

1. Безопасность эксплуатации гражданских самолетов

Безопасность полета может быть оценена как отсутствие в процессе продолжительной эксплуатации ВС наиболее тяжелых последствий особых ситуаций аварии (летного события, которое не привело к гибели пассажиров и членов экипажа, но такое, после которого самолет не подлежит ремонту и восстановлению) или катастрофы (летного события, которое привело к гибели даже одного пассажира или члена экипажа при полном или частичном разрушении самолета).

Современные отечественные и зарубежные нормы устанавливают такие количественные диапазоны для вероятностей особых ситуаций:

- катастрофическая ситуация $Q_k < 1 \cdot 10^{-9}$;
- аварийная ситуация $Q_a = 1 \cdot 10^{-7} \dots 1 \cdot 10^{-9} \dots$

В зависимости от требований ТЗ к ВС (назначение самолета, число пассажиров, летнотехнические характеристики) и определены проектные параметры (число членов экипажа, взлетная масса и т.п.). Основой для разработки Сертификационного базиса могут быть Нормы летной годности, АП23 или АП25

В соответствии с требованиями НЛГ, сформулированными в конкретных АП, сертифицируются маршевые двигатели, воздушные винты, бортовое оборудование отечественного и импортного производства и все другие компоненты будущего самолета.

2. Некоторые экономические вопросы проектирования

Критерием оценки гражданских самолетов являются приведенные затраты, в основе которых лежит себестоимость перевозки тоннокилометра при перевозке грузов и пассажирокилометра при перевозке пассажиров.

Гражданский самолет тем эффективнее (себестоимость перевозок тем меньше):

- чем больше величина коммерческой нагрузки $m_{ком.н.}$;
- чем больше рейсовая скорость полета V_p ;
- чем меньше затраты на эксплуатацию самолета на протяжении одного летного часа A .

$$a_{np} = a + E_n a_{к.в}$$

$$a = \frac{A}{K_{к.н} m_{к.н} V_p}$$

Три возможных пути развития пассажирских и грузовых самолетов:

- увеличение коммерческой нагрузки,
- увеличение рейсовой скорости полета,
- уменьшение затрат на эксплуатацию самолета.

Первые два пути целесообразны, если $\left| \frac{\partial a}{\partial m_{ком.н.}} \right| > \left| \frac{\partial A}{\partial m_{ком.н.}} \right|$ и $\left| \frac{\partial a}{\partial V_p} \right| > \left| \frac{\partial A}{\partial V_p} \right|$,

Уменьшение расходов на эксплуатацию самолетов в первую очередь связано с уменьшением расхода топлива за час полета. Величина этих расходов определяется формулой:

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

3. Вопрос эргономики и экологии при проектировании

На самых ранних стадиях проектирования пассажирских самолетов формируются объемы для рабочих мест экипажа и размещения пассажиров. Габариты и размещение кресел членов экипажа, органов управления, приборных досок, пультов, средств отображения информации, их конструктивное решение и функциональные возможности должны в условиях строгого дефицита компоновочного пространства обеспечить членам экипажа оптимальные условия для работы, позволяя в процессе полета в полной мере реализовать проектные характеристики самолета.

Первая экологическая проблема - современные аэродромы с длинными ВПП занимают площадь в сотни гектаров ровной земной поверхности.

Вторая проблема - шум самолета при взлете и посадке, нарушающий нормальные условия жизни людей в зоне аэропорта.

Третья проблема - эмиссия двигателей (от лат. Emissio выпуск), то есть загрязнение атмосферы продуктами сгорания углеводородного топлива (керосина) в двигателях современных самолетов.

4. Выбор тяговооруженности (энерговооруженности) дозвукового пассажирского самолета

Для пассажирского самолета определяющим условием для выбора тяговооруженности является, в соответствии с НЛГ, обеспечение продолженного взлета самолета при отказе одного двигателя и расчетных значениях температуры и давления внешнего воздуха (+30 С°, 730 мм рт.ст.).

Необходимая взлетная тяговооруженность при всех работающих двигателях в расчетных условиях (+30° С, 730 мм рт.ст.) не должна быть меньше:

для самолета с двумя двигателями: $t_0 \geq \frac{2}{\xi_{взл}} \left(\frac{1}{k_{взл}} + 0,024 \right)$; для самолета с четырьмя двигателями:

для самолета с тремя двигателями: $t_0 \geq \frac{1,5}{\xi_{взл}} \left(\frac{1}{k_{взл}} + 0,027 \right)$; $t_0 \geq \frac{1,33}{\xi_{взл}} \left(\frac{1}{k_{взл}} + 0,03 \right)$;

5. Определение удельной нагрузки на крыло, основных параметров крыла и крейсерской скорости полета 6.2

В Нормах летной годности величина перегрузки в условиях атмосферной турбулентности ограничивается двумя единицами, то есть $n_y^{мурб} \leq 2$.

Для того чтобы получить такую величину перегрузки, надо при выбранных параметрах крыла, скорости полета V и скорости W (восходящего вертикального) потока на величину удельной нагрузки на крыло наложить ограничения:

$$P_{пред}^{n_y} \geq 3,6 C_y^{\alpha} V W$$

Подсчеты показывают, что при скоростях $V=90$ м/с, $W=15$ м/с и $p=300$ даН/м² самолет со стреловидным крылом и $\lambda=8$ будет испытывать перегрузку $n_y^{мурб}=2$, тогда как самолет с прямым крылом и $\lambda=12$ уже будет испытывать $n_y^{мурб}=2,2$.

Выбор самой выгодной крейсерской скорости полета дозвукового пассажирского самолета с ТРДД и ТВВД и выбор таких параметров крыла, как удлинение и угол стреловидности, осуществляются в процессе решения оптимизационной задачи поиска экстремума функции, которая зависит от нескольких параметров, которые находятся в противоречии:

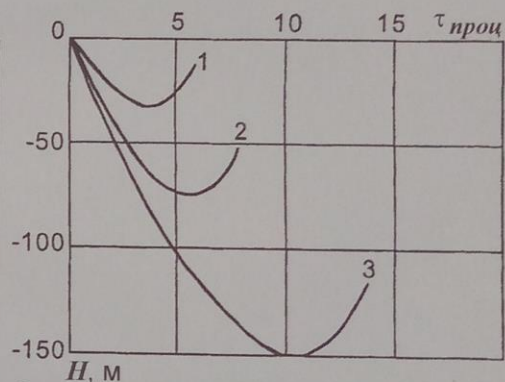
- 1) Чем больше $V_{крейс}$, тем меньше себестоимость перевозок и тем экономичнее пассажирский самолет.
- 2) С другой стороны, величина расходов на эксплуатацию самолета на протяжении одного часа A представляет собой сумму: $A = A_{a.c} + A_{a.d} + A_{m.o.c} + A_{m.o.d} + A_T + A_{з.п} + B$, где $A_{a.c}$ - амортизационные расходы на самолет; $A_{a.d}$ - амортизационные расходы на двигатели; $A_{m.o.c}$ - расходы на техническое обслуживание самолета; $A_{m.o.d}$ - расходы на техническое обслуживание двигателей; A_T - расходы на топливо; $A_{з.п}$ - расходы на заработную плату летноподъемного состава; B - косвенные расходы (затраты аэропорта).

Наибольшую величину имеют расходы на топливо, которые в зависимости от цены топлива составляют от 35...40 до 70...75 % от общей величины A .

6. Категории посадки и параметры двигателей

Категории посадки по ICAO

Категория посадки	Вертикальная видимость, м		Горизонтальная видимость, м	
	А	В	С	Д
I	60		800	
II	30		400	
III	A	15	200	
	B	0	50	
	C	0	0	



Зависимость потери высоты H самолетом от продолжительности процесса $\tau_{пр.д}$ и продолжительности процесса $\tau_{проц}$: 1- $\tau_{пр.д}=5$ с; 2- $\tau_{пр.д}=9$ с; 3- $\tau_{пр.д}=16$ с

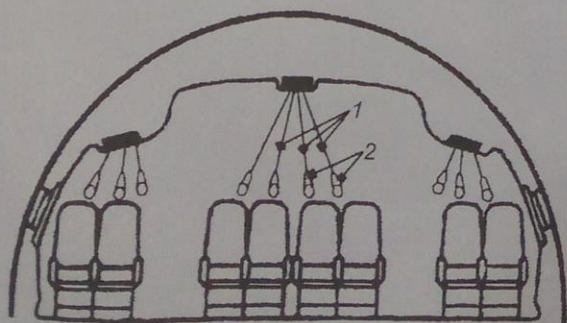
Во время захода на посадку и самой посадки двигатели переводят на устойчивый режим работы с минимальной тягой (мощностью). Не исключается возможность прекращения захода на посадку и выхода на второй круг для выполнения посадки. В этом случае двигатели надо перевести с режима работы с минимальной тягой на режим работы с номинальной или максимальной тягой.

7. Аварийноспасательные мероприятия

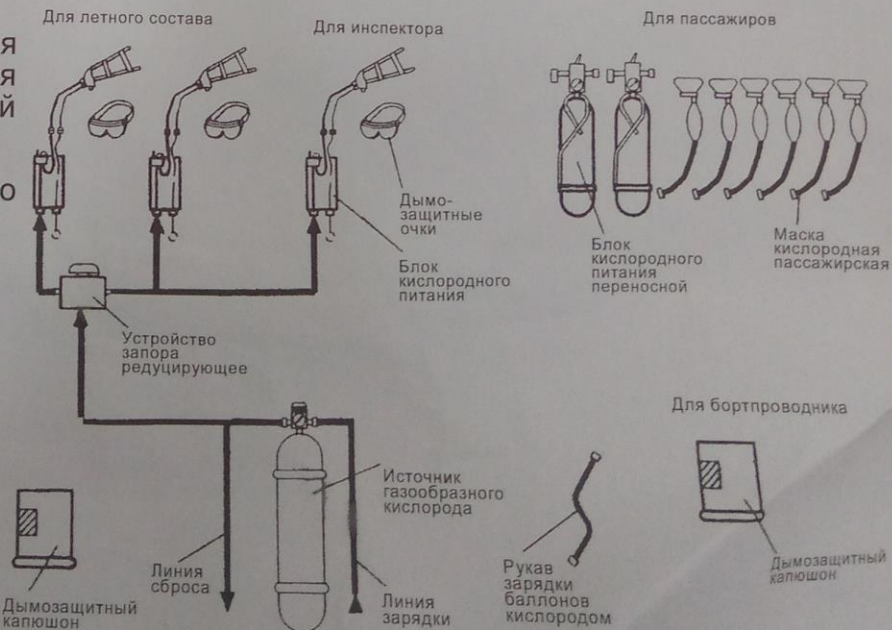
7.1. Системы индивидуального жизнеобеспечения

Индивидуальные системы обеспечения жизнедеятельности (ИСОЖ) комплектуются в зависимости от назначения и условий применения самолетов.

ИСОЖ на пассажирском самолете это кислородные системы.



Размещение индивидуальных кислородных масок для пассажиров



Кислородное оборудование на самолете АН140

Эти требования аварийной эвакуации в первую очередь обеспечиваются созданием аварийных выходов.

Число аварийных выходов с каждой стороны фюзеляжа пассажирского самолета

Число пассажирских мест (без бортпроводников)	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	—

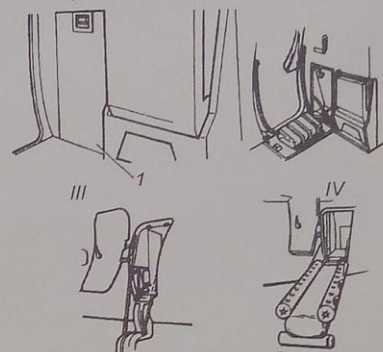
Размеры выходов

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

Высота порогов аварийных выходов II, III, IV

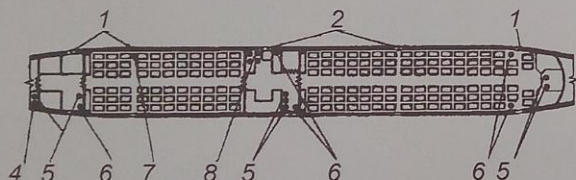
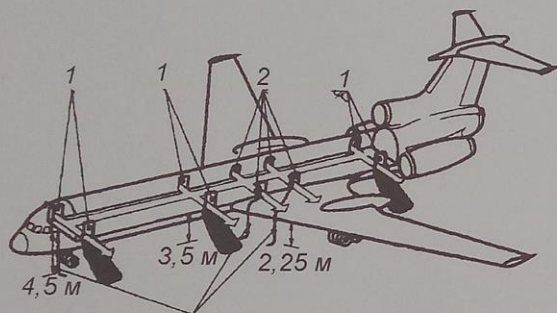
Тип выхода	II	III	IV
Высота порога внутри самолета, мм	250	510	140
Высота порога снаружи самолета, мм	430	690	910

При числе пассажиров более 179 и до 299 необходимы дополнительные пары аварийных выходов из расчета применения выходов типа III на 35 пассажиров (больше 179), выходов типа II на 40 дополнительных пассажиров, выходов типа I на 45 дополнительных пассажиров и выходов типа "А" на 100 дополнительных пассажиров.



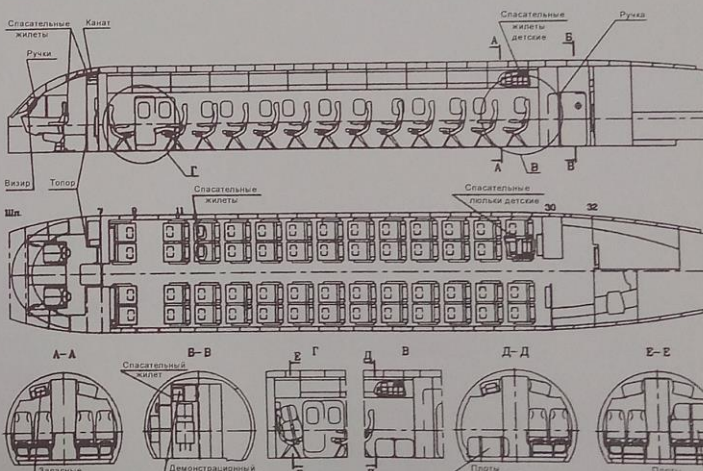
Размещение надувного аварийного трапа:

I - полетное положение (крышка ниши для трапа закрыта), II - трап в положении "Готовый к сбрасыванию", III - дверь открыта, трап сброшен, IV - трап автоматически надут и готов для спуска пассажиров, 1 крышка ниши для трапа



Аварийноспасательное оборудование самолета Ту154:

1- основные входы в пассажирскую кабину; 2 - аварийные выходы на крыло; 3 - спасательные канаты; 4 - аварийные топоры; 5 - переносные огнетушители; 6 - надувные трапы; 7 - матерчатый желоб; 8 - спасательные плоты.



Размещение аварийноспасательного оборудования на самолете Ан140



Схема аварийной эвакуации пассажиров самолета Ан140 на суше

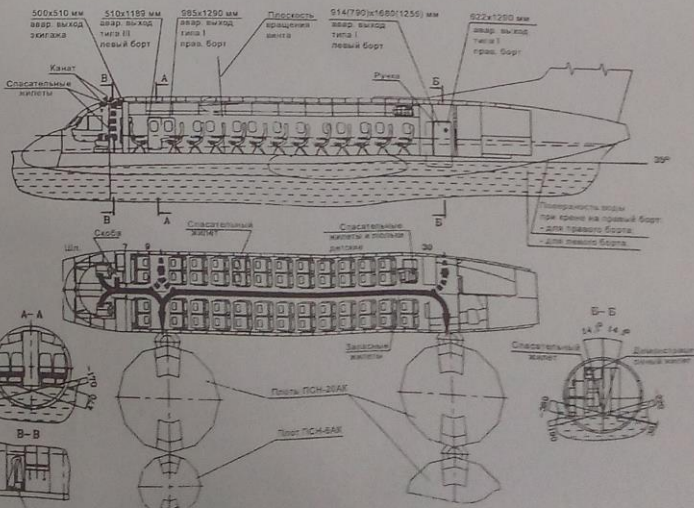


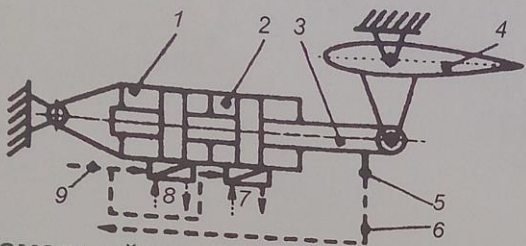
Схема аварийной эвакуации пассажиров самолета Ан140 на воде

На пассажирских самолетах с числом пассажиров больше 80 должно быть не менее двух входных дверей, при этом желательно, чтобы они размещались в переднем и заднем концах пассажирской кабины. Входная дверь должна быть расположена по левому борту самолета. Самолеты с числом пассажирских мест более 250 могут иметь входные двери, расположенные на обоих бортах.

Окна в пассажирской кабине должны обеспечивать возможность удобного пользования ими с мест, расположенных возле борта, при изменении шага установки кресел. Конструктивно это выполняется в виде отдельных небольших окон (ширина - 200 ... 250 мм, высота - 320 ... 350 мм), расположенных между шпангоутами каркаса кабины (шаг окон - 500 ... 510 мм).

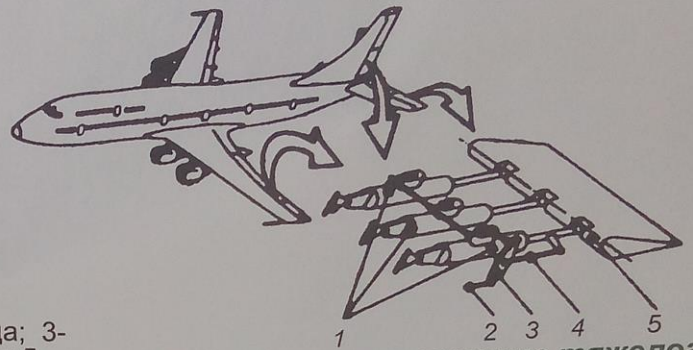
7.4. Другие средства повышения безопасности эксплуатации пассажирских самолетов

Резервирование функциональных подсистем осуществляется или их одновременным подключением ко всем системам (горячее резервирование), или переключением с отказавшей системы на действующую (холодное резервирование). И первое, и второе схемные решения допускают возможность появления в одном полете двух независимых отказов без возникновения аварийной или катастрофической ситуации.



Двухкамерный электрогидравлический привод:

1 - первая камера привода; 2 - вторая камера привода; 3 - исполняющий шток привода; 4 - рулевая поверхность; 5 - электрический датчик обратной связи; 6 - обратная электрическая связь в электродистанционной системе управления; 7 - питание золотника второй камеры от общей гидросистемы; 8 - питание первой камеры от бустерной гидросистемы; 9 - управляющий сигнал в электродистанционной системе управления.



Резервирование в системе тяжелого пассажирского самолета (пример):

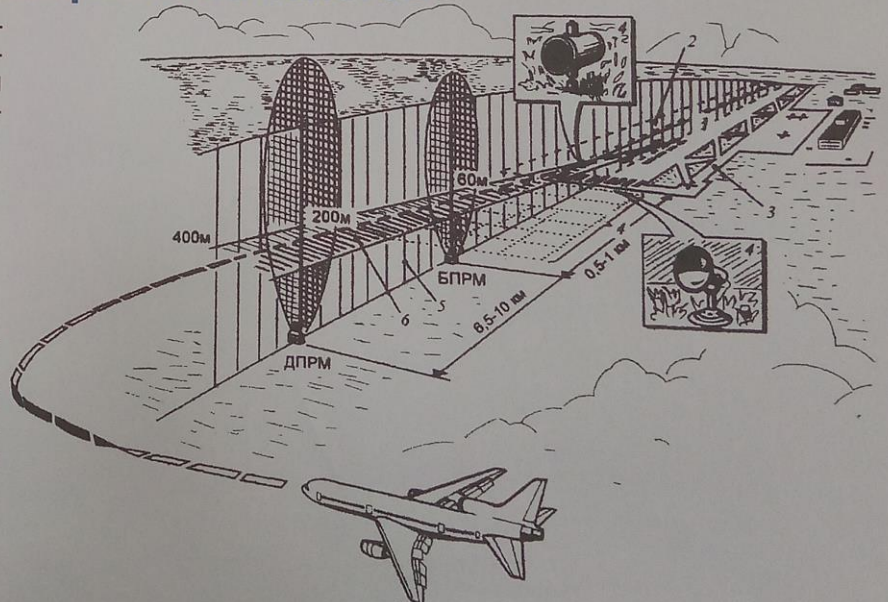
1 - сложение усилий гидроусилителей (бустеров); 2 - входная тяга (управляющий сигнал на отклонение секции руля); 3 - сигнал на отклонение секции руля; 4 - выравнивающая тяга; 5 - управляющий сигнал.

7.5. Регулярность и безопасность полетов пассажирских самолетов

Для работы на аэродромах, для управления полетами ночью и в сложных метеорологических условиях аэропорты оборудованы радиотехническими и светотехническими средствами.

Точность захода на посадку обеспечивается взаимодействием бортового радиотехнического и пилотажнонавигационного оборудования с наземными радиотехническими средствами.

Многочисленность одновременно летящих самолетов это сложная динамическая система, управление которой возможно только при наличии информации о всех компонентах этой системы и оперативном обмене этой информацией между наземными службами УВД и экипажами самолетов. Наземное и бортовое радионавигационное, радиолокационное и радиосвязное оборудование с необходимыми средствами отображения информации и переработки ее с помощью ЭВМ позволяет на земле и на борту самолета получать информацию о метеорологических условиях и воздушном движении, предупреждать экипаж о наличии опасных метеорообразований и встречных самолетов по курсу движения и принимать меры, обеспечивающие высокий уровень регулярности и безопасности полетов.



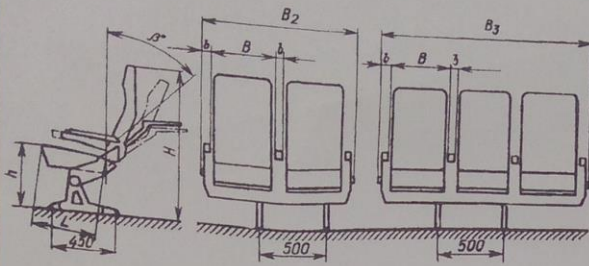
Аэродром:

1 - взлетнопосадочная полоса (ВПП); 2 - боковая полоса безопасности (БПБ); 3 - рулежная дорожка (РД); 4 - система цветных посадочных огней; 5, 6 - зона пересечения зон излучения курсового и глиссадного радиомаяков; ДПРМ, БПРМ - дальний и ближний приводные радиомаяки

В организационном плане безопасность на всех этапах полета обеспечивается независимой службой управления воздушным движением (УВД), которое планирует, координирует воздушное движение, непосредственно

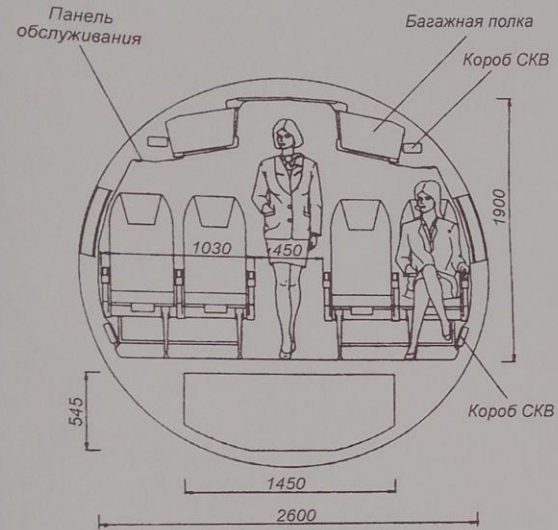
Одна из основных задач проектировщика - создать на борту пассажирского самолета среду жизни, максимально приближенную к обычным для человека "земным", "домашним" условиям комфорта по климату и уровню шума, по общему эстетическому впечатлению от интерьера пассажирской кабины (салона) самолета и обслуживанию в полете, по удобству размещения пассажиров.

8.1. Определение необходимой ширины пассажирской кабины

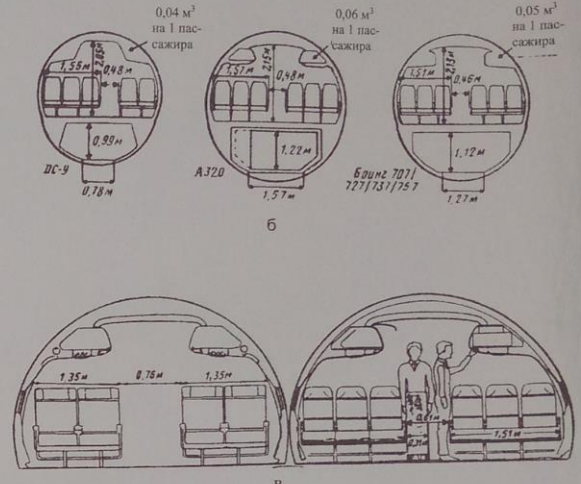
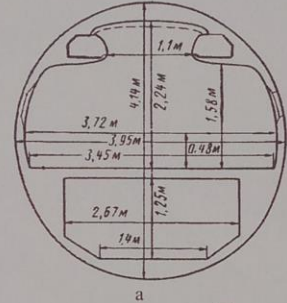


Классы пассажирских сидений	Расстояние между подлокотниками B , мм	Ширина подлокотников ν , мм	Длина подушки сидения до спинки L , мм	Высота сидения над полом h , мм	Высота сидения со спинкой H , мм	Угол отклонения спинки от вертикали, град	Ширина блока сидений, мм	
							1	B_3
I	500	70	500	445	1140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

Основные размеры пассажирских сидений



Поперечное сечение пассажирского салона самолета Ан140



Поперечные сечения фюзеляжей:

- а самолета "Эрбас Индастри А320"; б - сравнение поперечных сечений фюзеляжей самолетов А320, "Боинг" 707, 727, 737, 757 и "МакдоннеллДуглас DC9"; в варианты компоновок пассажирской кабины самолета А320: слева - салон первого класса; справа - туристический салон

Современная тенденция направлена на повышение комфорта пассажиров и, в частности, за счет увеличения размеров кресел и проходов.

Расположение кресел в пассажирском салоне

Число сидений в ряду	Число и тип блоков	Ширина прохода, мм	Зазор между подлокотником и стенкой, мм	Ширина фюзеляжа в зоне сидений или его диаметр, мм	Диаметр фюзеляжа конкретных пассажирских самолетов, 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 "Боинг 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 "Боинг В-747" - 6490×6800
10	3+2+2+3	650×2	50	7050	-

Ширина фюзеляжа на уровне 635 ... 650 мм выше пола пассажирской кабины:

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

где B_2 и n_2 , B_3 и n_3 - соответственно ширина и число двухместных и трехместных блоков сидений; C_n и n_n - соответственно ширина и число проходов; δ_1 - зазор между сидением и внутренней поверхностью стенки кабины; δ_2 - толщина стенки кабины.

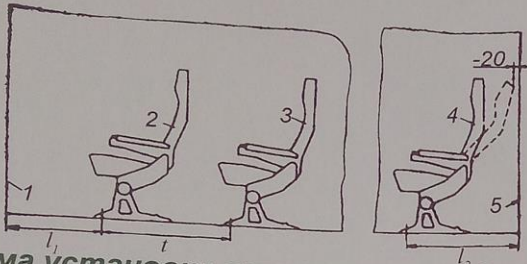
Если в ряду 10 сидений, то между средними двухместными блоками выполняется вставка шириной 250 ... 260 мм.

8.2. Определение необходимой длины пассажирской кабины

6.6

- Длина пассажирской кабины находится с учетом следующих условий:
- По заданному числу пассажиров и выбранному числу сидений в одном ряду определяется необходимое число рядов сидений.
 - Расстояние t между рядами сидений (шаг) выполняют кратным 30 мм (в Европе и США кратным одному дюйму 25,4 мм); Минимальное расстояние l_1 от плоскости передней перегородки кабины к первому ряду сидений. Минимальное расстояние l_2 от плоскости задней перегородки кабины к переднему креплению последнего ряда сидений. Размер l_2 необходим для того, чтобы при полностью отклоненной спинке зазор между конструкцией сидения и перегородкой был не менее 20 мм.
 - Отношение ширины пассажирской кабины к ее длине k_ϕ (коэффициент формы кабины) необходимо выбирать в границах $k_\phi = 0,2 \dots 0,5$. Если $k_\phi < 0,2$, то пассажирская кабина становится похожей на "трубу", а если $k_\phi > 0,5$, складывается впечатление "сжатого" объема.
 - Высота пассажирской кабины должна быть не менее 1900 мм и не больше 2500 мм, чтобы помещение не напоминало ангар.

$$L_{n.каб} = l_1 + (i_{ряд} - 1)t + l_2, \text{ где } i_{ряд} - \text{число рядов кресел.}$$



Класс 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

Шаг сидений пассажиров и расстояние перегородок

Диаметр 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

Минимальные значения удельного объема пассажирской кабины V_ϕ , м³/чел.

Схема установки пассажирских сидений относительно передней и задней перегородок кабины:

- 1 - передняя стенка пассажирской кабины;
- 2 - передний ряд сидений; 3 - второй ряд сидений; 4 - последний ряд сидений; 5 - задняя стенка пассажирской кабины

8.3. Количество и размещение бортпроводников

- Число бортпроводников в самолете определяется следующими требованиями:
- на салон I класса с числом пассажиров до 30...32 два бортпроводника, если число пассажиров I класса более 30...32, один бортпроводник на 15...16 пассажиров;
 - в салонах II и III классов один бортпроводник на 25...30 пассажиров.

Каждый бортпроводник должен иметь место с привязными ремнями; сидение может быть откидное, и размещать его желательно так, чтобы бортпроводник мог видеть всех пассажиров салона.

8.4. Компоновка багажногрузовых помещений

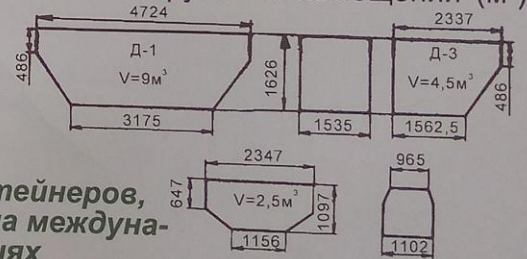
При бесконтейнерной загрузке багажа и грузов необходимый объем багажногрузовых помещений (м³) определяется заданным для самолета числом пассажиров и массой почты или груза по формуле:

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

При загрузке багажа и грузов в самолет в контейнерах необходимый объем (м³) контейнеров:

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

Размеры багажных контейнеров, которые применяются на международных авиалиниях



8.5. Компоновка буфетовкухонь

Если в пассажирской кабине есть салоны, то независимо от числа пассажиров в самолете должно быть две кухни, общий объем которых (м³): $V_{кух} = (0,12 \dots 0,14)n_{нас}$, а площадь пола (м²): $S_{кух} = (0,1 \dots 0,05)n_{нас}$

8.6. Компоновка туалетных помещений

Число туалетов на борту самолета

Длительность полета, ч	Меньше 2		2 ... 4		Больше 4	
	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

Самолет перед полетом заправляется водой для бытовых потребностей (в кухни и буфет) и для гигиенических потребностей (в туалеты). Необходимый объем воды, дм³

$$V_{воды} = (0,3 + 0,15T_{пол}) (n_{нас} + n_{ЭК} + n_{б.л.})$$

8.7. Компоновка гардеробов

Для гардеробов необходимо отводить помещение с площадью пола, м²: $S_{гард} \geq (0,035 \dots 0,050)n_{нас}$
 Объем гардероба, м³, должен быть: $V_{гард} \geq (0,05 \dots 0,08)n_{нас}$

9. ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ ЭКОНОМИЧНОСТИ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ

6.7

Эксплуатация пассажирского самолета должна приносить прибыль, которая представляет собой разность между тарифами на авиаперевозку и себестоимостью этих перевозок:

$$\Pi = T - a, \quad a = \frac{A}{k_{\text{ком}} m_{\text{ком}} V_{\text{рейс}}}$$

где Π – получаемая прибыль; T – тариф; a – себестоимость перевозок;

9.1. Увеличение коммерческой нагрузки

Экономичность самолета возрастает с увеличением числа пассажиров, размещаемых на его борту. Это привело к появлению широкофюзеляжных самолетов, которые вмещают 350-550 пассажиров ("Боинг В-747", Ил-96, "Локхид I-1011", "Дуглас DC-10", А-330).

Пассажировместимость самолета и его фактическая коммерческая нагрузка - взаимосвязанные величины и зависят от условий эксплуатации самолета.

На коэффициент коммерческой загрузки оказывают непосредственное влияние и позволяют его увеличить:

- снижение тарифов на авиаперевозки;
- повышение регулярности полетов;
- улучшение комфорта авиаперевозок, комфорта на борту самолета и при обслуживании пассажиров на аэровокзалах.

9.2. Увеличение рейсовой скорости полета

У подавляющего большинства реактивных пассажирских самолетов максимальная крейсерская скорость находится в границах 880...940 км/ч, которая отвечает числам $M = 0,84...0,88$ при средних высотах полета 11 км, то есть освоены довольно высокие дозвуковые скорости полета.

Для достижения максимальных дальностей полета крейсерские скорости немного снижаются до 800...880 км/ч. Соотношение рейсовой и крейсерской скоростей в значительной мере зависит от дальности полета. При крейсерской скорости в 850 км/ч и дальности полета 5000 км рейсовая скорость будет 780 км/ч, а при дальности полета 2500 км еще меньше 725 км/ч.

Для решения проблем экономичности необходимо создание сверхзвуковых пассажирских самолетов с крейсерской скоростью, соответствующей $M = 2,2 \dots 2,5$, с крейсерским аэродинамическим качеством, повышенным на 40-50 %, уменьшенной на 15-20 % массой пустого самолета и увеличенной в 1,52 раза топливной эффективностью. При этом следует иметь в виду, что топливная эффективность в большой мере зависит от экономичности двигателей, то есть от удельного расхода топлива на крейсерских режимах полета

9.3. Уменьшение расходов на эксплуатацию

Расходы топлива на полет могут быть критерием эффективности самолета. В связи с этим рассмотрим топливную эффективность, которая является важной частью экономичности пассажирского самолета. Топливная эффективность определяется по формуле, г/пас.км:

Топливная эффективность определяется по формуле, г/пас.км:

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

Видно, что кроме рассмотренных выше путей развития пассажирских самолетов (увеличение коммерческой нагрузки и рейсовой скорости), важны и такие направления:

- уменьшение взлетной массы самолета m_0 ;
- увеличение аэродинамического качества $K_{\text{крейс}}$;
- уменьшение удельного расхода топлива двигателей, установленных на самолете $C_{p_{\text{крейс}}}$.

Проблема снижением массы конструкции успешно решается за счет:

- выбора оптимальных конструктивно-силовых схем агрегатов и использования более совершенных методов расчетов конструкции на прочность;
- применения новых, более прочных материалов или материалов с большим сопротивлением повреждению от усталости (алюминиево-литиевых сплавов, композиционных материалов).

Уменьшение массы конструкции самолета возможно и за счет применения автоматических систем управления, предназначенных для уменьшения эксплуатационных перегрузок при действии вертикальных порывов воздуха и выполнении маневров во время полета.

Увеличение аэродинамического качества самолета возможно тремя путями:

- проектно-конструкторским;
- производственно-технологическим;
- эксплуатационным.

В эксплуатационном плане речь идет о сохранении высокого аэродинамического качества самолета на протяжении его жизненного цикла сохранением высокого качества обтекаемой поверхности воздушным потоком. Этому способствуют чистота поверхности - без пыли, насекомых, капель воды, покрытие поверхности стойкими красками против механических повреждений, стойких противокислотных и щелочных

2. ПРАКСЕОЛОГИЧЕСКИЙ МЕТОД ПРОЕКТИРОВАНИЯ МОДИФИЦИРОВАННЫХ САЛОНОВ БАЗОВЫХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ

2.1. ПРАКСЕОЛОГИЧЕСКИЙ ПОДХОД (З. Васютинский, В. Гаспарский) ПО ОЦЕНКЕ ИНЖЕНЕРНЫХ ОБЪЕКТОВ

Определяющий показатель эффективности авиаперевозок в условиях конкуренции

$$\bar{\eta} = \frac{\eta_{\text{mod}}^2}{\eta_{\text{баз}}^2} = \frac{П}{(C_{\text{mod}} + C_{\text{mod}}^2) \cdot \eta_{\text{mod}}^2} > 1 \quad (1)$$

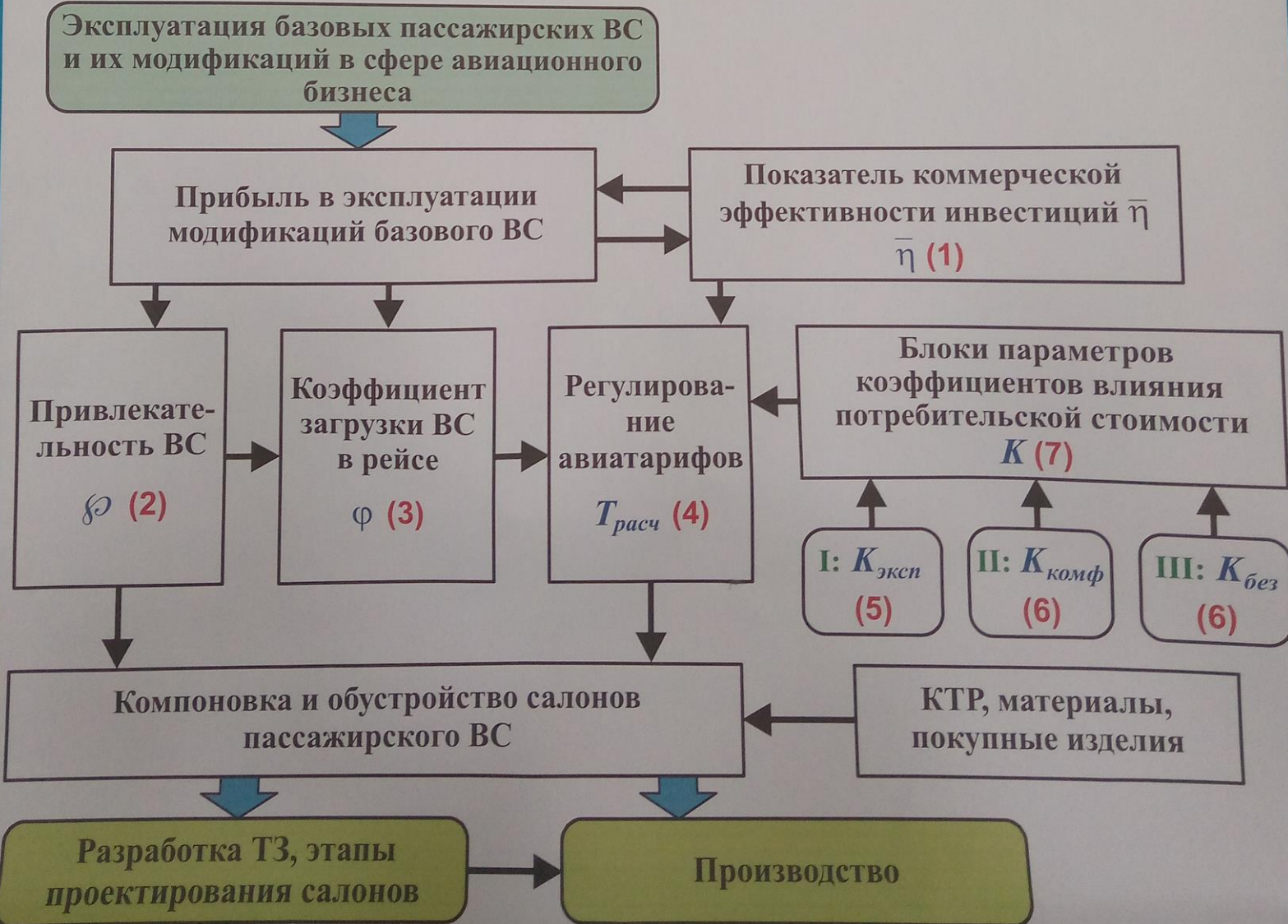
где $\eta_{\text{mod}}^2, \eta_{\text{баз}}^2$ - показатели коммерческой эффективности инвестиций для модифицированного и базового ВС; $П$ - прибыль в эксплуатации модифицированного ВС; C_{mod} - рыночная цена модифицированного ВС; C_{mod}^2 - себестоимость пассажирских перевозок.

Праксеологические оценки универсальной эффективности КТР:

- ◆ качество результата $\sigma_W = W/C$ ◆ результативность $\sigma_R = R/C$
- ◆ рассогласование: • результата $\delta_W = W - C$; • результативности $\delta_R = R - C$
- ◆ полезность результата $\chi = W - N$ ◆ экономичность результата $\bar{\eta} = W/N$

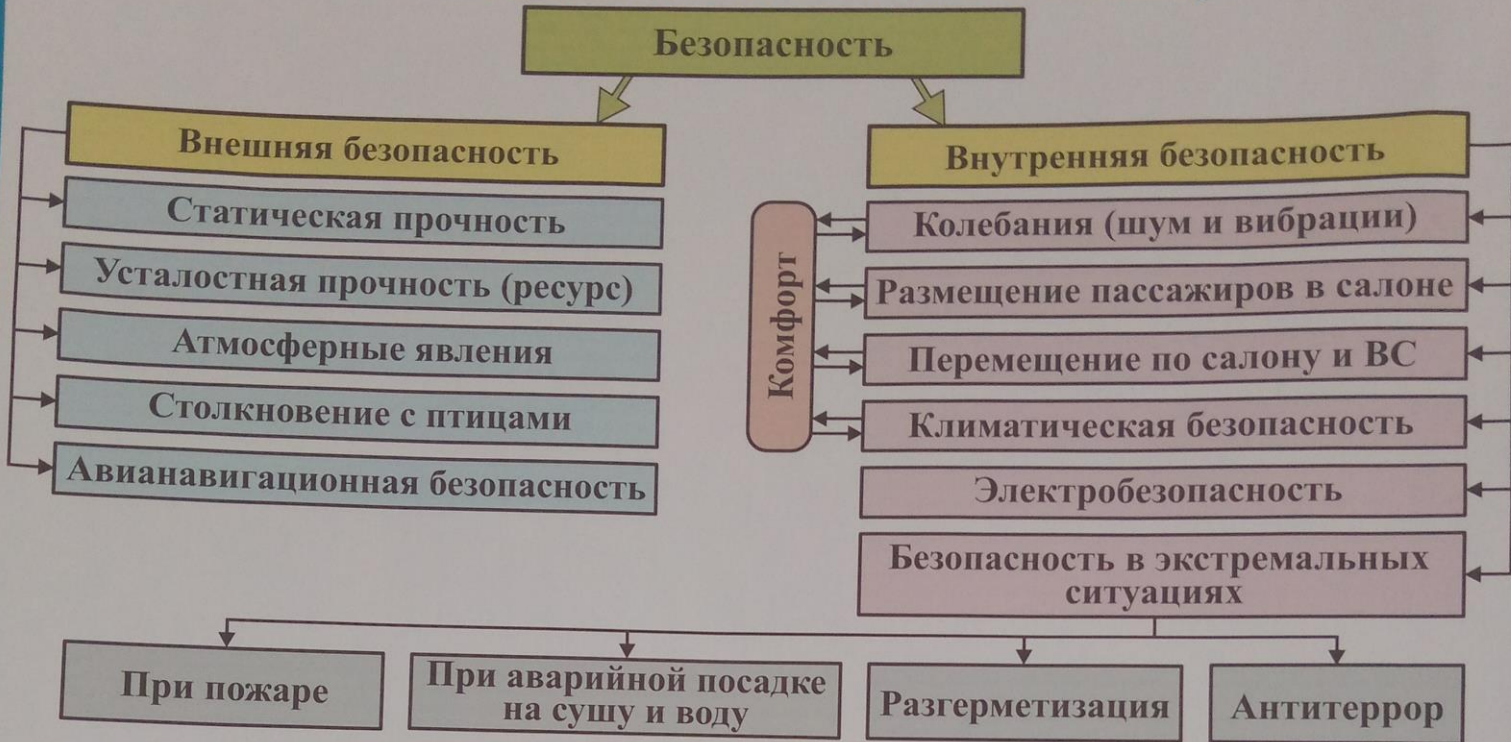
где W - полезный результат (проектирование и изготовление объекта); R - реализованное в результате создания объекта (салона); N - затраты на реализацию действия (объем ресурсов израсходованных на достижение W); C - цель действия, отвечающая требованиям ТЗ.

Схема праксеологического метода проектирования и обустройства салонов модификаций базового ВС



2.2. СИНТЕЗ КОЛИЧЕСТВЕННЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ КТР ВНУТРЕННЕЙ БЕЗОПАСНОСТИ ПАССАЖИРОВ

Блок-схема составляющих КТР безопасности пассажиров ВС



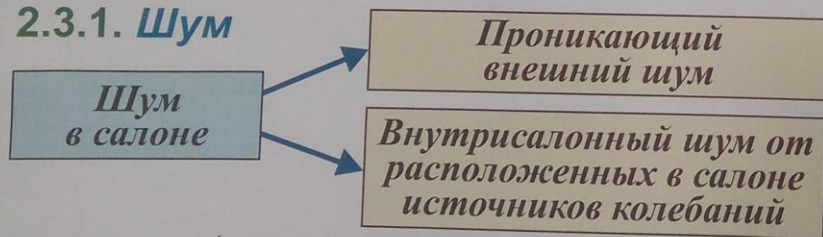
Представление параметров факторов внутренней безопасности, определяющих КТР компоновки и обустройства салона, в безразмерном каноническом виде:

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

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 ПАССАЖИРОВ

2.3.1. Шум



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

$$L_{ш} = 20 \lg \frac{v \cdot A}{v_0 \cdot A_0} - \text{уровень шума в дБ;}$$

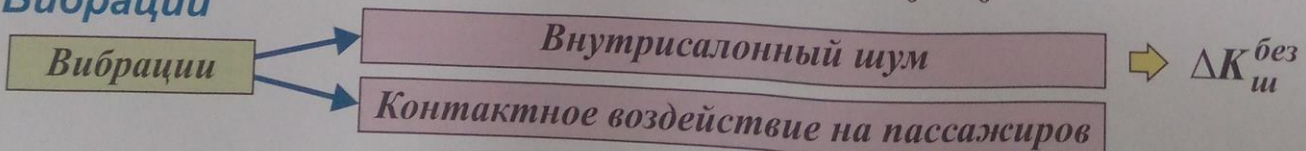
v, A - частота и амплитуда звуковых колебаний;

v_0, A_0 - тоже, соответствующее порогу слышимости («нулевому» уровню громкости).

Тогда

$$\Psi_{ш} = \lg \frac{v^{баз} \cdot A^{баз}}{v_0 \cdot A_0} / \lg \frac{v^{мод} \cdot A^{мод}}{v_0 \cdot A_0} \quad (11)$$

2.3.2. Вибрации



Параметры контактного воздействия вибраций:

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

♦ 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) 5

♦ колебательная энергия, поглощаемая телом пассажира $Q_{кэ}$: $Q_{кэ} = 20 \lg \frac{v \cdot A}{v_0 \cdot A_0} S \cdot \tau$ (14)

где S - площадь контакта, τ - время вибровоздействия.

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

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

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

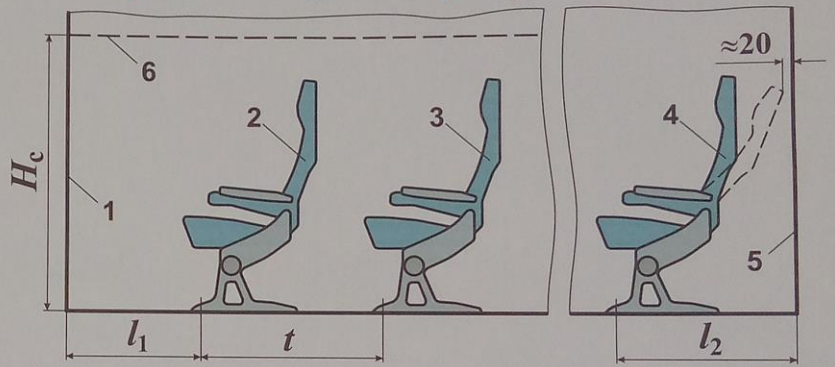
2.4. КТР ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ РАЗМЕЩЕНИЯ ПАССАЖИРОВ В САЛОНЕ

Схема установки пассажирских сидений относительно передней и задней перегородок салона

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

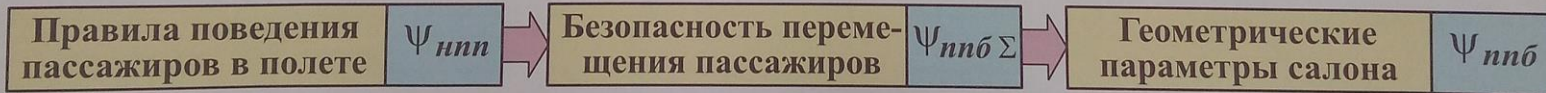
где t_{min} , l_{1min} , l_{2min} , H_{cmin} - min значения параметров для класса салона R .

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



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

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

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

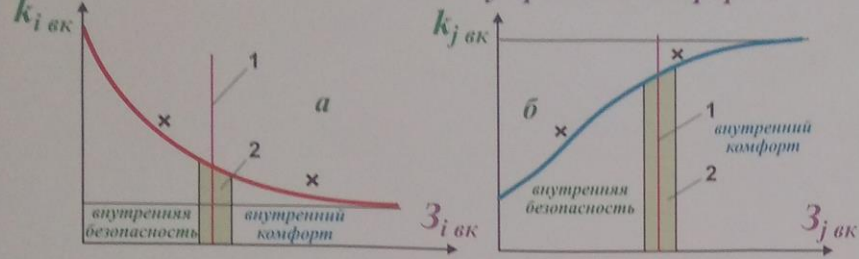
Число сидений в ряду	Число и тип блоков	Ширина прохода, мм	Ширина фюзеляжа в зоне сидений или его диаметр, мм	Диаметр фюзеляжа у конкретных пассажирских самолетов, мм
3	1+2	510	2380	-
4	2+2	510	2870	Ту-124, Ту-134 - 2900
5	2+3	510	3360	Ту-104, Ил-18 - 3500
6	3+3	510	3850	Ту-154, Ил-62 - 3800
7	2+3+2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

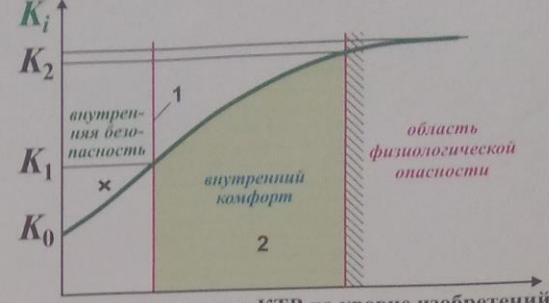
- ♦ эмоционально-психологический характер комфорта
- ♦ взаимосвязь внутреннего комфорта и безопасности (бифункциональный характер)

Кривая плавного перехода составляющей внутренней безопасности в область внутреннего комфорта



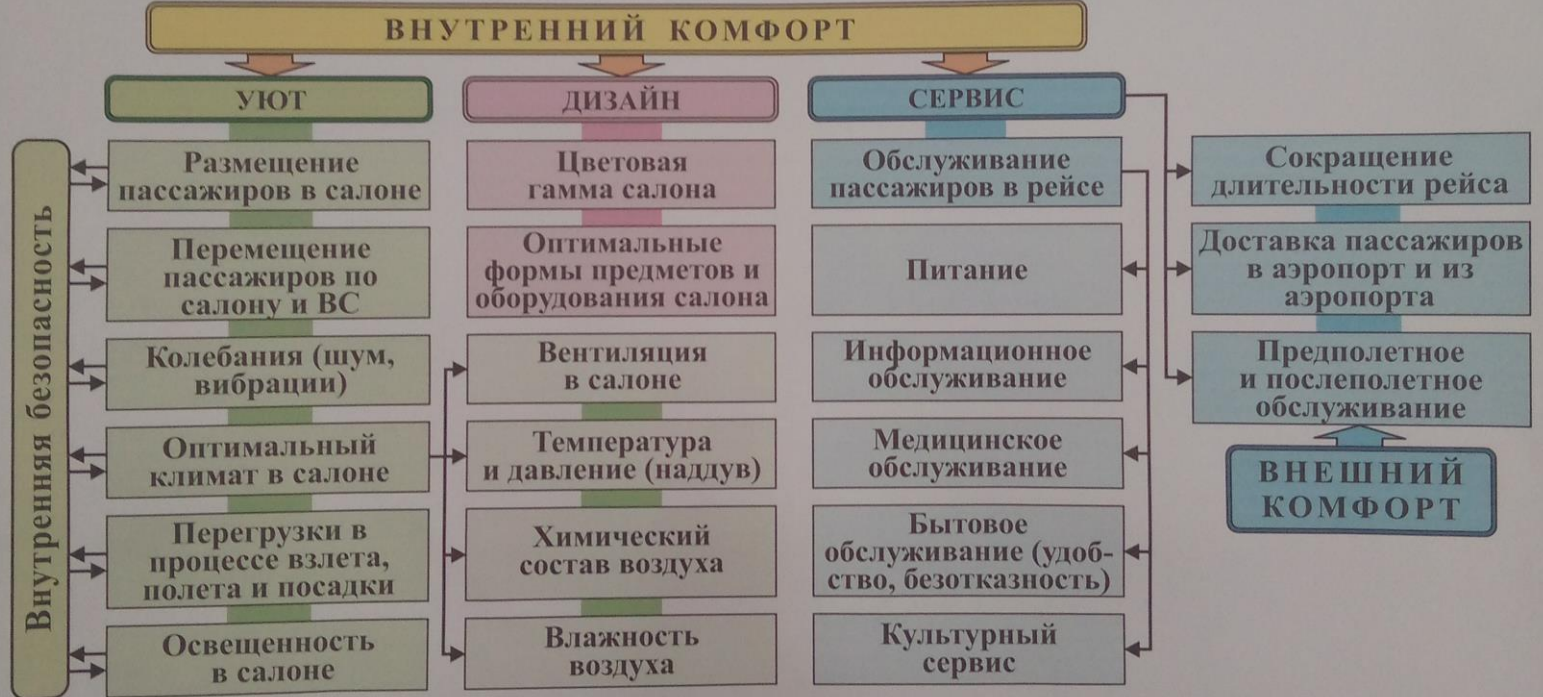
а - монотонно снижающаяся функция (вибрации, шум); б - монотонно возрастающая функция (размещение пассажиров в салоне); x - точки, соответствующие КТР на уровне изобретений; 1 - граница раздела функций безопасности и комфорта, регламентированная ТЗ; 2 - область физической размытости границы раздела функций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

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 бортировщиков	80 / 85		

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

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

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

где U - объем салона на 1 пассажира; $0,9 \leq \alpha_3 \leq 1$

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.

4. РАЗРАБОТКА ЭФФЕКТИВНЫХ КТР ЗВУКОИЗОЛЯЦИИ САЛОНОВ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ПАССАЗИРСКИХ САМОЛЕТОВ И ИХ МОДИФИКАЦИЙ

Общий подход к синтезу КТР ТЗИ - экспериментально-практикологический.

Характеристика исследуемых ТЗМ

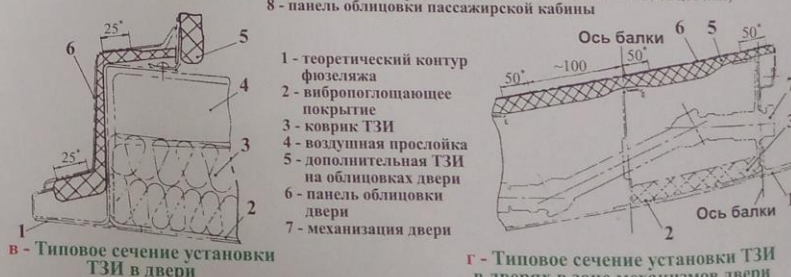
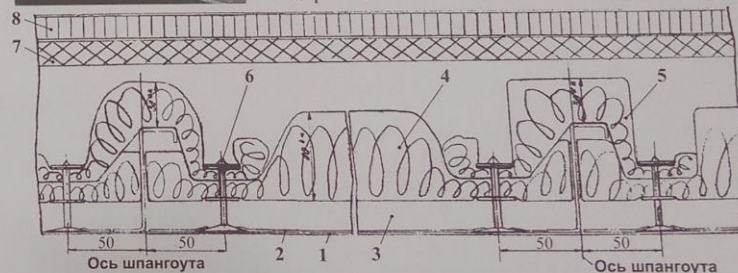
№ п/п	Обозначение материала	Толщина		Поверхностная масса, кг/м ²	Плотность, кг/м ³	Примечание
		Заготовка, мм	Фактич., мм			
1	Файрест 1-35СС ТУ УОП13-0281041-321-91, Украина	35	30	0,450	10,3	Теплопроводность 0,055 Вт/мк Стекло-ткань, 2 сл. 0,135 кг/м ²
2	Файрест 1-70СС ТУ УОП13-0281041-321-91, Украина	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 Стекло-ткань, 2 сл. 0,165 кг/м ²
5	АТМ-1МФ-60СС ТУ 21-5328981-19-97, Россия	60	50	0,705	9,0	
6	Мс8-4625В-GR Ф. «Tex Tech», США	15,24	16	0,64	40,0	Пленка виниловая л. 2,0
7	Мс8-4625В/EAR Ф. «Tex Tech», США		18,0	1,32		
8	ВWT-30 Ф. «ВWT», Англия	35	30	0,74	15,14	Масса указана без пленки
9	ВWT-30 Ф. «ВWT», 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 $H_{сгр} = 25$ 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



Варианты типовых КТР ТЗМ



Образец ТЗИ



АТМ-1МФ-30СС

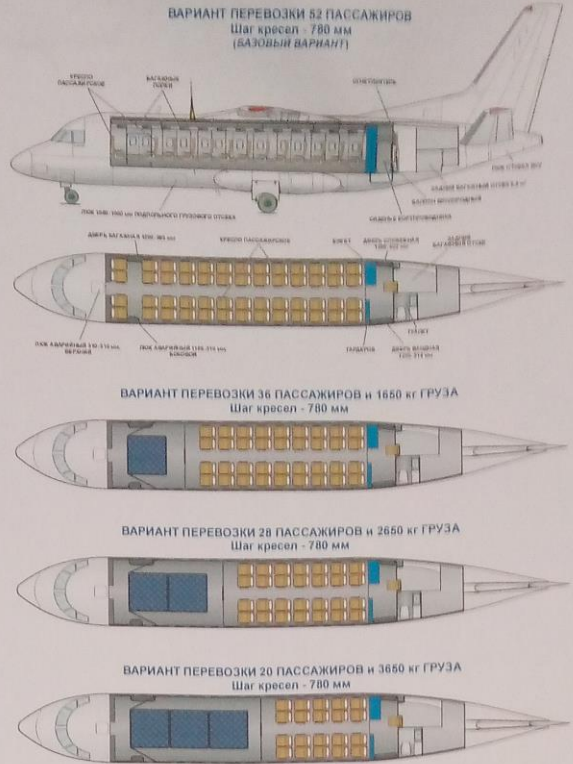
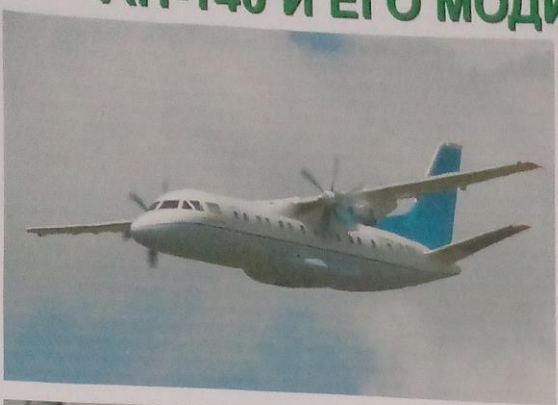


МС8-4625В-GR



ВWT

ОЦЕНКА ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ВНЕШНЕЙ 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

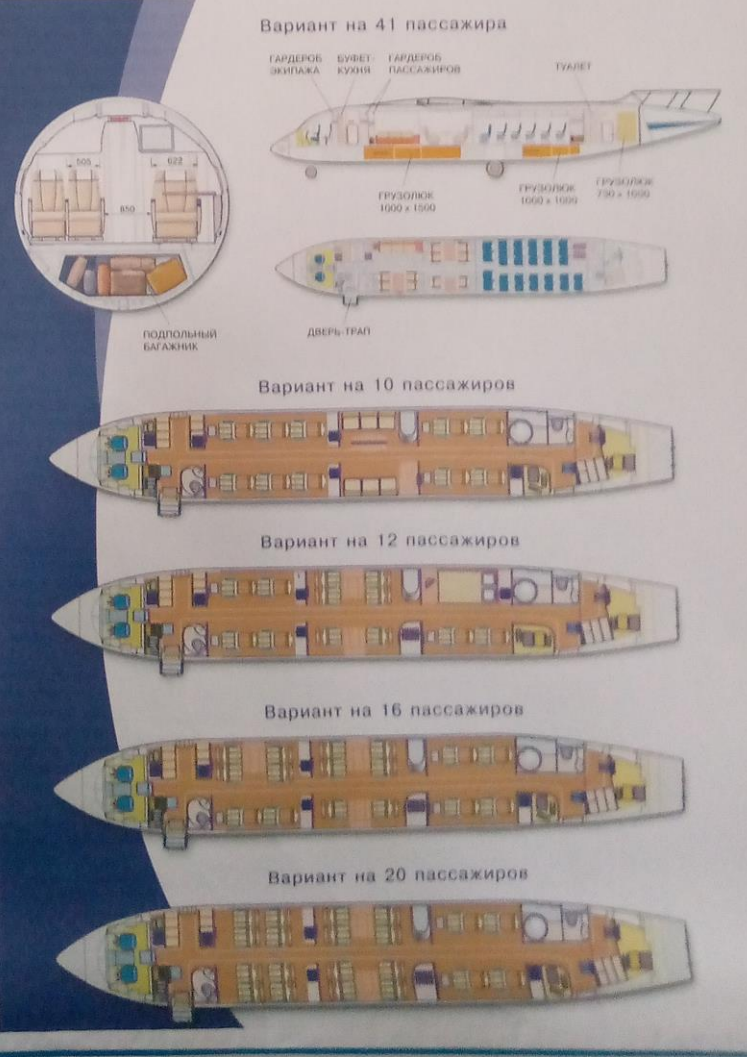
Перспективные компоновки пассажирских салонов модификаций самолета Ан-148 VIP класса



Размещение кресел в пассажирском салоне эконом класса



Размещение кресел в пассажирском салоне бизнес класса



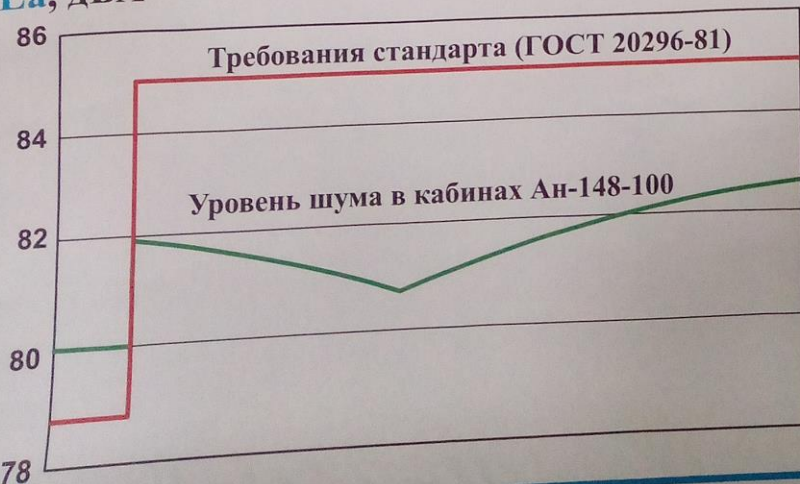


Уровни шума в салонах семейства самолетов Ан-148-100 и на местности

График уровней шума в кабинах семейства самолетов Ан-148-100

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

La, дБА



Нормы главы 3 ICAO

Нормы главы 4 ICAO

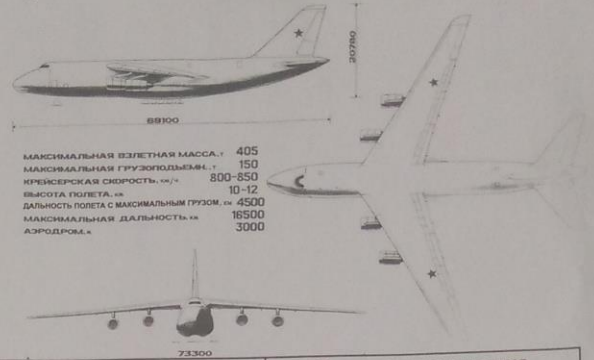
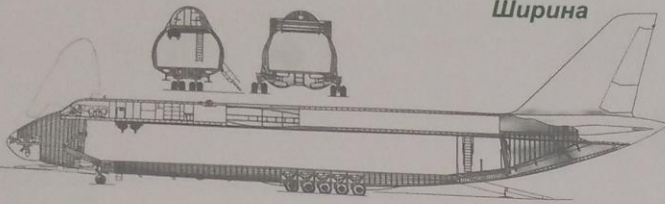
■ - запасы относительно норм главы 4 (сумма по трем точкам)

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ

Целевая комплексная программа обеспечения высокого научнотехнического уровня совершенства и эффективности самолета была разработана и реализована путем создания дальнего транспортного самолета Ан124.

ГАБАРИТЫ ГРУЗОВОЙ КАБИНЫ

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

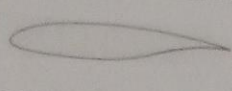


МАКСИМАЛЬНАЯ ВЗЛЕТНАЯ МАССА: 405
МАКСИМАЛЬНАЯ ГРУЗОПОДЪЕМНОСТЬ: 150
КРЕСЛОМАСЛОСОБОРНОСТЬ: 800-850
ВЫСОТА ПОЛЕТА: 10-12
ДАЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА С МАКСИМАЛЬНЫМ ГРУЗОМ: 4500
МАКСИМАЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ АЭРОДРОМ: 16500
3000

Аэродинамика	Прочность	Весовое совершенство (конструкция, материалы технология)	Силовая установка
<ul style="list-style-type: none"> Повышение уровня КРЕЙС с 14...15 до 17.5... 18.5(на ~20%) Разработка компоновки с механизацией при $K_{вэл} = 10,5...11,0$; $C_{УБЕЗ} = 1,5...1,6$; $C_{УМАХ} \approx 2,7$ 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 ($C = 15\%$; $\Delta K = 0,9$) Толстое стреловидное крыло большого удлинения со сверхкритическими профилями ($\lambda = 8,4$; $\Delta K = 0,9$) Компоновка с малыми запасами статической устойчивости ($m_z^{c_y} \approx 0,03$; $\Delta K = 0,5$) 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 40000ч (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 технологические процессы 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 ($m_{м} = 5500$ кг; $m_{констр} = -1800$ кг) Материалы с повышенными механическими свойствами - 1420, Д16Т; В95; В93ТЗ; 1161Т; 1933ТЗ; 1973ТЗ ($m_{констр} = -1500$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"> $C_R \leq 0,57...0,59$ кг топлива даН тягу · ч (повышение технического уровня на 15%) $\leq 0,18$ кг топлива (повышение технического уровня на 10%) $R_{вэл} = 23000...25000$ даН (кгс) Обеспечение устойчивости и акустической стойкости при высоких параметрах цикла $T_{ЦК} = 27$; $T = 1600K$ 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>Наробота 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

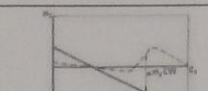
СИСТЕМЫ САМОЛЕТА	ЭЛЕКТРОНИКА	ЭКСПЛУАТАБЕЛЬНОСТЬ, НАДЕЖНОСТЬ, БЕЗОПАСНОСТЬ
<p>Разработка основных систем и комплексов, обеспечивающих надежное и безопасное функционирование уникального по размерности самолета:</p> <ul style="list-style-type: none"> системы управления при малой статической устойчивости комплекса гидравлики на ~1000 л.с. комплекса энергоснабжения системы кондиционирования и надува 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. лаборатории - отлажены и доведены до рабочего состояния ~40% алгоритмов и технические характеристики РЛС на опытном самолете - испытано и доведено 30% изделий и систем общего применения 	<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

Основные особенности самолета Ан-124 7.2

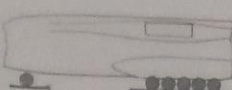


Суперкритический профиль

- высокое аэродинамическое качество $K_{\sim 18}$
- увеличение относительной толщины и снижение веса

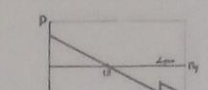


Автоматическая система улучшения устойчивости **СУУ**




Многоопорное шасси с приседанием

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



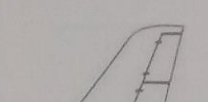
Ограничитель предельных режимов (ОПР-)

- 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



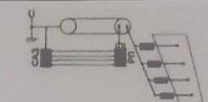
Секционирование управляющих поверхностей

- 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



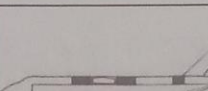
4-канальная система управления самолетом

- обеспечение безопасности полета



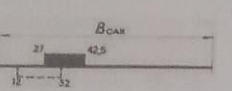
Два грузовых люка фюзеляжа

- 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

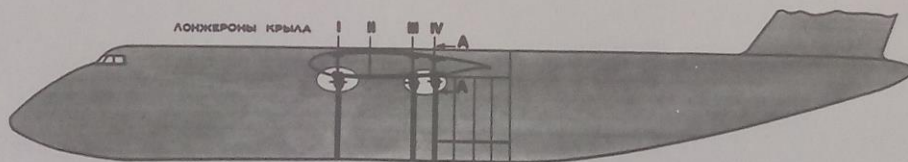
- уменьшение площади Г.О.
- уменьшение веса самолета
- повышение качества



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



А-А

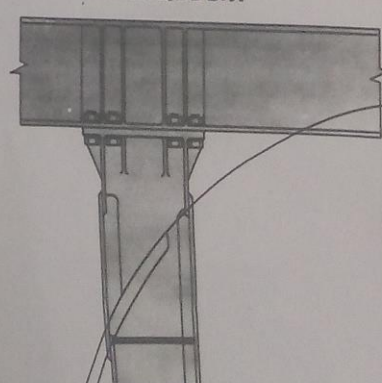
УГЛОВЫЕ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ КРЫЛА ($\alpha_{изг.кр}$) НЕ ПЕРЕДАЮТСЯ НА ШПАНГОУТЫ ФЮЗеляЖА

ЖЕСТКИЕ СТЫКИ

СРЕЗНОЙ



ФЛАНЦЕВЫЙ



УГЛОВЫЕ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ КРЫЛА ($\alpha_{изг.кр}$) ПЕРЕДАЮТСЯ НА ШПАНГОУТЫ ФЮЗеляЖА, ВЫЗЫВАЯ В НИХ ЗАМЕЧАТЕЛЬНЫЕ (30...50%) 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

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 СИСТЕМ 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;

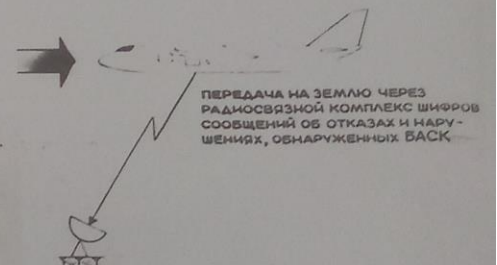
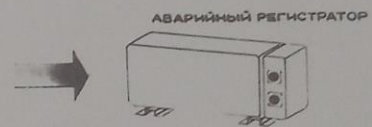
СПЕЦИАЛЬНЫЕ ЗАДАЧИ:

- 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 1975г.	ТРУДОЕМКОСТЬ, ЧЕЛ.Ч	ТЕХНИЧЕСКИЙ ЭКИПАЖ, ЧЕЛ.	ПРОДОЛЖИТЕЛИ ПОДГОТОВКИ, ЧЕЛ.	ДАННЫЕ 1980г.	
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

ИНСТРУМЕНТ

К П А

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

по продолжительности, трудоемкости, численности