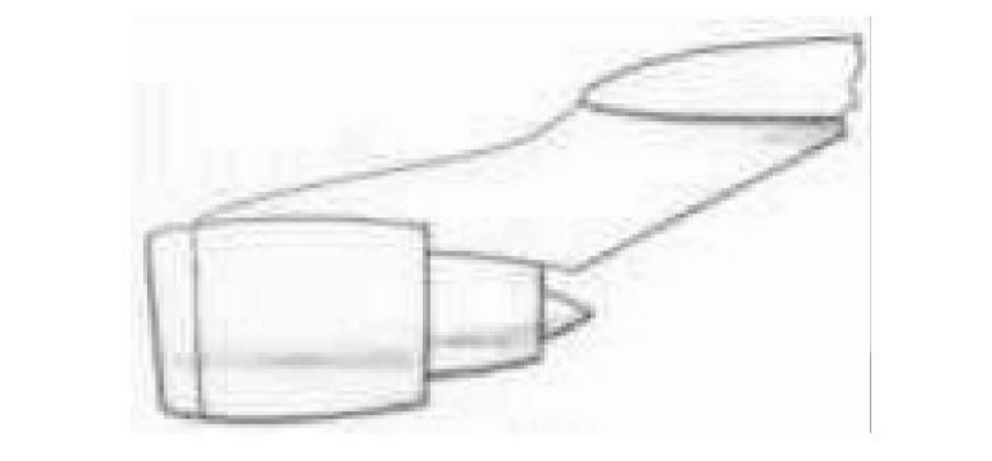
Многоопорное шасси с приседанием

- снижение нагрузок на поверхность аэродрома и обеспечение эксплуатации с грунтовых ВПП
- удобство загрузки - выгрузки
- уменьшение веса



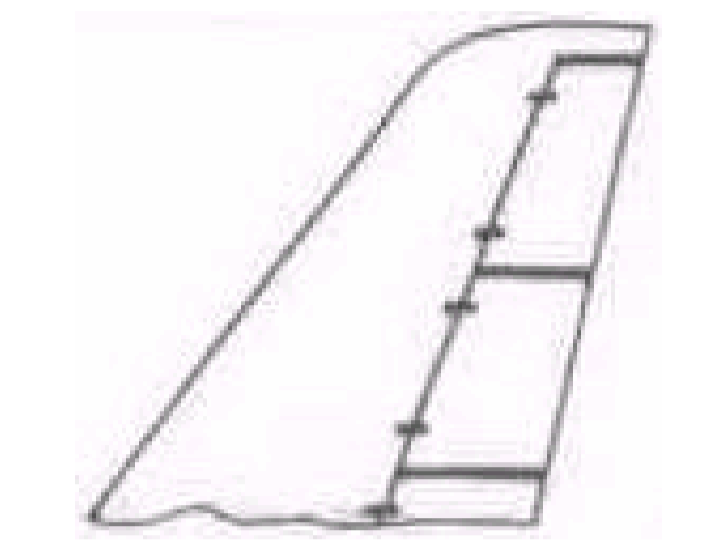
Ограничитель предельных режимов (ОПР- α)

- исключение возможности превышения максимально допустимых углов атаки



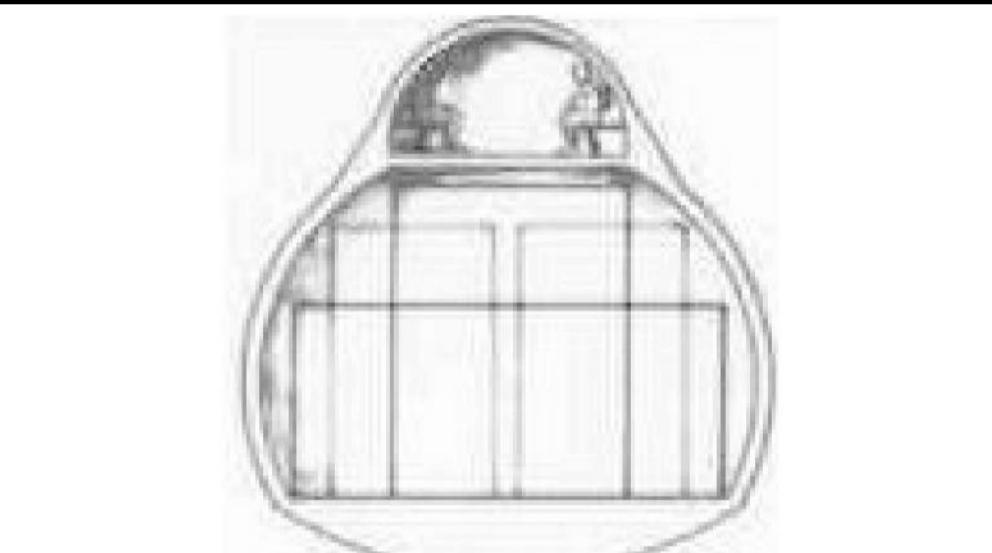
Двигатели с большой степенью двухконтурности

- уменьшение расхода топлива и увеличение дальности полета
- оптимальное отношение крейсерской тяги к взлетной



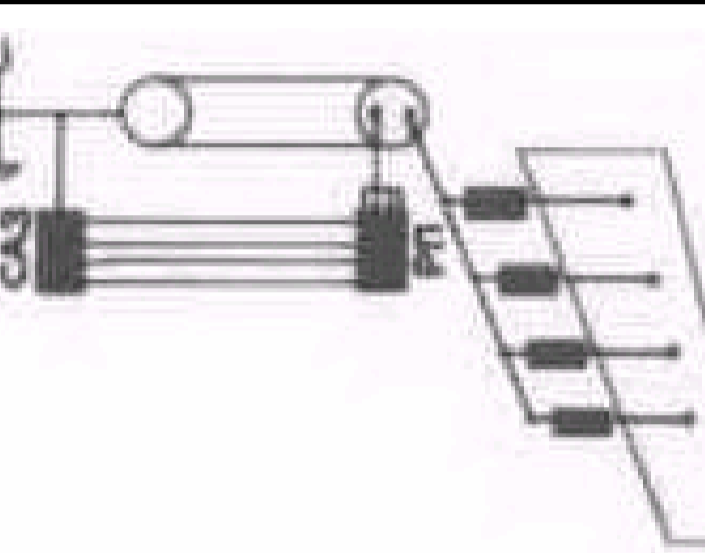
Секционирование управляющих поверхностей

- сохранение заданных характеристик при отказах в системах энергоснабжения



Двухпалубный фюзеляж

- обеспечение безопасности экипажа и сопровождающих при аварийной посадке
- повышение ресурса фюзеляжа вследствие раздельной герметизации палуб



4-канальная система управления самолетом

- обеспечение безопасности полета



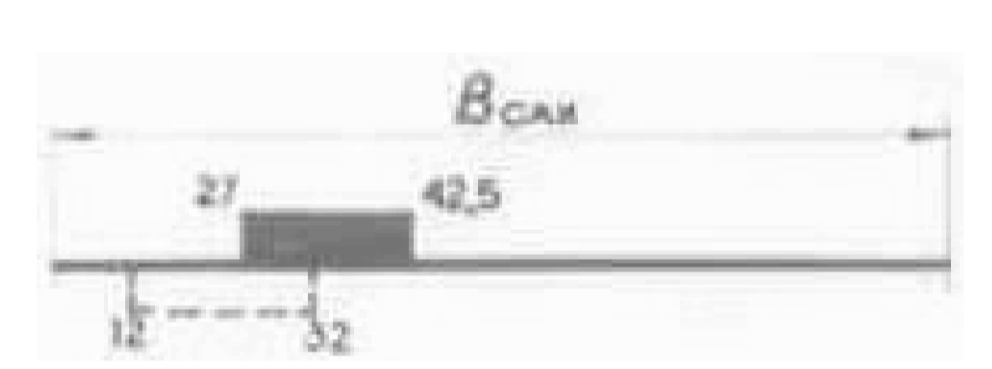
Два грузовых люка фюзеляжа

- возможность сквозного прохода техники
- сокращение времени погрузки - выгрузки



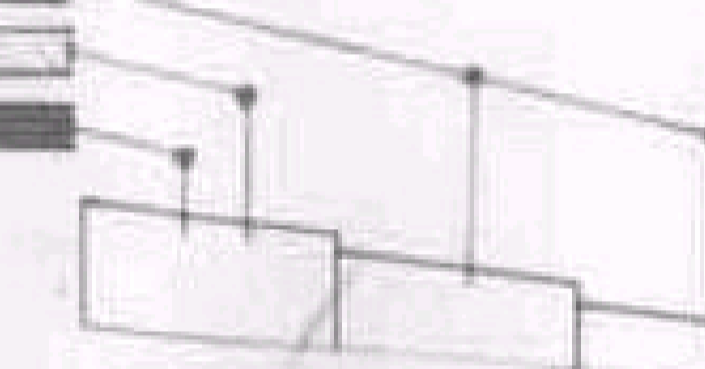
Компоновка оборудования в изолированных отсеках грузовой кабины

- повышение эксплуатационной технологичности



Снижение нагрузки на Г.О. и малый запас устойчивости

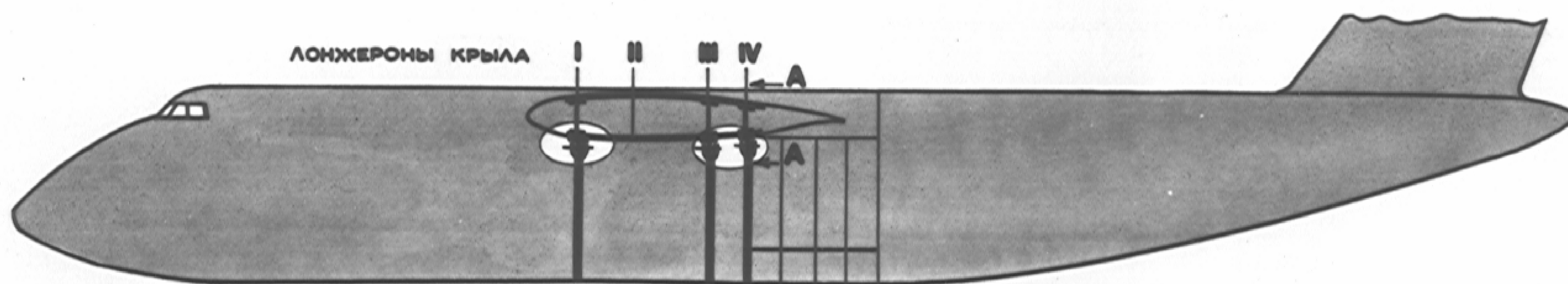
- уменьшение площади Г.О.
- уменьшение веса самолета
- повышение качества



Двойной привод закрылков

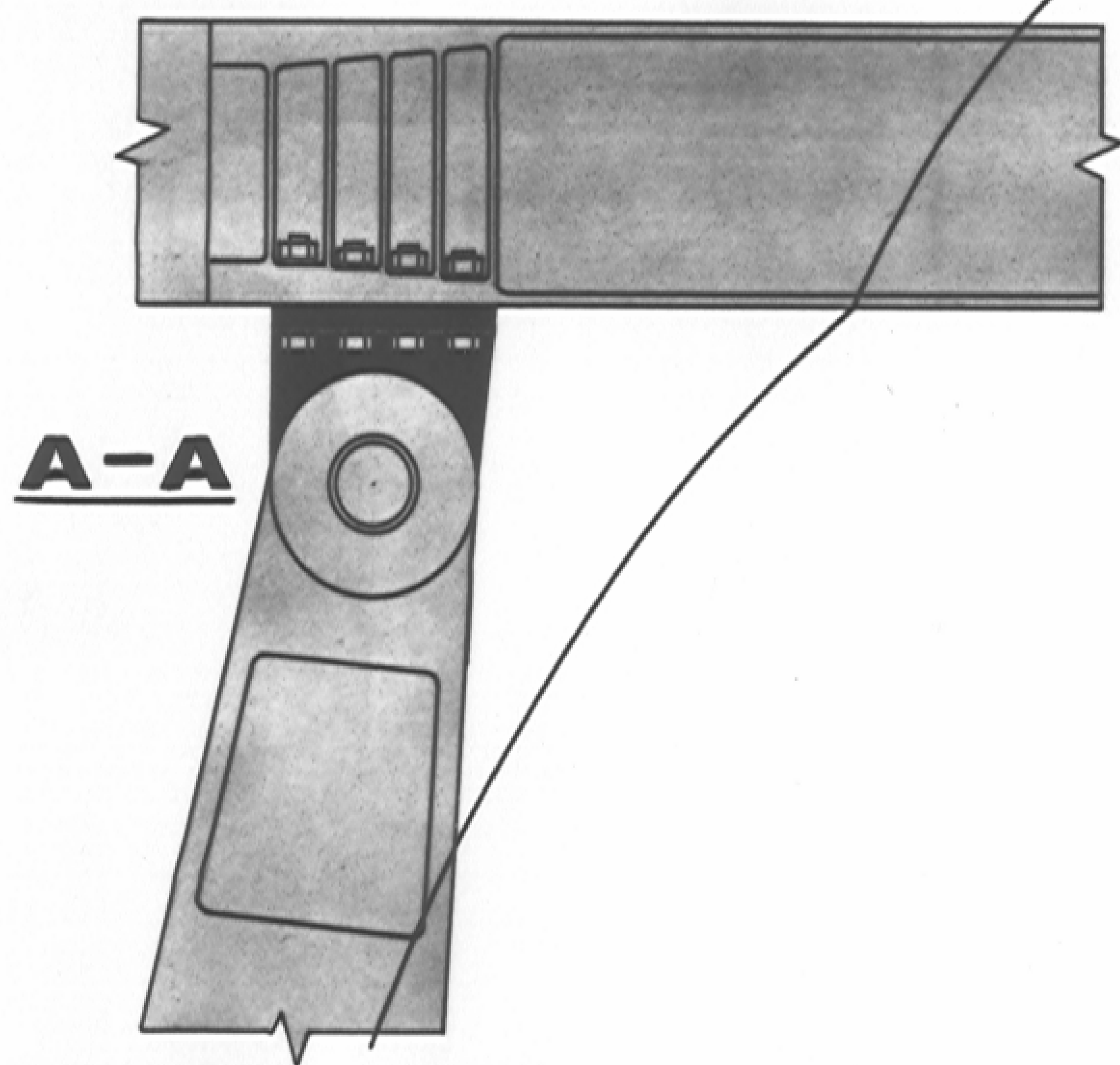
- исключение посадки с полностью убранной механизацией

ШАРНИРНЫЙ СТЫК ШПАНГОУТОВ ФЮЗЕЛЯЖА С КРОНШТЕЙНАМИ НАВЕСКИ КРЫЛА



СУЩЕСТВУЮЩИЕ В МИРОВОМ И ОТЕЧЕСТВЕННОМ САМОЛЕТОСТРОЕНИИ ВАРИАНТЫ СТЫКОВ ШПАНГОУТОВ ФЮЗЕЛЯЖА С КРОНШТЕЙНАМИ НАВЕСКИ КРЫЛА

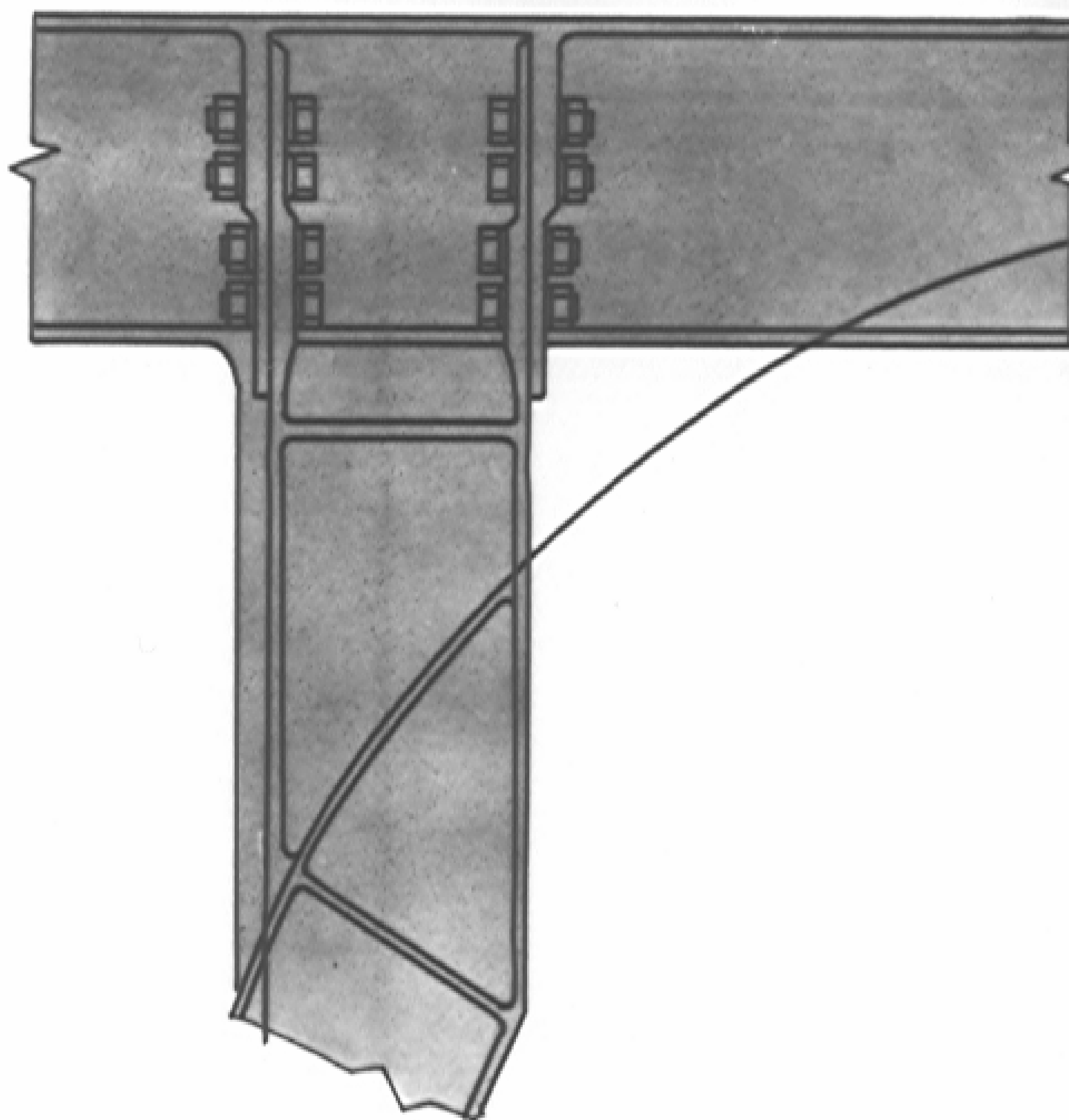
ШАРНИРНЫЙ СТЫК



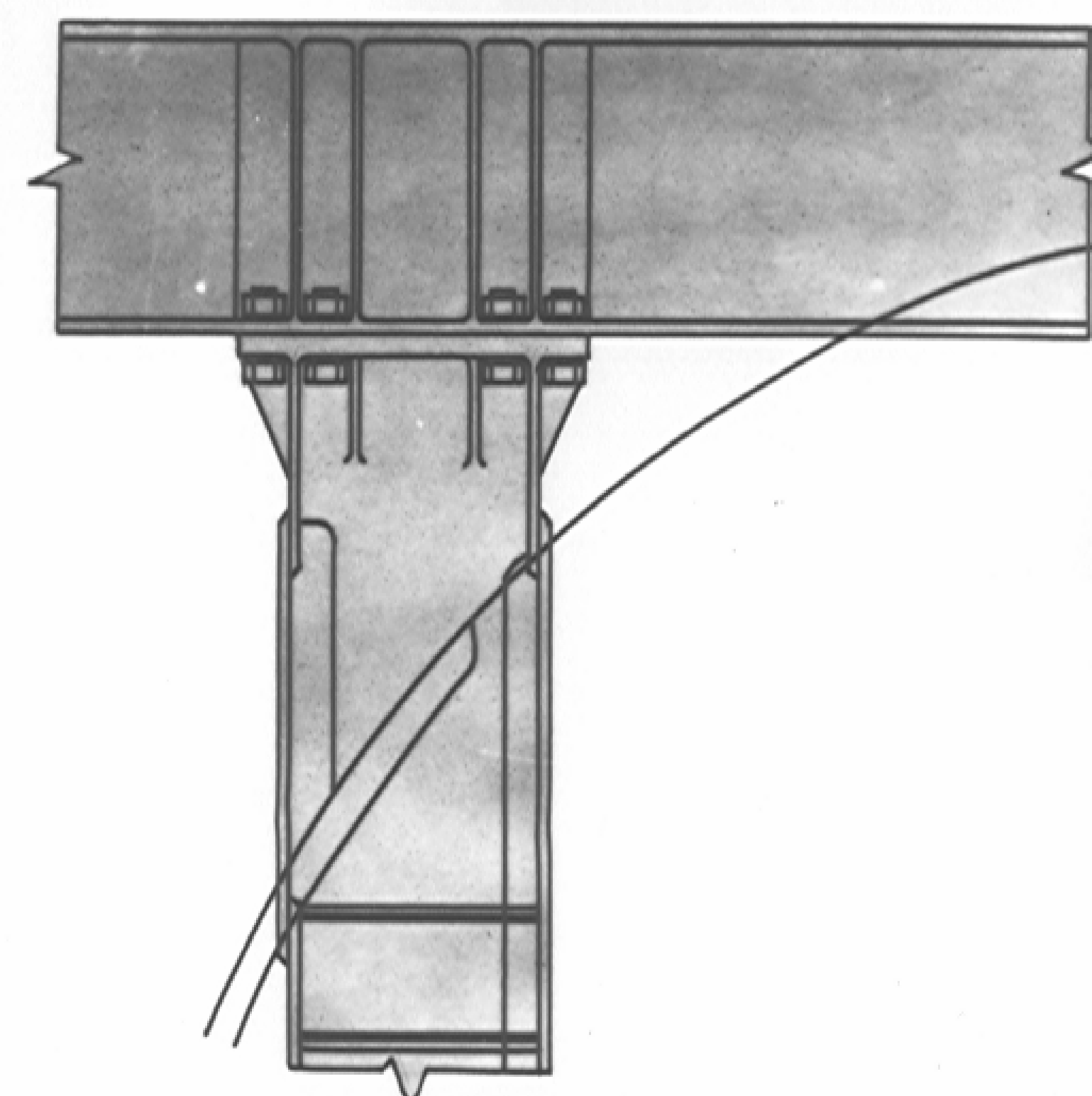
УГЛОВЫЕ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ КРЫЛА ($\alpha_{изг.кр.}$) НЕ ПЕРЕДАЮТСЯ НА ШПАНГОУТЫ ФЮЗЕЛЯЖА

ЖЕСТКИЕ СТЫКИ

СРЕЗНОЙ



ФЛАНЦЕВЫЙ

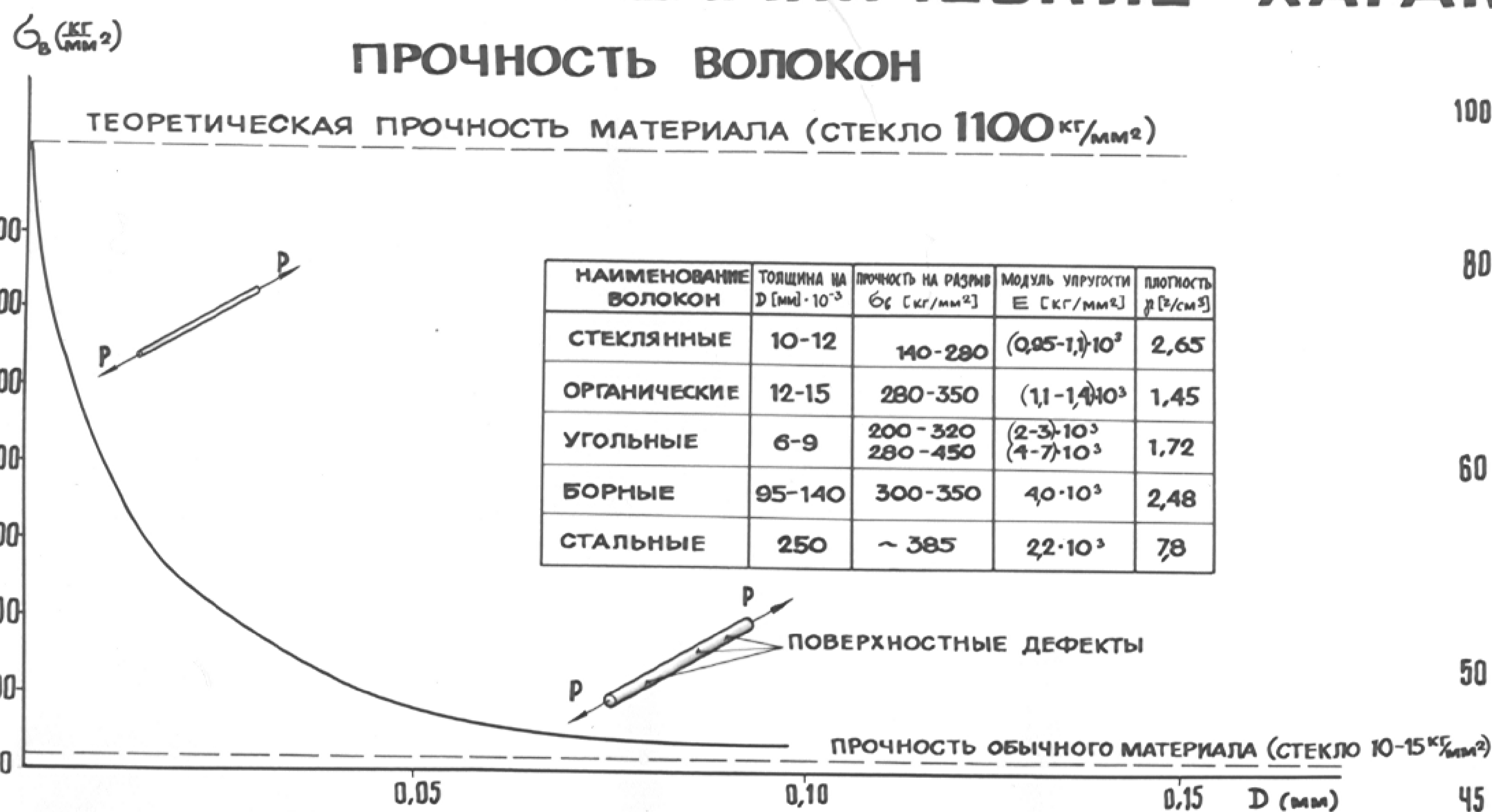


УГЛОВЫЕ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ КРЫЛА ($\alpha_{изг.кр.}$) ПЕРЕДАЮТСЯ НА ШПАНГОУТЫ ФЮЗЕЛЯЖА, ВЫЗЫВАЯ В НИХ ЗНАЧИТЕЛЬНЫЕ (30...50% σ_t) ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ НАПРЯЖЕНИЯ

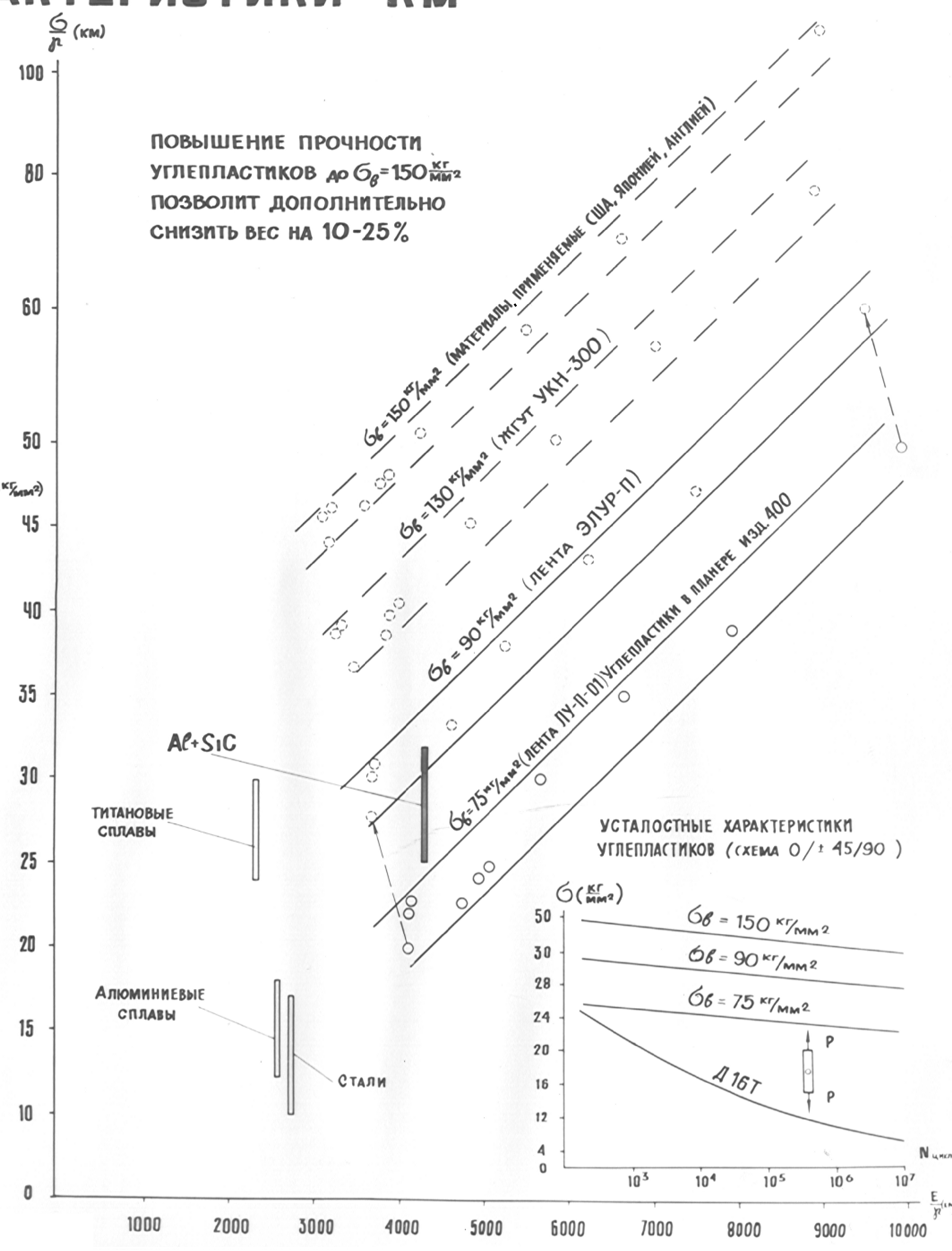
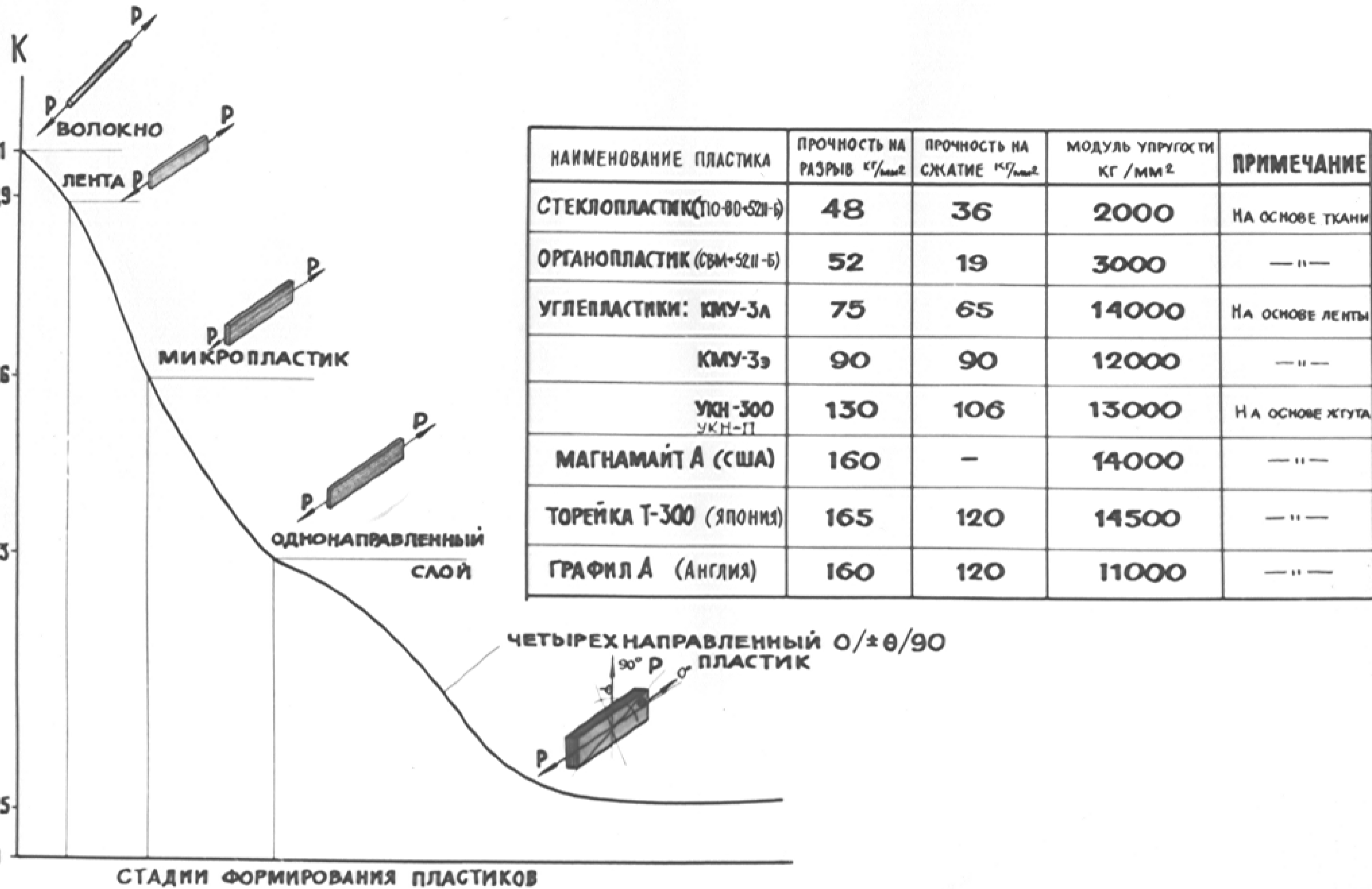
- ШАРНИРНЫЙ СТЫК ВНЕДРЕН НА ИЗДЕЛИИ „400“.
- ОБЕСПЕЧИВАЕТ СНИЖЕНИЕ ВЕСА НА ~350 кг ПРИ ОДНОВРЕМЕННОМ УВЕЛИЧЕНИИ РЕСУРСА СОЕДИНЕНИЯ.
- ЗАРУБЕЖНЫХ И ОТЕЧЕСТВЕННЫХ АНАЛОГОВ НЕ ИМЕЕТ.

МЕХАНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КМ

ПРОЧНОСТЬ ВОЛОКОН



ПРОЧНОСТЬ ПЛАСТИКОВ



КОМПОЗИЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ В КОНСТРУКЦИИ АН-124

МОТОГОНДОЛА ИЗ СТЕКЛОПЛАСТИКА
Σ ΔG_{мг} = 250 кг

УСИЛЕНИЕ ПОЛА НАКЛАДКАМИ ИЗ УГЛЕПЛАСТИКА
Σ ΔG = 320 кг

ЗАЛИЗ К+Ф ИЗ СТЕКЛОПЛАСТИКА
Σ ΔG = 190 кг

КОРПУС ВОЗДУХОЗАБОРНИКА ИЗ СТЕКЛОПЛАСТИКА
Σ ΔG_{вз} = 100 кг

АМОРТИСОРЫ, ПОДКРЕПЛЕННЫЕ БОРОПЛАСТИКОМ

СТВОРКИ ШАССИ ИЗ УГЛЕПЛАСТИКА
Σ ΔG = 330 кг

ПАНЕЛЬ ОБТЕКАТЕЛЯ ШАССИ ИЗ ОРГАНОПЛАСТИКА
Σ ΔG_{о.ш.} = 150 кг

В КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТА АН-124 КМ ПРИМЕНЕНЫ В ОБЪЕМЕ, ПРЕВЫШАЮЩЕМ ИЗВЕСТНЫЕ В МИРОВОЙ ПРАКТИКЕ

ОБТЕКАТЕЛИ МЕХАНИЗМОВ ЗАКРЫЛКОВ ИЗ УГЛЕ- И ОРГАНОПЛАСТИКА

СТВОРКА ГРУЗОЛЮКА ИЗ УГЛЕПЛАСТИКА
Σ ΔG = 150 кг

ОБЪЕМ ПРИМЕНЕНИЯ КМ:

- МАССА КОНСТРУКЦИЙ, кг **5500**
- КОЛИЧЕСТВО ДЕТАЛЕЙ, УЗЛОВ И АГРЕГАТОВ, шт **4000**
- ПЛОЩАДЬ КОНСТРУКЦИЙ, м² **1500**

ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ КМ НА 1 САМОЛЕТ:

- СНИЖЕНИЕ МАССЫ САМОЛЕТА, кг **БОЛЕЕ 2000**
- ПОВЫШЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО КАЧЕСТВА **15**
- ЭКОНОМИЯ МЕТАЛЛОВ, т **18000**
- ЭКОНОМИЯ ТОПЛИВА ЗА РЕСУРС, т **30**
- СНИЖЕНИЕ ТРУДОЕМКОСТИ СБОРКИ, % **1.0**
- СНИЖЕНИЕ СЕБЕСТОИМОСТИ ПЕРЕВОЗОК, % **в 5...20**
- СОКРАЩЕНИЕ КОЛИЧЕСТВА ДЕТАЛЕЙ И НОРМАЛЕЙ, ПОВЫШЕНИЕ МОНОЛИТНОСТИ КОНСТРУКЦИЙ, РАЗ

Сложность систем и оборудования самолета Ан-124 и необходимость обеспечения автономной эксплуатации самолета с минимальным временем поиска неисправностей и минимальными трудозатратами потребовали разработки и создания бортовой автоматизированной системы контроля БАСК-124.

БАСК-124 - первая отечественная бортовая автоматизированная система контроля с большим объемом математического обеспечения, специально разработанная для самолета Ан-124 и не имеющая прямых аналогов за рубежом. Основное назначение - непрерывный циклический (1 раз в секунду) параметрический контроль технического состояния систем и действия экипажа на земле и в полете в соответствии с заложенными алгоритмами, и вывод результатов контроля на сигнализаторы, экран дисплея, печатающее устройство и эксплуатационный магнитный регистратор.

БОРТОВАЯ АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА КОНТРОЛЯ



ОСНОВНЫЕ РЕШАЕМЫЕ ЗАДАЧИ

ОЦЕНКА ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ СИСТЕМ:

- КОНТРОЛЬ ПАРАМЕТРОВ ГАЗОВОЗДУШНОГО ТРАКТА ДВИГАТЕЛЕЙ:
- КОНТРОЛЬ ВИБРОХАРАКТЕРИСТИК ДВИГАТЕЛЕЙ:
- КОНТРОЛЬ СИСТЕМ ДВИГАТЕЛЕЙ:
- КОНТРОЛЬ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ:
- КОНТРОЛЬ СИСТЕМ РЕГУЛИРОВАНИЯ ДАВЛЕНИЯ И КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА:
- КОНТРОЛЬ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ:
- КОНТРОЛЬ ГИДРОКОМПЛЕКСА:
- КОНТРОЛЬ ШАССИ:
- ВЫВОД РЕЗУЛЬТАТОВ КОНТРОЛЯ ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОГО КОМПЛЕКСА:
- ВЫВОД РЕЗУЛЬТАТОВ КОНТРОЛЯ РАДИОСВЯЗНОГО КОМПЛЕКСА.

КОНТРОЛЬ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ЭКИПАЖА:

- КОНТРОЛЬ ГОТОВНОСТИ К ВЗЛЕТУ И ПОСАДКЕ;
- КОНТРОЛЬ ВЫПОЛНЕНИЯ ПРЕДПИСАНИЙ РУКОВОДСТВА ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ;
- КОНТРОЛЬ ВЫПОЛНЕНИЯ РЕКОМЕНДАЦИЙ И ОГРАНИЧЕНИЙ ПРИ УПРАВЛЕНИИ ДВИГАТЕЛЯМИ;

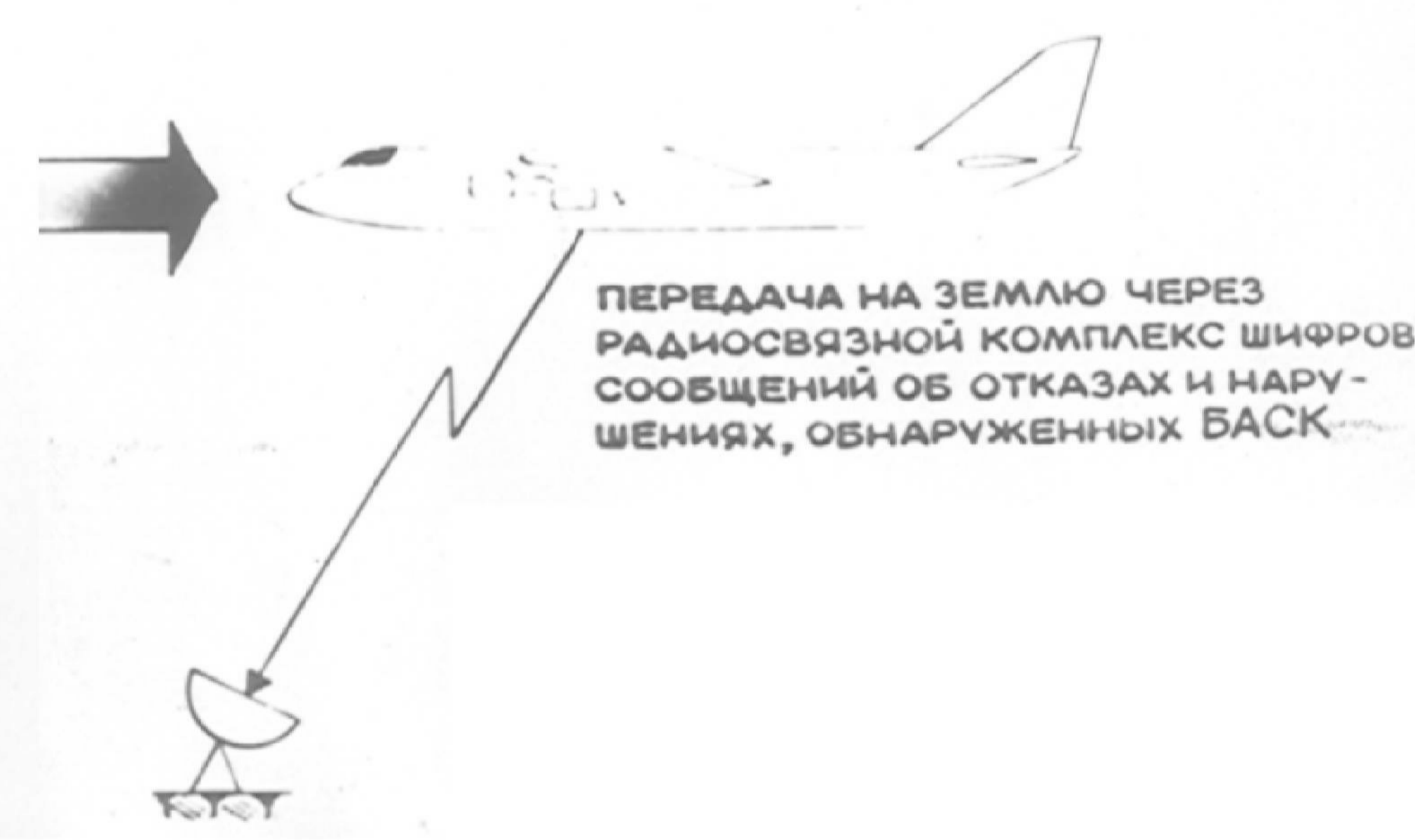
СПЕЦИАЛЬНЫЕ ЗАДАЧИ:

- ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЕСА И ЦЕНТРОВКИ НА ЗЕМЛЕ И В ПОЛЕТЕ;
- ФОРМИРОВАНИЕ ИНФОРМАЦИИ ОБ ОТКАЗАХ В АВАРИЙНЫЙ РЕГИСТРАТОР И СВЯЗНОЙ КОМПЛЕКС;
- ЗАМЕЩЕНИЕ ФУНКЦИЙ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ, ИНДИКАТОРОВ И СИГНАЛИЗАТОРОВ;
- ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМОГО ВЗЛЕТНОГО ВЕСА ПО УСЛОВИЯМ АЭРОДРОМА;
- ОПРЕДЕЛЕНИЕ СКОРОСТИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ И УСЛОВИЙ ПРЕКРАЩЕНИЯ ВЗЛЕТА НА РАЗБЕГЕ;
- ОПРЕДЕЛЕНИЕ МИНИМАЛЬНОЙ ВЫСОТЫ УХОДА НА 2-й КРУГ ПО ПОСАДОЧНОМУ ВЕСУ И УСЛОВИЯМ ПОСАДКИ.

ОЦЕНКА ОТРАБОТКИ РЕСУРСА:

- ОБРАБОТКА И РЕГИСТРАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ, ОПРЕДЕЛЯЮЩИХ РЕСУРС ПЛАНЕРА;
- РЕГИСТРАЦИЯ НАРАБОТКИ ДВИГАТЕЛЕЙ НА РАЗЛИЧНЫХ РЕЖИМАХ;
- РЕГИСТРАЦИЯ НАРАБОТКИ ГИДРОНАСОСОВ.

НАКАПЛИВАНИЕ ИНФОРМАЦИИ ДЛЯ НАЗЕМНОЙ СТАТИСТИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ.



ВИД ТО	ТРЕБОВАНИЯ К САМОЛЕТУ				Ан-124			Ан-22				
	ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ, Ч	ТРУДОЕМКОСТЬ, ЧЕЛ.Ч	ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ, Ч		ТРУДОЕМКОСТЬ, ЧЕЛ.Ч		ТЕХНИЧЕСКИЙ ЭКИПАЖ ОДИНОЧНОГО САМОЛЕТА, ЧЕЛ.	ДАННЫЕ ХРОНОМЕТРАЖА 1975 г.		ДАННЫЕ 1980 г.		
ВИД ПОДГОТОВКИ	Ч	ЧЕЛ.Ч	РАСЧЕТ	ХРОНОМЕТРАЖ	РАСЧЕТ	ХРОНОМЕТРАЖ		ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ, Ч	ТРУДОЕМКОСТЬ, ЧЕЛ.Ч	ТЕХНИЧЕСКИЙ ЭКИПАЖ, ЧЕЛ.	ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ, Ч	ПОДГОТОВОК
	ПРЕДПОЛЕТН.	2,0	8,0	2,02	2,07	12,02	13,1	11	4,0	62,0	16	2,0
	К ПОВТОРНОМУ ВЫЛЕТУ	1,5	6,0	1,2	1,0	3,73	6,3	10	3,5	51,7	16	1,5
	ПОСЛЕПОЛЕТНАЯ	-	-	1,35	1,36	6,05	8,2	9	4,3	43,4	17	1,8
ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ	4,5	20,0	4,5	4,4	36,5	33,3	11	11,0	137,0	17	6,0	
УДЕЛЬНАЯ ТРУДОЕМКОСТЬ, ЧЕЛ.Ч/Ч ПОЛЕТА	25,0		16,565				79,5					

СРЕДСТВА

	СНО	ИНСТРУМЕНТ			КПА	
	СПЕЦПРИМЕНЕНИЯ	КОЛИЧЕСТВО ЧЕМОДАНОВ С ИНСТРУМЕНТОМ	ОБЩЕЕ КОЛИЧЕСТВО НАИМЕНОВАНИЙ	КОЛИЧЕСТВО НАИМЕНОВАНИЙ СПЕЦИИНСТРУМЕНТА	СПЕЦИАЛЬНОГО ПРИМЕНЕНИЯ	ОБЩЕГО ПРИМЕНЕНИЯ
Ан-22	312	13	727	238	188	152
Ан-124	130	7	194	30	145	96

Характеристики ТО. Продолжительность, трудоемкость, численность