

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ ТА НАУКИ УКРАЇНИ
Національний авіаційний університет
Кафедра конструкції літальних апаратів

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри, к.т.н., доцент
_____ Святослав ЮЦКЕВИЧ
«__» _____ 2024 р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА
ЗДОБУВАЧА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ
«БАКАЛАВР»

Тема: «Перекомпонування пасажирського літака загального призначення в транспортний варіант спеціального функціонування»

Виконала: _____ **Альона БУБЛІЙ**

Керівник: к.т.н., доц. _____ **Михайло СВИРИД**

Нормоконтролер: к.т.н., доц. _____ **Сергій ХИЖНЯК**

Київ 2024

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Аерокосмічний факультет
Кафедра конструкції літальних апаратів
Освітній ступінь «Бакалавр»
Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
Освітньо-професійна програма «Обладнання повітряних суден»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри, к.т.н, доцент

_____ Святослав ЮЦКЕВИЧ

« ___ » _____ 2024 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи здобувача вищої освіти

БУБЛІЙ АЛЬОНА ІВАНІВНА

1. Тема роботи: «Перекомпонування пасажирського літака загального призначення в транспортний варіант спеціального функціонування», затверджена наказом ректора від 15 травня 2024 року № 794/ст.
2. Термін виконання роботи: з 20 травня 2024 р. по 11 червня 2024 р.
3. Вихідні дані до роботи: вага літака становить 19.6 тонн, екіпаж складається з 2 пілотів та 4 членів екіпажу, пасажиромісткість літака становить 176 місць. Навантаження на крило становить 626 кН/м², середня крейсерська якість дорівнює 17.78. Дальність польоту з максимальним комерційним навантаженням складає 6500 км. Крейсерська швидкість літака становить 842 км/год, а економічна крейсерська швидкість дорівнює 897 км/год. Тягозабезпеченість літака становить 33 кН/кг.
4. Зміст пояснювальної записки: вступ, основна частина, що включає аналіз літаків-прототипів і короткий опис проектного літака, обґрунтування вихідних даних для розрахунку, розрахунок основних льотно-технічних та геометричних параметрів літака, компоновання пасажирської кабіни, розрахунок центрування літака, переобладнання пасажирського літака у вантажну версію.

5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу: загальний вигляд літака (A1×1), компоувальне креслення фюзеляжу (A1×1), креслення переобладнаної версії літака з необхідними модифікаціями (A1×1).

6. Календарний план-графік:

№	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Вибір вихідних даних, аналіз льотно-технічних характеристик літаків-прототипів.	20.05.2024–21.05.2024	
2	Вибір та розрахунок параметрів проектного літака.	22.05.2024–23.05.2024	
3	Виконання компоування літака та розрахунок його центрування.	24.05.2024–25.05.2024	
4	Розробка креслень по основній частині дипломної роботи.	26.05.2024–27.05.2024	
5	Огляд літератури за проблематикою роботи.	28.05.2024–29.05.2024	
6	Розробка креслень по спеціальній частині дипломної роботи.	30.05.2024–31.05.2024	
7	Оформлення пояснювальної записки та графічної частини роботи.	01.06.2024–02.06.2024	
8	Подача роботи для перевірки на плагіат.	03.06.2024–06.06.2024	
9	Попередній захист кваліфікаційної роботи.	07.06.2024	
10	Виправлення зауважень. Підготовка супровідних документів та презентації доповіді.	08.06.2024–10.06.2024	
11	Захист дипломної роботи.	11.06.2024–16.06.2024	

7. Дата видачі завдання: 20 травня 2024 року

Керівник кваліфікаційної роботи _____ Михайло СВІРИД

Завдання прийняв до виконання _____ Сергій ХИЖНЯК

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка кваліфікаційної роботи бакалавра «Перекомпонування пасажирського літака загального призначення в транспортний варіант спеціального функціонування»

84 с., 15 рис., 14 табл., 33 джерела

Ця кваліфікаційна робота зосереджена на розробці попереднього проекту перекомпонування пасажирського літака загального призначення в транспортний варіант спеціального функціонування, що відповідає міжнародним стандартам льотної придатності, безпеки, економічності та надійності.

У дослідженні застосовувалися методи аналітичного розрахунку, комп'ютерного проектування з використанням систем CAD/CAM/CAE.

Практичне значення результатів цієї кваліфікаційної роботи полягає у переобладнанні пасажирського літака загального призначення в транспортний варіант спеціального функціонування, що сприятиме оптимізації процесу завантаження літака, підвищенню його ефективності та полегшенню роботи персоналу.

Матеріали кваліфікаційної роботи можуть бути використані в навчальному процесі та в практичній діяльності конструкторів спеціалізованих проектних установ.

ЛІТАК, АВАНПРОЕКТ ЛІТАКА, КОМПОНУВАННЯ ПАСАЖИРСЬКОЇ КАБІНИ, ЦЕНТРУВАННЯ ЛІТАКА, ПЕРЕКОМПОНУВАННЯ ПАСАЖИРСЬКОГО ЛІТАКА В ТРАНСПОРТНИЙ ВАРІАНТ СПЕЦІАЛЬНОГО ФУНКЦІОНУВАННЯ.

Формат	№	Позначення	Найменування	Кількість аркушів	Примітка	
			<u>Документація загальна</u>			
A4	1	НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ТЗ	Завдання	2		
	2	НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ВЗ	Вузькофюзеляжний ре- активний пасажирський літак	2		
A1		Аркуш 1	Загальний вид			
A1		Аркуш 2	Схема фюзеляжу			
A4	3	НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Перекомпонування пасажирського літака загального призначення в транспортний варіант спеціального функціонування	84		
			<i>НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ТП</i>			
Зм.	Аркуш	№ Документа	Підпис	Дата		
Розробив		<i>Бублій А.І.</i>			Літера	
Керівник		<i>Михайло Свирид</i>			Аркуш	
					1	
					Аркушів	
					1	
Затвердив		<i>Сергій Хижняк</i>			Відомість проекту <i>НН АКІ 401</i>	

ЗМІСТ

СТАТИСТИЧНІ ДАНІ.....	3
КОРОТКИЙ ТЕХНІЧНИЙ ОПИС	5
1. КОМПОНУВАННЯ ЛІТАКА.....	7
1.1. Загальні положення.....	7
1.2. Аеродинамічне та об'ємно-масове компонування	8
1.2.1. Пасажирське обладнання	9
1.2.2. Кабіна екіпажу.....	16
1.2.3. Вантажні відсіки.....	16
1.2.4. Кухні та буфети	12
1.2.5. Гардероби	13
1.2.6. Туалетні приміщення	19
1.2.7. Нормальні, аварійні виходи та аварійні засоби покидання літака	20
1.3. Конструктивно -силове компонування	19
1.4. Вибір та обґрунтування схем компонування.....	26
Висновок до розділу 1	28
2. ВИЗНАЧЕННЯ ОСНОВНИХ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ	
КОМПОНУВАННЯ ЛІТАКА.....	29
2.1. Визначення геометричних параметрів крила	29
2.2. Компонування пасажирської кабіни	31
2.3. Розрахунок розподілу аварійних виходів уздовж фюзеляжу	29
2.4. Вимоги CS-25	36
2.5. Кабіна екіпажу.....	37
2.6. Вантажні відсіки.....	38
2.7. Кухні та буфети	45

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ				
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата	Зміст	Лист	Листів		
Розробив		Бублій А.І.				1	2		
Перевірів		Михайло Свирид							
Затвердив		Сергій Хижняк				НН АКІ 401			

2.8. Гардероби	46
2.9. Туалетні приміщення	47
2.10. Розрахунок основних параметрів і компоновання шасі.....	49
2.11. Компоновання і розрахунок основних параметрів оперення	51
2.12. Розташування аварійного обладнання	57
Висновок до розділу 2	59
3. ЦЕНТРІВКА ЛІТАКА.....	60
Висновки до розділу 3	78
ВИСНОВКИ	79
СПИСОК ЛІТЕРАТУРНИХ ДЖЕРЕЛ.....	85

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ			
<i>Зм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>	Зміст		<i>Лист</i>	<i>Листів</i>
<i>Розробив</i>	<i>Бублій А.І.</i>							
<i>Перевірів</i>	<i>Михайло Свирид</i>						2	2
<i>Затвердив</i>	<i>Сергій Хижняк</i>						НН АКІ 401	

СТАТИСТИЧНІ ДАНІ

Найменування і розмірність	B720B	B737	Проектований літак
Макс. платне навантаження, кг	19600	12000	18374,4
Екіпаж, чоловіків	3+4	3+4	2+4
Пасажирських місць	114	189	176
Навантаження на крило, кН/м ²	3,5	6,3	6,26
Середня крейсерська якість	12	15	17,78
Дальність польоту з тнх тах, км	6690	5765	6500
Діапазон крейсерських висот, км	11,7	12,5	10,5
V _{кр тах/Н} , км/г/км	983	852	842
V _{кр екон/Н} , км/г/км	897		
Тягозабезпеченість, кН/кг	2,5	3	3,3
Дані силової установки			
Кількість і тип двигунів	4	2	2
Злітна тяга, кН	62	133	133
Крейсерська тяга, кН	40	80	80
Питома витрата палива зльотна, кг/кН (кВт)	39	39	37,295
Питома витрата палива крейсерська, кг/кН	62	61	59,278
Ступінь підвищення тиску	30	28	28
Ступінь двоконтурності	4,5	5	5
Злітно-посадові характеристики			
Клас аеродрому базування	Б	А	А
Швидкість заходу на посадку, км/год	258,39		260,61
Посадкова швидкість, км/год	243,39		249,29
Швидкість відриву, км/год	291,22		290,88
Довжина розгону, м	1448		1606
Довжина пробігу, м	801		906
Дистанція злітна, м	1920		2015
Дистанція посадкова, м	1322		1300

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ			
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата				
Розробив	Бублій А.І.							
Перевірив	Михайло Свирид							
Статистичні дані					Лист		Листів	
					3		2	
					НН АКІ 401			
Затвердив	Сергій Хижняк							

Основні геометричні параметри	B720B	B737	ОЛ1
Розмах крила, м	39,88	35,9	38,02
Стрілоподібність по 1/4 хорд, град	28	25	25
Середня геометрична хорда, м	4,63	4,2	4,236
Подовження крила	7,04	9,2	10,2
Звуження крила	3	3,7	3,7
Довжина фюзеляжу, м	41,68	39,5	39,48
Діаметр фюзеляжу, м	4,04	3,76	
Подовження фюзеляжу	9,83	10,5	10,5
Ширина пасажирської кабіни, м	3,84	3,54	3,56
Довжина пасажирської кабіни, м	30	30	30
Висота кабіни, м	2	2,2	2,1
Об'єм кабіни, м ³	700	700	700
Об'єм вантажного приміщення, м ³	100	100	100
Крок крисел, м	860	740	810
Ширина проходу, м	0,5	0,38	0,4
Розмах ГО, м	10	13	13
Стрілоподібність ГО по 1/4 хорд, град	35	30	30
Відносна площа ГО, %			
Подовження ГО	4,469	4,36	4,36
Звуження ГО	3	3	3
Відносна площа РВ, %			
Висота ВО, м	4	5,03	5,03
Стрілоподібність ВО по 1/4 хорд, град	38	35	35
Відносна площа ВО, %			
Подовження ВО	1,45	1,456	1,456
Звуження ВО	3,1	3,1	3,1
Відносна площа РН, %			
База шасі, м	13,02	13,52	13,52
Коля шасі, м	6,32	6,2	6,2

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ			
<i>Зм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>				
<i>Розробив</i>	<i>Бублій А.І.</i>						<i>Лист</i>	<i>Листів</i>
<i>Перевірів</i>	<i>Михайло Свирид</i>						4	2
<i>Затвердив</i>	<i>Сергій Хижняк</i>				Статистичні дані			
					НН АКІ 401			

КОРОТКИЙ ТЕХНІЧНИЙ ОПИС

Призначення

Проектований літак вузькофюзеляжний двомоторний турбореактивний пасажирський літак. Місткість салону лайнера становить 176 чоловік залежно від модифікації. Максимальна дальність польоту з максимальним комерційним навантаженням - 6500 км.

Особливістю лайнера є економічність та екологічність, за рахунок використання нових турбореактивних двигунів.

Таких параметрів вдалось здобути завдяки збільшенню аеродинамічної якості літака. У новому літаку покращене обтікання фюзеляжу, за рахунок використання рівномірного звуження носової частини. За рахунок використання композитних матеріалів, тиск в кабіні вдалось зменшити до більш комфортних умов, які відповідають таким на висоті =2400 м. ОЛІ виконаний за схемою суцільнометалевого вільно несучого чотиримоторного вузько фюзеляжного низькоплану зі стрілоподібним крилом і вертикальним оперенням.

Конструкція фюзеляжу істотно змінена для підвищення його надійності, забезпечення безпеки при пошкодженні, зменшення швидкості росту тріщин, забезпечення заданого ресурсу, зниження маси і поліпшення якості зовнішньої поверхні. Різна компоновка пасажирського салону передбачає місткість від 90 до 176 осіб.

					<i>НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ</i>					
<i>Зм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>	<i>Короткий технічний опис</i>			<i>Лист</i>	<i>Листів</i>	
<i>Розробив</i>	<i>Бублій А.І.</i>								<i>5</i>	<i>2</i>
<i>Перевірів</i>	<i>Михайло Свирид</i>									
<i>Затвердив</i>	<i>Сергій Хижняк</i>									
<i>НН АКІ 401</i>										

Гермокабіна вентиляційного типу. Зменшений ризик реверсу елеронів, якому часто піддаються крила з великою стрілоподібністю. Зменшена посадкова дистанція (з 3,3 км до 2,2 км), що сприяє посадці літака на аеродроми ВПП яких відповідає А класу.

Технічний опис

Літак ОЛ1 виконаний по типу класичної аеродинамічної компоновки, схема розміщення крила –низькоплан, фюзеляж має конструктивно-силову схему – напівмонокок. ОЛ1 може використовуватись на маршрутах середньоїта дальньої протяжності, має сучасні засоби аеронавігації.

Конструктивно літак поділяється на наступні частини:

- крило кесонного типу (дво-лонжеронне);
- фюзеляж (що включає в себе гермокабіну для екіпажу та пасажирів);
- горизонтальне та вертикальне оперення;
- силову установку з ТРДД;
- шасі.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ			
<i>Зм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>			<i>Лист</i>	<i>Листів</i>
<i>Розробив</i>	<i>Бублій А.І.</i>						6	2
<i>Перевірів</i>	<i>Михайло Свирид</i>							
<i>Затвердив</i>	<i>Сергій Хижняк</i>				Короткий технічний опис		НН АКІ 401	

1. КОМПОНУВАННЯ ЛІТАКА

1.1. Загальні положення

Компонування літака передбачає просторове розташування таких частин, як крила, двигуни та обладнання фюзеляжу, для досягнення економічної ефективності. Він включає аеродинамічні, об'ємно-масові та конструктивно-силові процеси. Проблеми виникають через суперечливі вимоги, наприклад, баланс між простотою обслуговування та міцністю конструкції. Дизайнери часто адаптують перевірені рішення з попередніх літаків і поєднують функції в структурних елементах, щоб зменшити вагу та збільшити внутрішній простір. Приймаючи компромісні рішення та використовуючи інноваційні підходи до проектування, компонування літака може оптимізувати продуктивність і функціональність, відповідаючи різноманітним вимогам.

При розробки конструктивно-силової схеми літака повинні реалізовуватися наступні підходи:

– передача та урівноваження засереджених навантажень по конструктивним елементам повинна здійснюватися по можливості за найкоротшим шляхом;

– передачу згинальних моментів бажано здійснювати по можливо більшій будівельній висоті, а крутні моменти – по замкнутому контуру можливо більшій площі.

					<i>НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ</i>					
<i>Зм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>			<i>Лист</i>	<i>Листів</i>		
<i>Розробив</i>		<i>Бублій А.І.</i>			<i>Компонування літака</i>					
<i>Перевірів</i>		<i>Михайло Свирид</i>							<i>7</i>	<i>16</i>
<i>Затвердив</i>		<i>Сергій Хижняк</i>								
					<i>НН АКІ 401</i>					

Слід пам'ятати, що усі агрегати та вантажі усередині літака можуть бути такими, що потребують цілком певного місця розташування на літаку або такими, що не зв'язані жорсткими вимогами щодо їх розміщення. Так, наприклад, члени екіпажу, пілотажно-навігаційне обладнання повинні бути обов'язково розміщені у носовій частині фюзеляжу, а паливо повинне бути розташовано таким чином, щоб його витрачання не викликало суттєвої зміни центрування літака.

Під час виконання компоновки літака в першу чергу розміщують паливо та вантажі, вага яких змінюється від польоту до польоту (пасажирів, багаж, вантаж). Потім розміщують вантажі, які потребують певного місця розташування на літаку, й нарешті - усі інші вантажі, які можуть бути розміщені на літаку в будь-якому місці за умови раціонального використання об'єму фюзеляжу, інших частин планеру, забезпечення зручностей експлуатації літака та таке інше. Як правило, процес компоновки і центрування є ітераційним, досягнення необхідних експлуатаційно-технічних показників літака, що проектується, досягається після низки послідовних наближень.

1.2. Аеродинамічне та об'ємно-масове компоновання

Аеродинамічна схема має вирішальне значення для мінімізації споживання енергії та визначення оптимальних розмірів і конфігурації літака. Він передбачає розміщення основних компонентів, таких як крила та хвост, для ефективного польоту на різних швидкостях. Мета полягає в тому, щоб максимізувати аеродинамічні характеристики, підйомну силу,

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						8
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

стабільність і контроль, забезпечуючи при цьому безпечну роботу в екстремальних умовах. Такі фактори, як конструкція фюзеляжу, характеристики крила та центр мас, відіграють ключову роль у досягненні бажаних характеристик польоту. Результатом компоунання є попередній проект літака, який удосконалюється на наступних етапах.

Метою об'ємно-масового компоунання є оптимальне розміщення комерційного та службового навантаження, побутового обладнання, шасі, функціональних систем у певному об'ємі фюзеляжу та інших агрегатів літака. При обранні форми і розмірів поперечного перерізу фюзеляжу необхідно керуватися вимогами щодо аеродинаміки та забезпечення комфорту пасажирів. На цьому етапі розробки КП необхідно прийняти рішення щодо кількості, типу та розміщенню дверей, люків та аварійних виходів. В процесі об'ємно-масового компоунання виконуються розрахунки центрівок літака для найбільш характерних випадків експлуатації, в тому числі й при стоянки на землі.

1.2.1. Пасажирське обладнання

Пасажирський салон обладнаний різноманітними зручностями, такими як сидіння, полиці для ручної поклажі, аварійно-рятувального та побутового обладнання. Важливо, щоб планування салону відповідало стандартам забезпечення достатнього об'єму на одного пасажирів. Це вкрай важливо для того, щоб гарантувати комфорт як для пасажирів, так і для членів екіпажу. Зазначені значення в таблиці 1.1 повинні бути виконані або перевищені, щоб забезпечити цей рівень комфорту.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						9
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

Таблиця 1.1

Мінімальні значення питомого об'єму пасажирських кабін, м³/чол.

Діаметр фюзеляжа	Тривалість польоту, год.					
	до 1	1...2	2...4	4...6	6...8	8 і більше
до 4 м	0,84	0,85	0,92	0,98	1,2	1,2

Розміри пасажирської кабіни визначаються кількістю пасажирів при стандартних варіантах розміщення крісел. В даний час при авіаційних перевезеннях використовуються три класи пасажирських кабін (салонів):

Авіакомпанії пропонують різні класи, такі як перший, бізнес та економ, кожен із різними рівнями комфорту та обслуговування. Деякі авіакомпанії також мають унікальні класи, такі як економ-комфорт або економ-преміум. У першому класі можуть бути відкидні сидіння або невеликі дивани, тоді як сидіння бізнес-класу можуть складатися в міні-дивани. Сидіння економ-класу відрізняються дизайном. Розташування сидінь різняться між класами: у першому класі зазвичай є пари, а в інших класах – пари або трійки. Визначення конфігурації крісел базується на призначенні літака та пасажиромісткості. Вантажні відсіки розроблені шляхом визначення стандартних авіаційних контейнерів і створення контурів фюзеляжу з певною товщиною підлоги.

У випадку безконтейнерного перевезення вантажу з метою забезпечення зручності роботи обслуговуючого персоналу необхідно задати висоту вантажного відсіку 900...1100 мм.

При відсутності розташування у підлоговому просторі вантажних відсіків обводи нижньої частини фюзеляжу визначаються виходячи із міркувань призначення літака, обраної аеродинамічної схеми тощо.

						НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
							10
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата			

1.2.2. Кабіна екіпажу

Кабіна екіпажу в літаку повинна бути компактною, але забезпечувати оптимальні умови для ефективної роботи та відпочинку пілотів. Дуже важливо, щоб компоновання та елементи керування були ергономічно розташовані, щоб мінімізувати втому та зусилля екіпажу. Як правило, сучасні пасажирські літаки мають екіпаж з двох пілотів або двох пілотів і бортінженера для далеких польотів. Зі збільшенням використання дисплеїв станція бортінженера часто розташовується між пілотами, а також може бути місце для інспектора або стажиста в кабіні екіпажу.

1.2.3. Вантажні відсіки

Вантажні відсіки на комерційних літаках відіграють важливу роль у забезпеченні ефективного розподілу вантажу та балансування літака. Вони можуть бути розташовані на підлозі пасажирської кабіни або під нею, в герметичній частині фюзеляжу. Це забезпечує збереження вантажу в належних умовах, незалежно від висоти польоту та зовнішніх температур.

Вантажні відсіки в літаках можуть розташовуватися як на підлозі пасажирського салону, так і під підлогою пасажирського салону. Розміщення їх на підлозі кабіни забезпечує легкий доступ, завантаження та розвантаження вантажу, а також швидкі зміни конфігурації між пасажирським і вантажним відділеннями. З іншого боку, розміщення відсіків під підлогою кабіни максимізує внутрішній об'єм для вантажу, знижує центр ваги літака для стабільності та забезпечує доступ через спеціальні люки. Правильне розміщення вантажу допомагає досягти

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						11
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

оптимального центрування, стійкості та економії палива з урахуванням довжини фюзеляжу, геометричних параметрів і вимог безпеки.

1.2.4. Кухні та буфети

На рейсах кухні та буфети необхідні для забезпечення пасажирів їжею, особливо на далеких маршрутах. Кількість кухонь в літаку залежить від кількості пасажирів і тривалості польоту, зазвичай встановлюють від однієї до двох кухонь. Для літаків з декількома класами салону, наприклад бізнес і економ, необхідні дві кухні для ефективного обслуговування пасажирів різних класів. Ці бортові засоби відіграють вирішальну роль у забезпеченні комфорту та задоволення пасажирів під час тривалих польотів [16].

Розташування кухонь і буфетів на літаках має вирішальне значення для ефективного обслуговування та комфорту пасажирів. Обладнання буфетної кухні повинно знаходитися біля дверей для легкого доступу та безпеки. На коротких рейсах достатньо шведського столу з легкими закусками, тоді як на довгих рейсах для приготування їжі потрібні повністю обладнані кухні. У широкофюзеляжних літаків кухні можуть розташовуватися під підлогою пасажирського салону, що оптимізує простір і зменшує шум у салоні. Стандарти гігієни та безпеки підтримуються завдяки чіткому зонуванню та правильному розташуванню біля дверей для легкого доступу.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						12
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

1.2.5. Гардероби

Гардероб для верхнього одягу для пасажирів має вирішальне значення для комфорту в польоті, особливо на далеких рейсах. Зазвичай вони розташовані біля вхідних і вихідних дверей для легкого доступу та ефективного використання простору. Гардероби екіпажу окремі та розташовані в зоні обслуговування. Одяг підвішується на стаціонарних трубах з погонями для організації та стійкості під час польоту. Таке налаштування забезпечує швидкий доступ до верхнього одягу, запобігає появі зморшок і зберігає предмети під час турбулентності або руху літака.

Ширина одного ряду гардеробу зазвичай становить 500-600 мм, що дозволяє розмістити достатню кількість плечиків для одягу. Крок між плечиками становить 70-80 мм, що забезпечує достатній простір для кожної одиниці одягу, запобігаючи їх тісному приляганню один до одного і, відповідно, збереженню їхнього вигляду.

Наявність гардеробів на борту літака значно підвищує рівень комфорту пасажирів. Вони можуть бути впевнені, що їхній одяг буде збережений у належному стані протягом усього польоту. Це особливо важливо на довгих маршрутах та в холодну пору року, коли пасажирів мають з собою об'ємний верхній одяг.

Для екіпажу окремий гардероб забезпечує швидкий доступ до службового одягу та інших необхідних речей, що сприяє оперативному виконанню їхніх обов'язків без зайвих затримок.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						13
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

1.2.6. Туалетні приміщення

Системи водопостачання та сортування сміття мають вирішальне значення для підтримки нормальних умов життя на пасажирських літаках. Ці системи працюють за двома принципами: водно-вакуумний і рециркуляційний. У водно-вакуумній системі відходи всмоктуються в резервуар за допомогою вакууму, а залишки змиваються невеликою кількістю води. Система рециркуляції передбачає використання води з окремого резервуара для миття з додаванням хімічних речовин у каналізаційний бак для дезінфекції та видалення запаху. Ці системи необхідні для забезпечення гігієни та комфорту на польотах.

Кількість туалетних приміщень залежить від кількості пасажирів та тривалості польоту (табл. 2.1).

При тривалості польоту менш однієї години та кількості пасажирів до 15 чоловік туалет у літаку можна не робити.

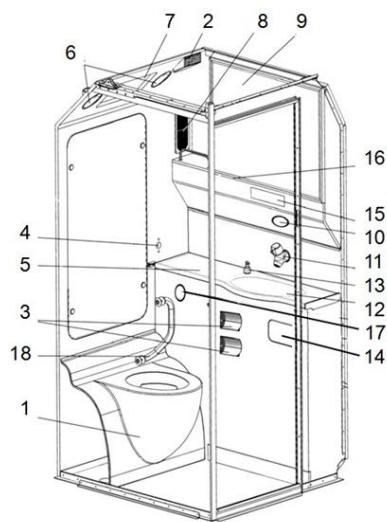


Рис. 1.1. Елементи туалетного приміщення:

1 - унітаз; 2 - вентиляційні решітки; 3 - паперотримачі; 4 - кнопка зливу; 5 - столик; 6 - плафони освітлення; 7 - киснева маска; 8 - звукова колонка; 9 - дзеркало; 10 - роздавальник серветок; 11 - кран; 12 - раковина умивальника; 13 - роздавальник мила; 14 - контейнер для сміття; 15 - панель інформаційна; 16 - шафка; 17 - насадок індивідуальної вентиляції; 18 – поручень

1.2.7. Нормальні, аварійні виходи та аварійні засоби покидання літака

Компонування пасажирського салону літака має вирішальне значення для готовності до надзвичайних ситуацій, а розташування виходів є ключовим фактором. Кількість і розташування звичайних і аварійних виходів відіграють важливу роль у забезпеченні швидкої евакуації в разі надзвичайної ситуації. Авіаційні правила передбачають, що евакуація повинна бути завершена протягом 90 секунд, при цьому певний відсоток виходів має бути відкритим з обох боків фюзеляжу. Використовуються різні типи аварійних виходів залежно від розміру літака та пасажиромісткості, з додатковими виходами, які потрібні для великих літаків, які перевозять понад 179 пасажирів.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						15
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

Таблиця 1.2

Типи та параметри аварійних виходів

Тип	Ширина х висота, мм (не менш)	Радіуси закругленнякутів від ширини прорізу (не більш)	Розташування
I	610х1220	1/3	На рівні підлоги
II	510х1120	1/3	Для високопланів - на рівні підлоги. При розташуванні над крилом може бути поріг: всередині літака висотою не більш 250 мм; ззовні – не більш 430 мм
III	510х915	1/3	При розташуванні над крилом може бути поріг: всередині літака висотою не більш 510 мм; ззовні – не більш 685 мм
IV	485х660	1/3	При розташуванні над крилом може бути поріг: всередині літака висотою не більш 735 мм; ззовні – не більш 915 мм
A	1070х1830	1/6	На рівні підлоги

При кількості пасажирських місць більш 299 кожен аварійних вихід на борту фюзеляжу повинен бути виходом типа А або I. На кожен пару виходів типа А дозволяється мати 110 пасажирських місць, а на кожен пару виходів типа I – 45 місць.

У разі аварійної посадки літаки повинні мати запасні виходи відповідно до кількості пасажирських місць. Для літаків з 9 або менше місць потрібен один вихід з кожного боку над ватерлінією. Для літаків з 10 і більше місцями необхідні принаймні два виходи з кожного боку над ватерлінією, що відповідає розмірам виходу типу III на кожні 35 пасажирів. Це забезпечує безпеку пасажирів і ефективну евакуацію в разі надзвичайних ситуацій.

Таблиця 1.3

Мінімальна кількість та типи аварійних виходів при кількості пасажирських місць до 179

Кількість пасажирських місць	Кількість аварійних виходів по кожному борту фюзеляжу			
	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV
1...9	-	-	-	1
10...19	-	-	1	-
20...39	-	1	1	-
40...79	1	-	1	-
80...109	1	-	2	-
110...139	2	-	1	-
140...179	2	-	2	-

Таблиця 1.4

Додаткові аварійні виходи при кількості пасажирських місць більше 179

Додаткові аварійні виходи (по кожному борту фюзеляжу)	Допустиме збільшення кількості пасажирських місць
Тип А	110
Тип I	45
Тип II	40
Тип III	35

На літаках з пасажиромісткістю більш 20 чоловік аварійні виходи для членів екіпажу повинні бути розташовані у зоні розміщення екіпажу – по одному на кожному борту фюзеляжу або повинен бути передбачений верхній люк. Виходи повинні мати прямокутну форму розміром не менш 485x510 мм. Розподіл аварійних виходів впродовж фюзеляжу повинне бути по можливості рівномірним з урахуванням особливостей розміщення

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						17
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

пасажирів, однак не вимагається, щоб розміри та розташування аварійних виходів по бортах кабіни були симетричними. У разі, якщо потрібен тільки один аварійний вихід на рівні підлоги по кожному борту фюзеляжу і літак не має аварійного виходу у хвостовій частині або підфюзеляжного аварійного виходу, то вихід на рівні підлоги повинен бути розташований у задній частині пасажирського салону. Якщо по кожному борту фюзеляжу вимагається більш одного такого виходу, то вони повинні бути розташовані по кінцям салону.

Якщо літак має один повздовжній прохід у пасажирському салоні, то аварійні виходи мають бути розташовані таким чином, щоб пасажирі мали можливість достатися до них як спереду, так і ззаду. При наявності двох або більше повздовжніх проходів для безперешкодного доступу пасажирів до аварійних виходів поперечні проходи до них між поздовжніми проходами повинні мати ширину не менш 510 мм.

Прохід із одного пасажирського салону у другій для доступу до аварійного виходу повинен бути безперешкодним, однак салони можуть бути відділені один від одного шторами.

Якщо аварійний вихід, в т.ч. типу А, знаходиться на висоті над землею більше 1830 мм при знаходженні літака на землі з випущеними шасі і не розташований над крилом, то в цьому разі він повинен бути обладнаний засобами, що можуть допомогти людям спуститися на землю. Таким засобом є надувний аварійний трап, що самопідтримується, наприклад, ТНО-2М (ТНД) або закордонні аналоги. Їх маса з контейнером в залежності від типу ЛА складає 22...70 кг. Трапи повинні знаходитися поблизу вхідних дверей або аварійних виходів. Враховуючі, що на середньо- та

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						18
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

далекомагістральних літаках таких трапів може бути декілька необхідно враховувати їх масу при розрахунках мас та варіантів центрування літака.

На літаках, що здійснюють тривалі польоти над водними просторами, необхідно мати індивідуальні надувні жилети для членів екіпажу та пасажирів й групові рятувальні плоти. Наприклад, авіаційний жилет АСЖ-63П має масу 1,12 кг, а маса одного плоту типу ПСН-20АК (розрахований на 20 чоловік) або типу ПСН-6АК (розрахований на 6 чоловік) складає відповідно 82 та 41 кг.

1.3. Конструктивно -силове компонування

Основним завданням структурно-силового компонування в проектуванні літаків є створення або вибір силових схем, які мінімізують вагу деталей літака та всього літака, забезпечуючи при цьому міцну та жорстку конструкцію, здатну витримувати динамічні навантаження. Це передбачає інтеграцію елементів живлення з цільовим навантаженням, екіпажем, обладнанням і силовою установкою з урахуванням вимог до виробництва та експлуатації. Мета полягає в досягненні необхідної міцності та безпеки перед обличчям потенційних пошкоджень, пов'язаних із втомою.

У процесі конструктивно-силового компонування повинні бути передбачені експлуатаційні підходи (доступи) у зони, де розміщені агрегати, проводки систем устаткування і управління літаком, а також підходи до частин конструкції, які слід оглядати в процесі експлуатації літака.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						19
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

Компонування літака має вирішальне значення в процесі його проектування, включаючи детальні креслення, що зображують поздовжні та планові види, а також поперечні перерізи різних компонентів, таких як кабіни, кріплення двигуна та шасі. На цих кресленнях також показано розміщення вантажу, пасажирів і екіпажу, а також силові елементи та кріплення блоку до рами. Конструктивно-силовий план також враховує технології виготовлення деталей літака, які можуть вплинути на загальний дизайн. Операційні та виробничі з'єднувачі також інтегровані в макет для ефективного процесу складання.

Компонувальне креслення спільно із загальним видом літака (в трьох проекціях) служить основою для теоретичних креслень фюзеляжу і його сполучення з іншими частинами літака.

Загальний вигляд літака дозволяє пов'язати його основні габаритні розміри з зовнішніми формами. Він необхідний, наприклад, для виготовлення креслень моделі, призначеної для аеродинамічних досліджень (продувки в аеродинамічній трубі). Виконання креслення загального вигляду нерозривно пов'язане з компонуванням і центрівкою, аеродинамічним розрахунком, розрахунком стійкості і керованості та таке ін. На основі їх висновків вносяться зміни та покращення в ілюстрації, що зображують загальний вигляд літака. Зображення загального вигляду повітряного судна повинно відповідати вимогам, викладеним в ЕСКД і ДСТУ, і взаємопов'язане з компонуванням і текстовими складовими КП, які повинні містити необхідні розрахунки та обґрунтування прийнятих рішень.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						20
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

1.4. Вибір та обґрунтування схем компоновки

Виконуючи вимоги що наведені вище, обрані наступні параметри: Аеродинамічна схема класичний низькоплан, обґрунтована такими факторами:

- збільшенням безпеки пасажирів при можливому падінні(частину енергії удару на себе прийме крило);
- покращення плавучості при посадці на водну місцевість.
- можливий ефект екрану при екстренній посадці(зменшення сили енергії удару)
- підфюзеляжна частина крила більш ефективно приймає участь у створенні аеродинамічної підйомної сили.
- так як опори шасі зв'язані з крилом, а в режимі польоту шасі прибрані в середину фюзеляжу, то маса такої конструкції менше ніж у схемі високоплан.
- так як двигуни розміщуються на пілонах під крилом, втрати повітря від затінення повітрязабірників -мінімальні.

Недоліки:

- зі збільшенням степені двоконтурності збільшуються габаритні та масові параметри двигуна, це необхідно враховувати при розрахунку шасі, для того щоб забезпечити нормальне функціонування двигуна.
- з ВПП при розміщенні двигунів під крилом можуть потрапляти пил, та інші елементи, що може призвести до поломки двигуна.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						21
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

Оперення на даному літаку розміщено згідно нормальної схеми- ГО та ВО знаходиться за крилом і кріпляться до хвостової частини.

Основні переваги цієї конструкції включають можливість ефективного використання механізації крила, легке балансування літака, коли закрилки розгорнуті, розташування хвостової частини за крилом для вкорочення носової частини фюзеляжу, тим самим покращуючи видимість пілота та зменшуючи дестабілізуючий шлях момент, а також можливість зменшення площі вертикальних і горизонтальних стабілізаторів за рахунок їх більших плечей порівняно з іншими конструкціями.

Недоліки:

- ГО створює від'ємну підйомну силу практично на всіх режимах польоту, це призводить до зменшення підйомної сили усього літака;

- Так як ГО функціонує в збудженому потоці за крилом, це негативно впливає на його роботу.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						22
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

Висновок до розділу 1

Перший розділ дипломної роботи був присвячений аналізу літературних джерел і наукових досліджень, які стосуються сучасних методів проектування пасажирських літаків. Основну увагу було приділено опису моделі літака-прототипу Boeing-737-500 та його пасажирської кабіни.

В ході дослідження було встановлено, що проектування пасажирських літаків вимагає комплексного підходу, який включає не лише технічні параметри літака, але й забезпечення високого рівня безпеки польотів і комфорту пасажирів. Особливо важливими є питання правильного компонування пасажирської кабіни, розташування аварійних виходів та аварійного обладнання.

Таким чином, перший розділ дозволив визначити основні принципи та вимоги до проектування сучасних пасажирських літаків. Ці знання є основою для подальших розрахунків та аналізів, які будуть проведені у наступних розділах дипломної роботи.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						23
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

2. ВИЗНАЧЕННЯ ОСНОВНИХ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ КОМПУНУВАННЯ ЛІТАКА

2.1. Визначення геометричних параметрів крила

Геометричні характеристики крила визначають, виходячи зі злітної маси m_0 іпитомого навантаження на крило P_0 . Спочатку знаходять площу крила:

$$S_{кГ} = \frac{m_0 g}{P_0} = 149,21 \cdot (1 - 0,1) = 141,75 \text{ м}^2.$$

Розмах крила обчислюють за формулою: $l = \sqrt{S_{кР} \cdot \lambda_{кР}} = 38,02 \text{ м}.$

Коренева хорда визначається за формулою: $b_0 = \frac{2 \cdot S}{l \cdot (1 + \eta)} = 5,87 \text{ м}.$

Кінцева хорда обчислюється за формулою: $\eta \cdot b_0 = 1,59 \text{ м}.$

Бортова хорда для трапецієподібного крила визначається з виразу:

$$b = b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta - 1}{l} \cdot D_\phi \right) = 5,45 \text{ м}.$$

де D_ϕ приймають за попередніми розрахунками.

Максимальна товщина крила в будь-якому перетині його розмаху дорівнює

$$C_i = C \cdot b_i.$$

При виборі силової схеми крила визначають кількість лонжеронів і їхнєположення, а також місця членування крила.

На сучасних літаках застосовується кесонне крило і двома чи трьома лонжеронами; одно лонжеронне крило застосовують на легких спортивних,

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ				
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата	ВИЗНАЧЕННЯ ОСНОВНИХ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ КОМПУНУВАННЯ ЛІТАКА		Лист	Листів	
Розробив	Бублій А.І.							24	37
Перевірів	Михайло Свирид						НН АКІ 401		
Затвердив	Сергій Хижняк								

санітарних і інших літаках.

Відносне положення лонжеронів у крилі по хорді дорівнює:

$$\bar{x} = \frac{x_i}{b}$$

де X_i - відстань i -го лонжерона від носка крила, b - хорда. У крилі з двома лонжеронами: $X_1 = 0,2$; $X_2 = 0,6$.

У крилі з трьома лонжеронами: $X_1 = 0,15$; $X_2 = 0,4$; $X_3 = 0,65$

Це визначає ширину кесона і місткість паливних баків.

Величину $b_{\text{сах}} = 4,279$ м.

Після визначення геометричних характеристик крила переходять до оцінки геометрії елеронів і механізації крила.

Геометричні параметри елерона визначають у послідовності:

$$\text{розмах елерона: } l_{el}(0,3 \dots 0,4) \cdot \frac{l}{2} = 2,58 \text{ м}^2$$

$$\text{площа елерона: } l_{el}(0,06 \dots 0,08) \cdot \frac{s}{2} = 1,84 \text{ м}^2$$

$$\text{хорда елерона: } l_n = (0,22 \dots 0,26) \cdot b_0 = 1,41 \text{ м}^2$$

Збільшення рекомендованих значень l_{el} і b_{el} не раціонально. При збільшенні l_{el} вище зазначених значень зростання коефіцієнту моменту елерона сповільнюється, а розмах механізації зменшується. При збільшенні b_{el} зменшується ширина кесона.

На літаках третього покоління виявилася тенденція до зменшення відносного розмаху і площі елеронів. Так, на літаках Ту-154 $l_{el} = 0,122$. У цьому разі поперечного керування літаком крім елеронів використовуються також інтерцептори. За рахунок цього розмах і площа механізації можуть бути збільшені, що поліпшує злітно-посадочні характеристики літака.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						25
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

2.2. Компонування пасажирської кабіни

Дано модель літака-прототипу Boeing-737-500. Даний літальний апарат є пасажирським за призначенням, вузькофюзеляжним і середньомагістральним, транспортним засобом.

Пасажирський салон Boeing-737-500 містить крісла економ-класу, виконані за схемою (3 – 3). Загальна кількість пасажирських сидінь складає 144 місць. Загальність кількість рядів – 24. Кожен ряд містить по 6 сидінь, розподілених по 3 місці з лівого та правого бортів, відокремлених між собою одним поздовжнім проходом шириною 0,51 м, а також поперечними проходами шириною 0,915 м – в зоні розташування аварійних виходів В, а також одним проходом шириною 0,6 м – в зоні розташування аварійного виходу типу III, розташованого між зонами розміщення пасажирських крісел А та В.

Пасажирська кабіна обладнана трьома аварійними виходами типу В, III та В, з яких виходи типу В розміщено по одному з кожного борту перед пасажирською зоною А та позаду зони В, а також один вихід типу III – між ними.

На літаку, у внутрішньому приміщенні, додатково встановлено 3 туалетні приміщення, а також 2 кухонні приміщення.

Розпочнемо з вибору проектних параметрів літака та пасажирського салону. Загальні вхідні дані та технічні характеристики:

$L_{\text{пол}} = 3400$ км – дальність польоту;

$V_{\text{кр}} = 910$ км/год – (максимальна) крейсерська швидкість;

$t = \frac{3400}{910} + 0,5 = 4,23$ год – час здійснення польоту

$L = 29,8$ м – довжина фюзеляжу;

НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ

Лист

26

Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата
-----	------	---------	--------	------

$B = 3,76$ м – ширина фюзеляжу;

$H = 11,13$ м – висота фюзеляжу;

$пек = 2$ – чисельність екіпажу;

$n = 144$ – чисельність пасажирів;

$L_{каб} = 21,04$ м – довжина пасажирської кабіни;

$B_{каб} = 3,54$ м – ширина пасажирської кабіни;

$H_{каб} = 2,14$ м – висота пасажирської кабіни;

$m = 6$ – кількість крісел у ряді;

$n_3 = 2$ – кількість блоків у поперечному ряді кабіни з трьох крісел;

$n_{пр} = 1$ – кількість проходів у салоні.

Геометричні параметри крісел

$$\delta_{ст.} = B - B_{каб} = \frac{(3,76 - 3,54)}{2} = 0,11 \text{ м};$$

$\delta = 0,05$ м – відстань між зовнішніми підлокітниками у ряді крісел та внутрішньою стінкою фюзеляжу;

$b_{кр} = 0,47$ м – ширина крісла, включно з підлокітниками;

$b_{п} = 0,05$ м – ширина підлокітників;

$b_{пр} = 0,51$ м – ширина проходу;

$h_{под} = 0,432$ м – висота подушки крісла над підлогою;

$L_{под} = 0,457$ м – довжина подушки сидіння;

$h_{кр} = 1,12$ м – висота крісла;

$b_3 = 1,455$ м – ширина блоку з трьох крісел;

$\beta = 25^\circ$ – кут відхилення спинки;

$L_{кр} = 0,76$ м – крок встановлення крісел;

$L_1 = 1200$ м – відстань від площини передньої перегородки до першого ряду крісел;

$L_2 = 235$ м – відстань від площини передньої перегородки до першого ряду крісел.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						27
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

Геометричні параметри аварійних виходів

Вихід №1 – тип В:

$b_{вих} = 0,815$ м – ширина виходу;

$h_{вих} = 1,83$ м – ширина виходу;

$R = 0,15$ м – радіус заокруглення кутів;

$h_{пор} = 0$ м – висота порогу.

Вихід №2 – тип III:

$b_{вих} = 0,51$ м – ширина виходу;

$h_{вих} = 0,915$ м – висота виходу;

$R = 0,175$ м – радіус заокруглення кутів;

$h_{пор} = 0,51$ м – висота порогу.

Вихід №3 – тип В:

$b_{вих} = 0,815$ м – ширина виходу;

$h_{вих} = 1,83$ м – висота виходу;

$R = 0,15$ м – радіус заокруглення кутів;

$h_{пор} = 0$ м – висота порогу.

Розрахунок габаритів пасажирської кабіни та її окремих зон

Зона А:

Ширина кабіни в зоні розташування крісел А:

$$B_{кабА} = b_3 n_3 + b_{пр} n_{пр} + 2\delta = 1,455 \cdot 2 + 0,51 \cdot 1 + 0,06 \cdot 2 = 3,54 \text{ м}$$

Діаметр фюзеляжу в зоні розташування крісел А:

$$D_{\phi А} = b_3 n_3 + b_{пр} n_{пр} + 2\delta + 2\delta_{ст.} = 1,455 \cdot 2 + 0,51 \cdot 1 + 2 \cdot 0,06 + +2 \cdot 0,11 = 3,76 \text{ м};$$

Довжина кабіни в зоні розташування крісел А:

$$L_{кабА} = L_1 + (N - 1)L_{кр} + L_2 = 1,2 + (12 - 1)0,75 + 0,235 = 9,795 \text{ м};$$

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						28
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

Висота кабіни в зоні розташування крісел А.

$$H_{\text{каб}_A} = 1,48 + 0,17B_{\text{каб}} = 1,48 + 0,17 \cdot 3,54 = 2,08 \text{ м.}$$

Зона В:

Ширина кабіни в зоні розташування крісел В:

$$B_{\text{каб}_A} = b_3 n_3 + b_{\text{пр}} n_{\text{пр}} + 2\delta = 1,455 \cdot 2 + 0,51 \cdot 1 + 0,06 \cdot 2 = 3,54 \text{ м}$$

Діаметр фюзеляжу в зоні розташування крісел В:

$$D_{\phi_A} = b_3 n_3 + b_{\text{пр}} n_{\text{пр}} + 2\delta + 2\delta_{\text{ст.}} = 1,455 \cdot 2 + 0,51 \cdot 1 + 2 \cdot 0,06 + 2 \cdot 0,11 = 3,76 \text{ м;}$$

Довжина кабіни в зоні розташування крісел В:

$$L_{\text{каб}_A} = L_1 + (N - 1)L_{\text{кр}} + L_2 = 1,2 + (12 - 1)0,76 + 0,235 = 9,795 \text{ м;}$$

Висота кабіни в зоні розташування крісел В.

$$H_{\text{каб}_A} = 1,48 + 0,17B_{\text{каб}} = 1,48 + 0,17 \cdot 3,54 = 2,08 \text{ м.}$$

2.3. Розрахунок розподілу аварійних виходів уздовж фюзеляжу

Літак Boeing-737-500 має три пари виходів у такому порядку: тип В, III і В, без пасажирських сидінь, розташованих за переднім і кормовим виходами. Осьові лінії виходів №1-3 такі: FS 100, FS 500, FS 850. Зона А обмежена двома парами виходів В та III з кожного борту. Зона В – двома парами виходів III та В з кожного борту. Максимальні конфігурації сидінь двох зон А та В і послідовні комбінації цих зон наступні:

Пасажиромісткість індивідуальної зони:

Зона А: 110 (75 + 35)

Зона В: 110 (35 + 75)

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						29
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

Пасажиromісткість послідовної зони - від носа до хвоста:

Зони А + В: $185 (75 + 35 + 75)$

Пасажиromісткість послідовній зоні - від хвоста до носа:

Зони В + А: $185 (75 + 35 + 75)$

Максимальна пасажиromісткість:

Зони А+ В: $185 (75 + 35 + 75)$

Розподіл виходів по фюзеляжу наступний:

Довжина кабіни становить 828.35 дюймів = 21,04 м

Кількість одиниць виходу:

Зона А: $3.0 (75/35 + 35/35 = 2.14 + 1.0)$

Зона В: $3.0 (35/35 + 75/35 = 1.0 + 2.14)$ Всього для літака: 6.0

Коефіцієнт довжини фюзеляжу = 138.06 дюймів = 3,51 м ($828.35/6.0$).

Номінальне місце розташування виходів:

Вихід №1: FS = 100 дюймів (2,54 м) (за визначенням, оскільки він знаходиться на початку пасажирського салону);

Вихід №2: FS = 514.18 дюймів (13,06 м) ($100 + 138.06 * 3$)

Вихід №3: FS = 928.36 дюймів (23,58 м) ($514.18 + 138.06 * 3$).

Вихідні абсолютні зміщення, запропоновані та номінальні:

Вихід №1: FS = 0 дюймів (200 - 200)

Вихід №2: FS = 14.18 дюймів (13,06 м) ($514.18 - 500$)

Вихід №3: FS = 78.36 дюймів (23,58 м) ($928.36 - 850$).

Відсоток зміщення виходу:

Вихід №1: FS = 0% ($200 - 200 * 100\%$)

Вихід №2: FS = 1,71% (13,06 м) ($14.18/828.35 * 100\%$)

Вихід №3: FS = 9,46% (23,58 м) ($78.36/828.35 * 100\%$).

За результатами перевірки, немає двох виходів, розташованих ближче один до одного, за коефіцієнт довжини фюзеляжу в 138.06 дюйма.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						30
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

2.4. Вимоги CS-25

Вимоги CS-25.783 щодо дверей фюзеляжу

Загальні положення. Цей пункт стосується дверей фюзеляжу (до яких належать усі двері, кришки люків, вікна, що відкриваються, кришки люків (робочих) тощо на зовнішній стороні фюзеляжу), для відкривання чи закривання яких не потрібні інструменти. Ці вимоги також застосовуються до кожних дверей або кожної кришки люка в герметичній перегородці, включаючи будь-яку перегородку, яка спеціально призначена для функціонування як додаткова перегородка в умовах несправностей, передбачених цими Правилами. Ці двері повинні відповідати вимогам цього параграфа під час польоту як з негерметичною, так і з герметичною кабіною, а також повинні бути розроблені з урахуванням наступного:

Кожні двері повинні мати засоби для запобігання її відкриття в польоті в результаті механічної відмови або відмови одного будь-якого елемента конструкції.

Кожні двері, які можуть створити небезпеку в незачиненому положенні, повинні бути спроектовані так, щоб у польоті як з незагерметизованою, так і загерметизованою кабіною, її відмикання з закритого, замкненого і застопорованого положення було практично неймовірним. Це має бути підтверджено результатами аналізу відмовобезпеки.

Кожен елемент системи керування кожними дверима повинен бути спроектований або, якщо це неможливо, чітко і постійно маркований так, щоб звести до мінімуму ймовірність неправильного збирання та регулювання системи, які можуть призвести до несправності.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						31
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

Всі джерела енергії, які можуть ініціювати розстопорення або відмикання будь-яких дверей, повинні бути автоматично ізольовані від систем замикання та стопоріння дверей до польоту, при цьому повинно бути неможливе повторне підведення енергії до дверей у процесі польоту.

Кожен болт, гвинт, гайка, шпилька і будь-який інший кріпильний засіб, що знімається, повинні відповідати вимогам щодо забезпечення кріплення в 25.607. Деякі двері, визначені в 25.807(h), також повинні відповідати застосовним вимогам до аварійних виходів з 25.809 до 25.812 (включно).

CS-25.807 визначає вимоги до аварійних виходів залежно від кількості пасажирських місць. Для 1-9 місць потрібен принаймні один аварійний вихід типу IV або більшого розміру з кожного боку. Для 10-19 місць необхідний вихід III типу з кожного боку. При 20-40 місцях для сидіння потрібні два виходи з кожного боку, один із яких має бути типу II або більше. Для 41-110 місць потрібні два виходи з кожного боку, один з яких має бути типу I або більше. Для понад 110 місць потрібні два виходи типу I з кожного боку. Розташування місць екіпажу також відповідає цим правилам.

CS-25.811 містить вимоги до маркування аварійних виходів для літаків. Він передбачає чітке позначення та розташування кожного аварійного виходу для пасажирів, забезпечуючи розпізнавання з відстані, що дорівнює ширині салону. Потрібні заходи для покращення видимості в умовах густого диму. Уточнюються знаки, що вказують на місця виходу, маркування рукояток управління та вказівки щодо відкриття. Рукоятки управління повинні бути самосвітяться або добре освітлені, мати спеціальні позначки для виходів з поворотними рукоятками. Правила спрямовані на

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						32
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

підвищення безпеки пасажирів шляхом забезпечення чіткої ідентифікації та доступності аварійних виходів у різних умовах.

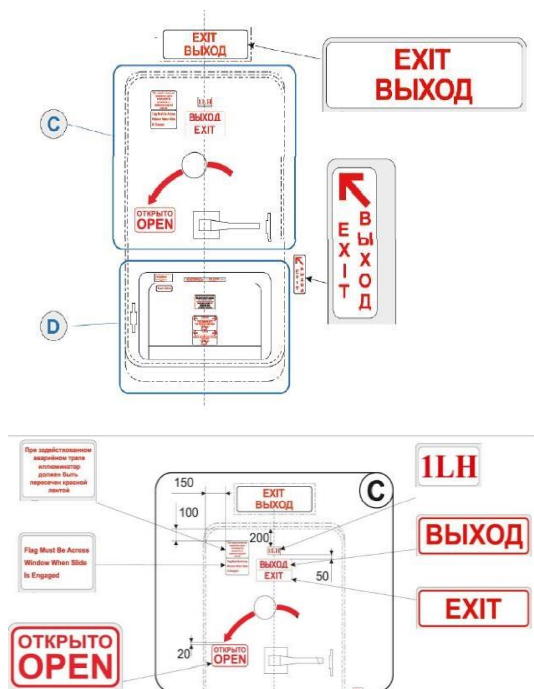


Рисунок 2.1. Позначення аварійних виходів

Кожен аварійний вихід у літаку має відкриватися ззовні та бути позначеним для легкої ідентифікації. Зовнішнє маркування пасажирських виходів на фюзеляжі повинно мати кольорову смугу навколо них для видимості. Кольори повинні контрастувати з поверхнею фюзеляжу, з особливими вимогами до відбивної здатності для темних і світліших кольорів. Виходи в інших місцях повинні бути позначені червоним або яскраво-жовтим кольором. На обов'язкових знаках замість «Аварійний вихід» можна використовувати слово «Вихід».

Частина 21.A.175

Керівництво, ярлики, списки, маркування приладів та інша необхідна інформація, яка вимагається застосовними стандартами льотної

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист 33
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

придатності, має бути на одній або кількох мовах: українській, російській або англійській.

CS-25.812 містить вимоги до аварійного освітлення для літаків. Повинна бути встановлена незалежна система аварійного освітлення, для загального освітлення салону допускаються загальні джерела. Система повинна включати щити освітлення аварійних виходів, загального освітлення кабіни, внутрішнього освітлення зон виходу, розмітки шляхів евакуації. Також необхідне зовнішнє аварійне освітлення. Для повітряних суден з 10 і більше пасажирськими місцями знаки аварійного виходу повинні бути позначені високими червоними літерами на білому фоні з підсвічуванням, що відповідає певним вимогам щодо розміру. Знаки аварійного виходу для пасажирів на літаках повинні відповідати спеціальним вимогам, включаючи коефіцієнт контрастності не менше 10:1 між фоном і літерами, а також співвідношення висоти до товщини літер. Знаки повинні мати внутрішнє освітлення з певними стандартами яскравості та рівномірності. Знаки повинні мати червоні літери на білому фоні, освітлюватись електрично або неелектрично та відповідати стандартам яскравості. Крім того, загальне освітлення в салоні повинно відповідати заданим рівням освітленості вздовж основних і поперечних проходів.

Головним(и) проходом(ами) для пасажирів вважається(ються) прохід(и) уздовж фюзеляжу від найбільш переднього аварійного виходу для пасажирів або крісла в кабіні пілота, в залежності від того, що знаходиться найбільш впереді, до найбільш заднього аварійного виходу для пасажирів або крісла в кабіні пілота, в залежності від того, що найбільш розташоване позаду.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						34
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

Пасажи́рський прохі́д, що веде до евакуаційних виходів, повинен мати освітлення підлоги не менше 0,22 люкс на висоті 150 мм для сприяння евакуації. Маркування маршруту аварійного виходу біля підлоги має орієнтувати пасажирів у темний час доби, дозволяючи їм визначити шлях до виходів попереду та позаду свого сидіння. Ці позначки повинні бути видимі на висоті не більше 1220 мм, щоб забезпечити легке виявлення виходів виключно за візуальними ознаками під час надзвичайних ситуацій. Вимоги CS-25.813 щодо підходів до аварійних виходів

Кожен необхідний аварійний вихід повинен бути доступним для пасажирів і розташовуватися там, де він буде ефективним засобом евакуації. Розподіл евакуаційних виходів має бути максимально рівномірним з урахуванням розміщення пасажирів, але не обов'язково, щоб розмір і розташування люків з обох боків кабіни були симетричними.

Якщо з кожного борту прописано більше одного виходу на рівні підлоги, біля кожного кінця кабіни повинно розташовуватися не менше одного виходу на рівні підлоги з кожного борту фюзеляжу; Ця вимога не поширюється на вантаже-пасажирські конфігурації.

а) Проходи, що ведуть до евакуаційних виходів, не повинні мати перешкод і відповідати певним вимогам щодо ширини. Для виходів типу А або В потрібна ширина 915 мм, тоді як проходи до виходів типу І, ІІ або С мають бути щонайменше 510 мм. За наявності кількох головних поздовжніх проходів поперечні проходи мають бути безперешкодними шириною 510 мм. Виходи типу А або В повинні бути доступні як спереду, так і ззаду. Поперечні проходи повинні вести безпосередньо до виходів, забезпечуючи безпеку пасажирів і ефективну евакуацію в разі надзвичайних ситуацій.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						35
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

б) Необхідно забезпечити достатній простір для членів екіпажу, щоб допомогти пасажиром під час евакуації, не перешкоджаючи ширині проходу. Кожне допоміжне приміщення має бути прямокутником на підлозі кабіни, що дозволяє члену екіпажу стояти вертикально та ефективно допомагати евакуйованим. Для виходів типу А або В необхідні допоміжні місця з обох боків, а для виходів типу С, І або ІІ у літаках із кількістю місць понад 80 допоміжний простір необхідний з одного боку проходу. Додаткові місця необхідні для виходів, обладнаних допоміжними пристроями відповідно до норм.

с) Правила для аварійних виходів типу ІІІ і ІV на літаках із 60 і більше пасажирськими місцями включають вимоги до ширини проходу, безперешкодного доступу та вільного простору поруч із виходами. Замість одного можна передбачити два проходи з певними розмірами ширини. Вихідні отвори не повинні бути закриті, а для кожного виходу типу ІІІ повинні бути надані трафарети, які допоможуть пасажиром правильно їх відкрити. Ці вказівки забезпечують безпеку пасажирів і ефективну евакуацію в разі надзвичайних ситуацій.

д) Якщо для підходу до будь-якого аварійного виходу, що вимагається, з будь-якого крісла в пасажирському салоні необхідно пройти через прохід між пасажирськими салонами, то цей прохід повинен бути безперешкодним. Однак штори можна використовувати, якщо вони дозволяють вільно пересуватися по проходу.

е) Між любим пасажирським кріслом, яке зайняте під час зльоту та посадки, і любим аварійним виходом для пасажирів не може бути встановлені двері, такі, які пересікають любий шлях для аварійного покидання літака (включаючи поздовжні, поперечні проходи, виходи до виходу).

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						36
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

f) Якщо необхідно проходити через дверний отвір, що відокремлює любе крісло члена екіпажу (за винятком крісла в кабіні пілотів), займане під час зльоту і посадки, від будь-якого аварійного виходу, то двері повинні мати засоби її фіксації у відкритому положенні. Засоби фіксації повинні витримувати навантаження при впливі на двері на розрахункових інерційних сил відносно навколишньої конструкції, зазначених у пункті 25.561(b).

2.5. Кабіна екіпажу

Довжина кабіни залежить від кількості та взаємного розташування робочих місць екіпажа. В середньому довжина кабіни пілотів складає 2300...3300 мм. Кабіна екіпажу відокремлюється від інших зон фюзеляжу міцною перегородкою, що оснащена дверима з замком.

При проектуванні кабіни екіпажу необхідно також пам'ятати про те, що під час візуального польоту пілот повинен мати можливість добре бачити таку частину повітряного простору, котра дозволяє контролювати траєкторію польоту та запобігати зіткненню з іншими літаками чи перешкодами.

Практично це забезпечується мінімальними кутами візування під час крейсерського польоту, розбігу, пробігу та руління. Для визначення кутів огляду відправною точкою є точка розрахункового положення очей пілота. Наприклад, огляд уперед при крейсерському режимі польоту від розрахункового положення очей пілота повинен бути 17° вниз та 20° вгору.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						37
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

Вимоги до екіпажу наступні: для літаків, що перевозять від 9 до 51 пасажира, потрібен лише один бортпровідник. Для літаків з пасажиромісткістю від 50 до 100 пасажирів повинні бути присутні два бортпровідники. На літаках, які перевозять понад 100 пасажирів, крім двох обов'язкових бортпровідників, потрібні додаткові члени екіпажу на основі відсіків із додатковими 50 місцями понад перші 100 запланованих місць у літаку. Коли літак злітає або приземляється, розташування бортпровідників поблизу (або далеко) від виходів на рівні підлоги забезпечує рівномірний розподіл по всьому літаку, максимально ефективний вихід пасажирів під час екстреної евакуації. Цей фактор визначає місце розташування бортпровідників.

2.6. Вантажні відсіки

Вантажні відсіки можуть бути розташовані на підлозі пасажирської кабіни або під нею у герметичної частині фюзеляжу. У першому випадку вантажні відсіки прагнуть розташовувати попереду та позаду пасажирської кабіни.

Такий підхід дозволяє за рахунок регулювання ваги вантажу забезпечити необхідну центрівку літака в залежності від кількості пасажирів. Місця розташування вантажних відсіків визначають під час оцінювання довжини фюзеляжу, при цьому рекомендується користуватися даними літаків- прототипів.

Приблизно об'єм вантажних відсіків в м³, що розташовані на підлозі пасажирської кабіни, можна оцінити за формулою:

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						38
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

$$V_{В.В.} = 0,0074G_{К.Н.} - 0,59N_{ПАС.} \cdot M^3,$$

де $G_{К.Н.}$ - вага корисного навантаження в даН; $N_{ПАС.}$ - максимальна кількість пасажирів.

Під корисним навантаженням згідно ОСТ 1 00434-81[15] розуміється сума ваги комерційного навантаження (пасажирів з багажем, пошта, вантаж включно з вагою піддонів) та ваги палива.

При розташуванні вантажних відсіків під підлогою пасажирської кабіни їх об'єм визначається виходячи з ваги вантажів та пошти та способом перевезення (в контейнерах чи на піддонах).

Для пасажирських літаків сумарну вагу багажу пасажирів, вантажу та пошти можна визначити за формулою

$$G_{ВАНТ.} = G_{К.Н.} - 77G_{ПАС.}$$

Після чого можна визначити сумарний потрібний об'єм в m^3 вантажних відсіків

$$V_{В.В.} = \frac{B - N_{ПАС}}{B \cdot П} + \frac{G - 90N_{ПАС}}{ВАНТ}$$

де $\gamma_{Б.П.}$ - питома вага багажу та пошти (при перевезенні у контейнерах приймається рівною 250 даН/ m^3 , при безконтейнерній - 120 даН/ m^3);

$\gamma_{ВАНТ.}$ - питома вага вантажу (при перевезенні у контейнерах приймається рівною 350 даН/ m^3 , при безконтейнерній - 290 даН/ m^3).

Визначившись з типами та розмірами контейнерів на етапі формування перетину фюзеляжу та знаючи $V_{В.В.}$

можна розрахувати сумарну довжину вантажних відсіків і кількість контейнерів. Люки для завантаження вантажу розміщують по правому борту літака. Розміри люків для завантаження контейнерів обирають

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист 39
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

відповідно до ОСТ 1 03625-84 [14] .

Більш простіше можна розрахувати наступним чином

Визначаємо удільне навантаження на підлогу багажника в межах $K=400\dots 600\text{кгс/м}^2$, приймаємо $K=600\text{ кгс/м}^2$.

Визначаємо масу пошти та комерційного багажу $m_{\text{ПОЧТ}}=200\text{ кг}$.

$m_{\text{КОМ.БАГ.}}=18374,39772\text{ кг}$.

Визначаємо за формулою площу багажного відділення

Потрібний об'єм багажного $V_{\text{бн}}=V_{\text{б}} \cdot n_{\text{пас}}=0,37*176=65,12\text{ м}^3$
 $V_{\text{б}} = 0,20$..0, 24 -для фюзеляжу $D_{\text{ф}} \leq 4\text{ м}$;

$V_{\text{б}} = 0,36$..0, 38 -для фюзеляжу $D_{\text{ф}} > 5,5\text{ м}$.

2.7. Кухні та буфети

На широкофюзеляжних літаках буфетно-кухонне обладнання може розташовуватись під підлогою, а сервісні тележки з харчуванням подаються у салони ліфтом. Загальний об'єм $V_{\text{к}}$ в м^3 та її площа $S_{\text{к}}$ в м^2 можуть бути визначені як:

$V_{\text{к}}=(0,1\dots 0,12)N_{\text{ПАС}}=19,36\text{ м}^3$; $S_{\text{к}}=V_{\text{к}}/h_{\text{к}}=8,42\text{ м}^2$;

де $h_{\text{к}}=2,3$ - висота кухні.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						40
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

2.8. Гардероби

Площа гардероба S_{Γ} в м^2 може бути визначена як $S_{\Gamma}=(0,035\dots0,04)N_{\text{ПАС}}=8,8 \text{ м}^2$,

де $N_{\text{ПАС}}$ – кількість пасажирів.

Для далекомагістральних літаків гардероби мають більшу площу $S_{\Gamma}=(0,035\dots0,04)N_{\text{ПАС}}$

Приклад гардероба далекомагістрального літака показаний на рис. 2.5.

Ручна поклажа, головні убори зберігаються на поличках, що розташовуються впродовж бортів пасажирського салону над кріслами. Полички оснащуються дверцятами. Висота розташування поличок від підлоги кабіни залежить від класу літака і складає, як правило, 1500...1800 мм (рис. 2.2.).

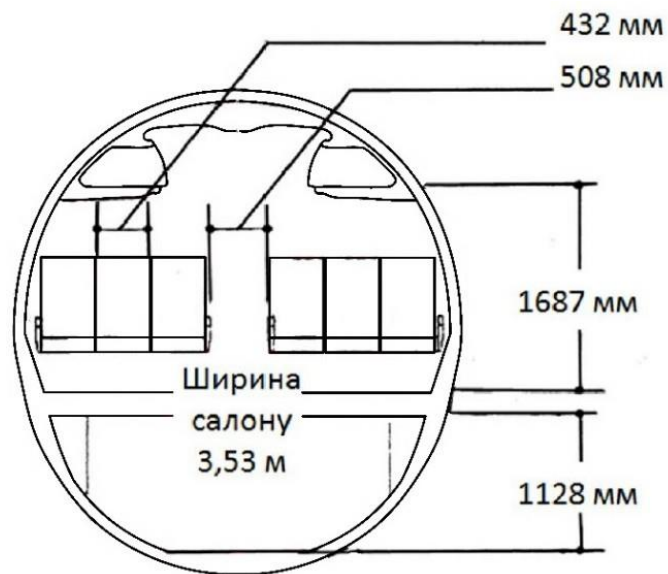


Рис. 2.2. Розташування поличок для ручної поклажі

Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата

НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ

Лист
41

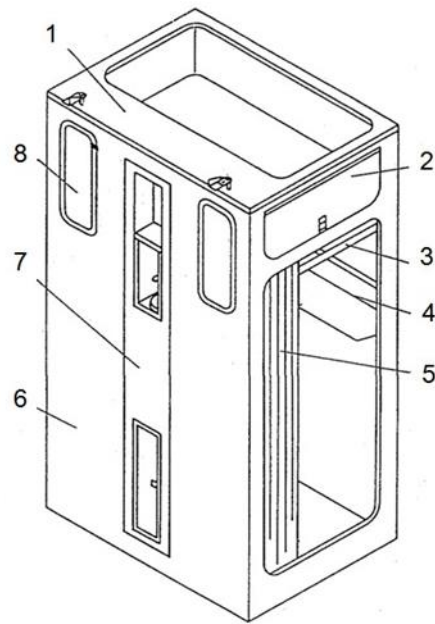


Рис. 2.3. Гардероб:

**1 – верхня панель; 2 – шафа для знімного обладнання; 3 - труба; 4 -
короб; 5 - штора; 6 передня панель; 7 - питна колонка; 8 - плафон
освітлення**

2.9. Туалетні приміщення

Кількість туалетних приміщень залежить від кількості пасажирів та тривалості польоту (табл. 2.1).

При тривалості польоту менш одної години та кількості пасажирів до 15 чоловік туалет у літаку можна не робити.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	<i>Лист</i>
						42
<i>Зм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		

Кількість туалетних приміщень

Тривалість польоту, год.	Менш 2	2...4	Більше 4
Кількість пасажирів на один туалет	60	50	40

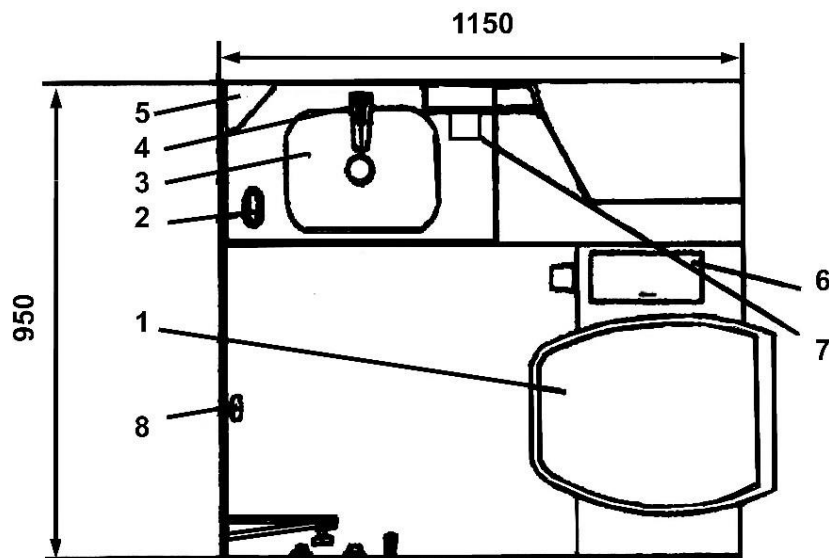


Рис. 2.4. Вид туалету у плані:

1 – унітаз; 2 – раковина умивальника; 3 – туалетний столик; 4 – плафон; 5 – поличка для невеликих речей; 6 – бачок для використаного туалетного паперу; 7 – мильниця; 8 – ручка дверна

При розрахунках мас та варіантів центрування літака необхідно враховувати масу запасів води та, в залежності від типу системи виділення відходів, хімічних реактивів. Під час виконання КП можна керуватися даними табл. 2.1, а загальний запас води та хімічних реактивів визначається як:

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						43
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

Запаси води та хімічних реактивів на одну людину

Тривалість польоту, год.	Кількість на одну людину q_p , кг
менш 2	0,7
2...4	1,0
більш 4	2,0

2.10. Розрахунок основних параметрів і компоновання шасі

На початковому етапі проектування, коли ще не виконане центрування і немає креслень загального виду літака, визначається лише частина параметрів шасі. Винос головних опор шасі (рис.2.4): $e=(0.15 \dots 0.20) b_A$.

При занадто великому виносі утрудняється відрив передньої опори при зльоті, а при занадто малому можливо перекидання літака на хвіст, коли завантажуються спочатку задні салони і багажники. Крім того, навантаження на передню опору буде занадто малим і літак буде хитливий при русі по слизькій ЗПС і бічному вітрі.

База шасі знаходиться з виразу:

$$B=(0,3 \dots 0,4)L_{\phi}=(6 \dots 10) e=13,52 \text{ м.}$$

Великі значення належать літакам із двигунами на крилі (ДнК). Остання рівність означає, що на передню опору припадає 6... 10 % маси літака.

Винос передньої опори буде дорівнювати:

$$d = B - e = (0,94 \dots 0,9)B=12,67 \text{ м.}$$

Колія шасі обчислюється за формулою: $K=(0,7 \dots 1,2)B \leq 12$ м. $K=6,09$ м.

За умови запобігання бічного капотування $K > 2H$. Тут H - відстань від ЗПС до центра мас (ЦМ) літака. Положення І, М можна прийняти по висоті.

Для низькопланів ЦМ знаходиться нижче будівельної горизонталі фюзеляжуна відстані:

$$Y_{цм} = (0,13 \dots 0,15)D_{\phi} \text{ - при двигунах на фюзеляжі (ДнФ);}$$

$$Y_{цм} = (0,18 \dots 0,20)D_{\phi} \text{ - при ДнК.}$$

У високопланів ЦМ знаходиться вище будівельної горизонталі на відстані:

$$Y_{цм} = (0,05 \dots 0,08)D_{\phi} \text{ при ДнФ}$$

$$Y_{цм} = (0,08 \dots 0,10)D_{\phi} \text{ при ДнК}$$

Колеса шасі підбираються від величини злітної маси літака за величиною навантаження на стоянці; при підборі коліс передньої опори враховуються динамічні навантаження. Тип пневматиків (балонні, напівбалонні, аркові) і тиск в них визначають покриттям ЗПС, для якого призначається експлуатувати літак. На головних, а іноді і на передній опорі встановлюють гальмові колеса. Навантаження на колеса визначаються:

– колесо головної опори $P_{гол} = 9,81(B - e)m_0 / Bnz = 109367,11$ (Н);

– колесо передньої опори $P_{пер} = 9,81K_d e m_0 / Bnz = 44334,37$ (Н), де n і z - число опор і коліс на одній опорі відповідно;

– $K_d = 1,5 \dots 2,0$ - коефіцієнт динамічності.

За обчисленим значенням навантаження на колеса $P_{гол}$ і $P_{пер}$ і величиною злітної $V_{зл}$ і посадкової $V_{пос}$ швидкостей підбирають по каталогу пневматики, виконуючи умови:

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						45
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

$$P_{\text{КПНЕВ}} \geq P_{\text{ГЛ}}; P_{\text{КПНПОС}} \geq P_{\text{ПОС}}; V_{\text{КПОС}} \geq V_{\text{ПОС}}; V_{\text{КВЗЛ}} \geq V_{\text{ВЗЛ}};$$

Індексом К зазначене значення параметра, яке дозволяється для пневматика у каталозі.

Таблиця 2.3

Параметри коліс

Основні опори(тормозні): (мм)	1100x330В
Передня опора: (мм)	950x350А

У разі, якщо навантаження на стоянці, зазначене в каталозі для обраного колеса $P_{\text{КПН}}$ виявиться більше розрахункової на 5% і більш, то для погодженої роботи рідинно-газового амортизатора і пневматика треба

$$P = P_0 \frac{P_{\text{СТ}}}{P_{\text{СТ}}}, \text{ (Па)}.$$

Для забезпечення прохідності літаків, які експлуатуються на ґрунтових аеродромах, тиск у пневматиках шасі повинен лежати в межах: $p = (3...5)10^5 \text{ Па}$.

2.11. Компонування і розрахунок основних параметрів оперення

Визначення положення горизонтального оперення є вирішальним аспектом аеродинамічного дизайну. Щоб зберегти поздовжню статичну стабільність і запобігти перевантаженню, центр ваги літака повинен розташовуватися попереду точки фокусу літака. Відстань між цими двома точками по відношенню до середньої аеродинамічної хорди (САХ) крила визначає рівень поздовжньої стійкості. $m_z^{C_y} = \bar{x}_T - \bar{x}_F < 0$

Де m_z^{Cy} – коефіцієнт моменту, \bar{x}_T і \bar{x}_F відповідно відносна координата ЦМ і фокуса.

Якщо $m_z^{Cy} = 0$, то літак має нейтральну подовжню статичну стійкість.

Якщо $m_z^{Cy} > 0$, то літак статично хитливий. У нормальній схемі літака (оперення позаду крила) фокус комбінації «крило-фюзеляж» при установці горизонтального оперення зрушується назад, у схемі «качка» (оперення перед крилом) - уперед. Статистичні діапазони значень коефіцієнтів статичних моментів горизонтального $A_{ГО}$ і вертикального $A_{ВО}$ оперень наведені в табл. 9, де $L_{ГО}/b_A$ і $L_{ВО}/b_A$ - характерні відносини пліч ГО і ВО до САХ крила. Використовуючи табл. 2.4, можна визначити в першому наближенні геометричні параметри оперення.

Таблиця 2.4

Діапазони значень статичних моментів оперення

Типи літаків	АГО	АВО	$\frac{L_{ГО}}{b_A} = \frac{L_{ВО}}{b_A}$
Магістральні пасажирські з ТВД	0,8...1,1	0,05...0,08	2,0...3,0
Магістральні пасажирські з ТРД і ТРДЦ	0,65...0,8	0,08...0,12	2,5...3,5
Важкі маневрені із стрілоподібним крилом	0,5...0,6	0,06...0,1	2,5...3,5
Важкі маневрені с прямим крилом	0,45...0,55	0,05...0,09	2,0...3,0
Швидкісні маневрені	0,4...0,5	0,05-0,08	1,5...2,0

Визначення геометричних параметрів оперення. Звичайно площі вертикального S_{BO} і горизонтального $S_{ГО}$ оперень складають: $S_{ГО} = (0,18...0,25) \cdot S$; $S_{BO} = (0,12...0,20) \cdot S$. Більш точно можна визначити:

$$S_{ГО} = \frac{b_{САХ} \cdot S}{L_{ГО}} \cdot A_{ГО} = 30,14 \text{ м}^2,$$

$$S_{BO} = \frac{l \cdot S}{L_{BO}} \cdot A_{BO} = 17,35 \text{ м}^2,$$

де $L_{ГО}$, L_{BO} – плечі горизонтального і вертикального оперень; l і S – розмах і площа крила;

$A_{ГО}$, A_{BO} – коефіцієнти статичних моментів, величина яких може бути прийнята з табл.2.4.

Значення $L_{ГО}$, L_{BO} залежать від ряду факторів. Раніше за все на їхню величину впливають:

- довжина носової і хвостової частин фюзеляжу;
- стрілоподібність і розташування крила, а також умови забезпечення стійкості і керованості літака.

У першому наближенні можна вважати, що $L_{ГО} \approx L_{BO} = 21,18$ м й у залежності від конструктивних ознак можна знайти зі співвідношень:

– при нормальній схемі літака і трапецієподібній формі крила в плані $L_{ГО} = (0,2...3,5) \cdot b_{САХ}$

- для літаків схеми «утка» $L_{ГО} = b_{САХ}$;
- для легких літаків $L_{ГО} = (0,2...2,3) \cdot b_{САХ}$;
- для важких літаків $L_{ГО} = (3,2...3,3) \cdot b_{САХ}$

Визначення площі рулів висоти і напрямку:

Площу руля висоти звичайно приймають: $S_{ГО} = (0,3...0,4) \cdot S_{ГО} = 10,40 \text{ м}^2$.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						48
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

Площу напрямку звичайно приймають: $S_{PH}=(0,35\dots0,45)\cdot S_{BO}=6,07 \text{ м}^2$.

Вибір площі аеродинамічної компенсації:

Площу аеродинамічної компенсації доцільно приймати (при $0,3\leq M\leq 0,6$) $S_{AK.PB} = (0,22\dots0,25)\cdot S_{PB}=2,03 \text{ м}^2$.

$S_{AK.PH} = (0,2\dots0,22)\cdot S_{PH}=1,09 \text{ м}^2$.

Якщо швидкість польоту $M \geq 0,75$, то $S_{AK.PB} \approx S_{AK.PH} = (0,18\dots0,23)\cdot S_P$.

З метою запобігання перекомпенсації рулів необхідно виконати вимоги:

$$\frac{S_{AKPB}}{S_{PB}} = \frac{S_{AKPH}}{S_{PH}} \leq 0,3$$

Площа параметрів для рулів висоти: $S_{TP.PB} = (0,08\dots0,12)\cdot S_{PB}$, а для руля напрямку літака з двома двигунами: $S_{TP.PH} = (0,04\dots0,06)\cdot S_{PH}$, для літака з чотирма двигунами $S_{TP.PH} = (0,06\dots0,10)\cdot S_{PH}$.

Визначення розмаху горизонтального оперення:

Розмах крила й оперення літака зв'язані статичною залежністю: $l_{ГО} = (0,32\dots0,5)\cdot l_{КР}=11,41 \text{ м}$.

У даній залежності нижня межа відповідає літакам із ТРД, оснащеним стабілізатором, який повертається.

Висота вертикального оперення h_{BO} визначається залежно від розміщення крила щодо фюзеляжу і розміщення двигунів на літаку. З урахуванням викладеного приймають:

-для літаків низькопланів з розміщенням двигунів на крилі (при $M < 1$):

$h_{BO} = (0,14\dots0,2)\cdot l_{КР}$;

-при розміщенні двигунів у кореневій частині крила $h_{BO} =$

$(0,13\dots0,165)\cdot l_{КР}$;

НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ

Лист

49

Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата
-----	------	---------	--------	------

-при виносі двигунів на хвостову частину фюзеляжу: $h_{BO} = (0,13...0,14) \cdot l_{кр}$. При верхньому розташуванні крила відносно фюзеляжу в рекомендованих діапазонах слід брати верхню межу. $h_{BO} = 5,03$ м;

Звуження горизонтального і вертикального оперення слід вибирати:

$$\eta_{го} = 2...3 \text{ і } \eta_{во} = 1...1,33 \text{ – для літаків з } M < 1$$

$$\eta_{го} = 3, \eta_{во} = 3,1;$$

Подовження оперення:

Можна рекомендувати:

– для літаків, швидкість яких менше за швидкість звуку;

$$\lambda_{во} = 0,8...1,5; \lambda_{го} = 3,5...4,5$$

– для літаків, швидкість яких більше за швидкість звуку

$$\lambda_{во} = 1,5...2,5; \lambda_{го} = 2,5...3,5$$

Визначення хорд оперення $b_{конц}$, $b_{сах}$, $b_{корп}$ виконують за формулами:

Хорди оперення ГО:

$$b_{корп} = \frac{2 \cdot s_{ГО}}{l_{ГО}} = 1,32 \text{ м}$$

$$b_{сах} = b_{конц} + b_{корп} \cdot \frac{\eta_{ГО}}{1 + \eta_{ГО}} = 3,96 \text{ м}$$

Хорди оперення ВО:

$$b_{конц} = \frac{2 \cdot s_{ВО}}{l_{ВО} \cdot (\eta_{ВО} + 1)} = 1,68 \text{ м}$$

$$b_{сах} = b_{конц} + b_{корп} \cdot \frac{\eta_{ВО}}{1 + \eta_{ВО}} = 3,72 \text{ м}$$

$$b_{корп} = b_{конц} \cdot \frac{l_{ВО}}{(\eta_{ВО} + 1)} = 5,22 \text{ м}$$

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						50
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

Відносно товщина профілю:

Для горизонтального чи вертикального оперення в першому наближенні

$$C_{оп} \approx 0,8 \cdot C_{кр} .$$

Більш точно з урахуванням особливостей літаків:

– для літаків, швидкість яких менша за швидкість звуку $C_{оп} = 0,08...0,10$;

– для трансзвукових літаків $C_{оп} = 0,06...0,09$;

– для надзвукових літаків нормальної схеми $C_{оп} = 0,03...0,04$;

– для надзвукових літаків схеми «качка» $C_{оп} = 0,02$.

У випадку кріплення стабілізатора на килі необхідне значення $C_{оп}$ брати поверхній межі для забезпечення бази кріплення стабілізатора на килі.

Стрілоподібність оперення:

Стрілоподібність оперення приймають на $3...5^{\circ}$ більше, ніж стрілоподібність крила. Так надходять для забезпечення керованості літака з появою хвильової кризи на крилі.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						51
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

2.12. Розташування аварійного обладнання

Обладнання, яке має важливе значення для безпеки пасажирів і екіпажу під час пожежі, швидкої декомпресії, евакуації в воду та екстреної евакуації. Аварійне обладнання складається з наступного:

- a) морський якір;
- b) причал;
- c) ніж для розрізання строп;
- d) системи освітлення;
- e) ручний насос;
- f) кільця та цеп для кріплення;
- g) комплект виживання;
- h) навіс;
- i) аварійний передавач.

Як правило, аварійне обладнання має бути розташоване в окремому відсіку таким чином, щоб до нього мала змогу отримати доступ стюардеса, габарити якої відповідають 5-ому перцентилю.

Для вказівки розташування аварійного обладнання повинні бути розміщені плакати із символами.

					<i>НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
						52
<i>Зм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		

Табл.2.5.

Аварійне обладнання

Номер позиції	Обладнання		Кількість одиниць	Вимога згідно
01	Передавач аварійного локатора		2	CS 25.1415
02	Рятувальні жилети		146	CS 25.785
03	4.25 ft ³ портативний O ₂ балон з маскою		1	CS 25.795
04	11 ft ³ портативний O ₂ балон з маскою		1	CS 25.795
05	Галоновий вогнегасник		3	CS25.851
06	Пара пожежних рукавичок		4	CS 25.851
07	Протидимовий капюшон		1	CS 25.1439
08	Мегафон		1	CS 25.1421
09	H ₂ O Вогнегасник		3	CS 25.851
10	Аптечка першої допомоги		4	OPS1.745
11	Запасний рятувальний жилет		7	CS 25.785
12	Краш-сокира		1	CS 25.807

Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата

НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ

Лист

53

Висновок до розділу 2

У другому розділі дипломної роботи було проведено детальний аналіз моделі літака-прототипу та його пасажирської кабіни. Основні аспекти, розглянуті в цьому розділі, включають вибір проектних параметрів літака, розрахунок габаритів пасажирської кабіни та її окремих зон, а також розрахунок розподілу аварійних виходів уздовж фюзеляжу.

Вибір проектних параметрів та геометричних характеристик кабіни проводився з урахуванням нормативних вимог, зокрема вимог CS-25, що забезпечують високий рівень безпеки та комфорту пасажирів. Розрахунок габаритів пасажирської кабіни та її зон дозволив визначити оптимальні параметри для забезпечення ефективного використання простору та безпечної евакуації пасажирів у разі надзвичайних ситуацій.

Розрахунок розподілу аварійних виходів уздовж фюзеляжу показав, що правильне розташування виходів є критичним для забезпечення швидкої та безпечної евакуації пасажирів. Відповідність вимогам CS-25 щодо аварійного обладнання та його розташування також була підтверджена в ході дослідження.

Таким чином, другий розділ дозволив встановити основні технічні параметри та вимоги до проектування пасажирської кабіни літака, що забезпечують високий рівень безпеки та комфорту пасажирів.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						54
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

3. ЦЕНТРІВКА ЛІТАКА

Загальні положення

При виконанні об'ємно-масового компоунування літака важливим етапом є розрахунки центрування, тобто визначення такого положення центра мас (ЦМ) літака, яке забезпечує оптимальні льотні характеристики. Центрування визначається відносно середньої аеродинамічної хорди (САХ) крила при варіанті з найбільш переднім положенням ЦМ забезпечуються умови достатності відхилення керма висоти або стабілізатору для повздовжнього балансування літака на усіх режимах польоту.

Чим більш ефективніше органи повздовжнього керування та балансування літака, тим більш може бути допустима гранична передня центрівка та, відповідно, ширше допустимий експлуатаційний діапазон центрівок.

Положення центру мас (ЦМ) літака змінюється під час експлуатації через споживання палива та різні сценарії навантаження. Для забезпечення безпечної експлуатації вкрай важливо розрахувати діапазони центрування для різних ситуацій, наприклад, ваги при зльоті та посадці з відпущеним або знятим шасі, опція підвищеної передачі з максимальним паливом і без комерційного навантаження, а також можливість паркування без вантажу, палива чи екіпажу з випущеними шасі. Ці розрахунки необхідні для підтримки належного балансу та стабільності під час польоту.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ				
<i>Зм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>	ЦЕНТРІВКА ЛІТАКА		<i>Лист</i>	<i>Листів</i>	
<i>Розробив</i>	<i>Бублій А.І.</i>							55	28
<i>Перевірів</i>	<i>Михайло Свирид</i>								
<i>Затвердив</i>	<i>Сергій Хижняк</i>				НН АКІ 401				

Розрахунок центрування літака – це зазвичай процес ітераційний, якій виконується методом послідовного наближення до необхідного результату або зміною компоновання, або перестановкою груп мас, або використанням обох варіантів одночасно.

При виконанні КП центровка визначається по вісі x , вздовж фюзеляжу (рис. 9.). Вихідними даними для проведення розрахунку центривок є відомість мас, теоретичне креслення та попереднє компоновання фюзеляжу, крила, оперення, шасі. Креслення повинне виконуватися за одним із масштабів відповідно до діючих стандартів: 1:10; 1:15; 1:20; 1:25; 1:40; 1:50; 1:75; 1:100; 1:200 .

Перед безпосереднім визначенням центровки складається відомість мас літака. В неї включаються маси ті головних частин і агрегатів літака, в тому числі паливо та вантажі. Слід пам'ятати, що на сучасних дозвукових літаках паливо розміщується у кесонах крила, інколи, на далекомагістральних літаках, розміщують додаткові ємкості в вертикальному або горизонтальному оперенні. Зведення мас оформлюється у вигляді таблиці – центрувальної відомості, яку включають координати центрів мас усіх складових злітної маси літака відносно носової частини фюзеляжу x_i , а також статичні моменти мас $m_i x_i$ (табл. 3.1, 3.2.). Для визначення координат x_i слід використовувати схематичне креслення попереднього варіанта компоновання літака.

З метою скорочення часу при розрахунках центрування літака і компоновання агрегатів пропонується наступна методика.

Визначення центру мас спорядженого крила:

В масу спорядженого крила входять маса його конструкції, частина маси обладнання (що розміщується у крилі), шасі і маса палива. Незалежно від того, де розміщені основні опори шасі (на крилі або на фюзеляжі)

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						56
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

вони разом з передньою опорою включаються у центрувальну відомість мас спорядженого крила (табл. 3.1.). Початок вказаних координат центрів тяжіння мас обирають у проекції точки початку САХ на площину ХОУ. У центрувальну відомість вносять найменування об'єкту, їх відносні та абсолютні маси та координати центрів мас. Координати центрів мас палива у кожному баку (групі баків) знаходяться (див. додаток).

– за хордою крила – на середині кесону;

– за розмахом крила – на відстані z від внутрішньої, відносно

площини симетрії літака, стінки бака $z = 0,45l_6$,

де l_6 – довжина стінки паливного бака за розмахом лонжерона.

Відносна маса палива, яке можливо розмістити у фюзеляжі (центроплан і крила) $\bar{m}_{\Pi\Phi} = \bar{m}_{\Pi} - \bar{m}_{\Pi\text{КР}}$, де \bar{m}_{Π} – повна відносна маса палива; $\bar{m}_{\Pi\text{КР}}$ – відносна маса палива, яке можливо розмістити в консолях крила. Відносна маса палива, яке можливо $\frac{m_{\Pi\text{КР}}}{m_0} = \beta \cdot \lambda^{0,8} \cdot \left(\frac{C_{v\infty}}{\lambda_{\text{кз}} \cdot P_0}\right)^{0,5}$, де $\beta = 220 + 15\eta$ – коефіцієнт, що залежить від звуження крила $\eta_{\text{кр}}$; $\lambda_{\text{кр}}$ – подовження крила; p_0 – питоме навантаження на крило при зльоті; $c_{\text{кр}}$ – середня відносна товщина крила; m_0 – злітна маса літака.

Координати центра мас пілонів, двигунів, гондол визначаються графічно по центрувальному кресленню крила.

У табл. 3.1. наведений приблизний перелік об'єктів мас та рекомендації щодо визначенні координат їх центрів мас.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						57
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

Таблиця 3.1.

Центрувальна відомість мас спорядженого крила

№ п/п	Найменування об'єкту	Маса m_i		Координата центра мас x_i , м	Статистичний момент маси $m_i x_i$, кгм
		відносна	Абсолютна, кг		
1.	Крило (конструкція)	0,1269	12082,66	1,93	23263,04
2.	Паливна система (1,5%...2%) від $m_{\text{П}}$	0,00594 36	565,91	1,93	1089,57
3.	Система керування літаком (30%)	0,00317	162,82	2,57	417,96
4.	Електрообладнання (10%)	0,00317	301,83	0,43	129,14
5.	Система захисту від обмерзання (70%)	0,010584	1007,74	0,43	431,16
6.	Гідравлічна система (70%)	0,0112	1066,40	2,99	3193,81
7.	Основні двигуни	0,04391	4180,85	-1,00	-4180,85
8.	Оснащення двигунів, вузли кріплення	0,02283 32	2174,04	-0,86	-1879,46
9.	Протипожежна система	0,01492 94	1421,49	-0,86	-1228,88
Споряджене крило (без палива і шасі)			22963,73	0,92	21235,50
10.	Основні опори шасі	0,030696	2922,69	3,00	8768,07
11.	Паливо (в т.ч. аеронавігаційний запас):	0,29718	28295,70	1,71	48425,26
Всього			54182,12	1,45	78428,82

Примітки. 1. Номери найменувань об'єктів центрувальної відомості мас спорядженого крила повинні відповідати порядковим номерам на центрувальному кресленні крила. 2. Розрахунок усіх груп мас здійснюються за програмою для ЕОМ кафедри конструкції ЛА. Координата центра мас спорядженого крила визначається за формулою $x_{KP} = \frac{\sum m_i x_i}{\sum m_i}$.

Визначення центру мас спорядженого фюзеляжу:

Початок координат обирають у проекції носової частини фюзеляжу на горизонтальну вісь (див. додатки). За вісь x приймається будівельна вісь фюзеляжу. Приблизний перелік об'єктів мас та рекомендації щодо визначення координат їх центрів мас наведені у табл. 3.2.

Таблиця 3.2.

Центрувальна відомість мас спорядженого фюзеляжу

№ п/п	Найменування об'єкту	Маса ті		Координата центра мас x_i , м	Статичний момент маси $m_i x_i$, кгм
		відносна	абсолютна кг		
1	2	3	4	5	6
ПЛАНЕР					
1.	Фюзеляж (конструкція)	0,08382	7980,84	17,77	141787,56
2.	Горизонтальне оперення	0,00879	836,93	38,08	31871,59
3.	Вертикальне оперення	0,00868	826,46	36,52	30183,72
ОБЛАДНАННЯ ТА КЕРУВАННЯ					
4.	Висотне обладнання	0,00648	616,99	17,77	10961,39
5.	Система захисту від обмерзання (30%)	0,00453 6	431,89	17,77	7672,97
6.	Пасажирське обладнання	0,0126	1199,70	17,77	21313,81
7.	Декоративна обшивка ТЗС	0,0063	599,85	17,77	10656,90
8.	Побутове обладнання:	0,0152	1447,25	17,77	25711,89
9.	Гідравлічна сис.(30%)	0,0048	457,03	17,77	8119,55
10.	Електрообладнання (90%)	0,02853	2716,46	15,79	42898,26
11.	Локаційне обладнання	0,003	285,64	0,39	112,77
12.	Навігаційне обладнання	0,0045	428,46	1,97	845,79
13.	Обладнання для радіозв'язку	0,0023	218,99	1,97	432,29
14.	Приладове обладнання	0,0053	504,63	1,58	796,92
15.	Системи керування літаком (70%)	0,00399	379,90	19,74	7499,30

НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ

Лист

59

Зм. Лист № докум Підпис Дата

Продовження таблиці 3.2.

16.	Допоміжна силова установка	0,00614 74	585,32	38,30	22415,12
Пустий фюзеляж			19516,34	18,61	363279,83
СПОРЯДЖЕННЯ					
17.	Екіпаж		190,00	1,97	375,06
18.	Бортпровідники		300,00	19,74	5922,00
19.	Документація та інструменти	0,0047	447,51	2,76	1236,73
20.	Вода (хімічна рід.)		364,00	18,95	6897,95
21.	Додаткове обладнання	0,0074	704,58	15,79	11126,78
Пустий споряджений фюзеляж			21522,43	18,07	388838,35
22.	Передня опора шасі	0,00767 4	730,67	6,20	4533,53
Всього			22253,10	17,68	393371,88
КОМЕРЦІЙНЕ НАВАНТАЖЕННЯ					
23.	Пасажири		13200,00	17,77	234511,20
24.	Багаж		5174,40	18,56	96014,10
25.	Продукти харчування		728,00	19,74	14370,72
Всього			41355,50	17,85	738267,90

Примітки. Розрахунок усіх груп мас здійснюються за програмою для ЕОМ кафедри конструкції ЛА. Координата центра мас спорядженого фюзеляжу визначається за формулою $x_{\rightarrow} = \frac{\sum m_i x_i}{\sum m_i}$. Визначив центри мас споряджених крила і фюзеляжу складається рівняння рівноваги моментів відносно носової частини фюзеляжу $m_{\phi} x_{\phi} + m_{кр}(x_a + x_{кр}) = m_0(x_a + x_c)$, де x_a - положення початку САХ крила відносно носової частини фюзеляжу

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						60
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

c – відстань від початку САХ до центра мас літака. Як відомо, центрівка літака $x_T = x_a + c$ – це координата положення його центра мас в проекції на САХ крила, Вона може бути визначена із попередньої формули як На практиці центрівку літака визначають, як правило, у відносних координатах, тобто положення ЦМ літака від початку САХ, виражене у відсотках (або частках) від САХ: $\bar{x}_T = \frac{x_T - x_A}{b_A} \cdot 100\%$.

Таким чином для розрахунку центрівки літака необхідно знати положення початку САХ крила відносно носової частини фюзеляжу x_a . Початкове значення x_a можна визначити через відповідний масштаб зі схеми літака- прототипа, попередньо визначивши величину САХ і накресливши її на крилі В результаті проведених розрахунків повинні бути отримані значення центрівок літаків, які наведені у табл. 3.3.

Таблиця 3.3

Значення центрівок літаків за статистикою

Пряме крило		Стрілоподібне крило	
Низькоплан	Високоплан	Низькоплан	Високоплан
13...32	15...33	18...38	20...42

У разі, якщо ці значення не вдається отримати, то рекомендується застосувати наступні засоби корегування центрівки:

змінити розташування найбільш важких вантажів у фюзеляжі; перемістити крило вздовж фюзеляжу (при цьому буде переміщатися не тільки центр мас літака, але й САХ крила).

Для того, щоб визначити, на яку відстань l треба перемістити, наприклад, крило літака як найбільшого за масою агрегату літака, потрібно спочатку визначитися з тим, на скільки треба змінити центрівку з метою

отримання наведених рекомендованих значень . Величина визначається як різниця між розрахованими та рекомендованими значеннями. Відстань l знаходиться як $l = \frac{\Delta \bar{x}_T b_a m_0}{m_{кр}}$.

Для збільшення треба від початкового значення x_a відняти величину l , потім необхідно перерахувати центрівку літака з новим значенням x_a . З метою полегшення виконання розрахунків варіантів центрівки, рекомендується маси і відповідні координати мас звести у таблицю табл. 3.4. **Обов'язкові варіанти розрахунків центрівки літака для найбільш характерних випадків експлуатації літаків зведені у табл. 3.5.**

Під час виконання розрахунків центрівки необхідно перевірити виконання вимог: $\sum m_o = m_{спор. кр.} + m_{спор. ф.}; L_{то} \geq 3b_a$

Для посадкового варіанту масу палива орієнтовно можна прийняти 15%...20% (в залежності від типу літака) від маси палива при зльоті, а для перегінного – маса палива максимально можлива (за рахунок відсутності комерційного навантаження) і визначається місткістю паливних ємностей літака. Процес центрування вважається закінченим тільки після того, як значення центрівок для найбільш характерних варіантів експлуатації літака будуть підпадати під рекомендовані діапазони.

Таблиця 3.4.

Зведена центрувальна відомість

№ п/п	Найменування об'єкту	Маса m_i , кг	Координата центра мас x_i , м	Статичний момент маси
1.	Споряджене крило (без палива і шасі)	22963,73	0,92	21235,50
2.	Передня опора шасі (випущена)	730,67	6,20	4533,53

Продовження таблиці 3.5

3.	Основні опори шасі (випущені)	2922,69	3,00	8768,07
4.	Паливо	28295,70	1,71	48425,26
5.	Пустий споряджений фюзеляж	21522,43	18,07	388838,35
6.	Пасажири	13200,00	17,77	234511,20
7.	Багаж	5174,40	18,56	96014,10
8.	Продукти харчування	728,00	19,74	14370,72
9.	Передня опора шасі (прибрана)	730,67	5,70	4168,19
10.	Основні опори шасі (прибрані)	2922,69	3,00	8768,07

Таблиця 3.5

Варіанти центрівки літака

№ п/п	Найменування варіанту	Маса тi, кг	Статистичний момент маси тi x _i , кгм	Центр мас літака x _{цмл} i, м	Центрівка
1.	Злітна маса (шасі випущено)	95537,6 1597	816696,72	18,20	30,24
2.	Злітна маса (шасі прибране)	95537,6 1597	816331,38	18,19	30,15
3.	Посадкова маса(шасі випущено)	69225,3	772219,72	18,04	26,58
4.	Перегінний (без комерційного навантаження, шасі прибране)	76435,2	471435,37	18,15	29,15
5.	Стоянковий (без комерційного навантаження, палива, екіпажу, води, шасі випущено)	46133,4	397816,9295	18,11	28,17

НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ

Лист

63

Зм. Лист № докум Підпис Дата

Санітарне обладнання являє собою збірні блоки для тримання носилок в три яруси. Робота полягає в зміні методу кріплення цих блоків до крісельного рельсу.

Санітарне й медичне обладнання ЛА повинно бути максимально уніфіковано та відповідати вимогам діючих стандартів. Воно повинно бути виконано з міцних корозієстійких матеріалів, стійких до впливу дезінфікуючих, дегазуючих, дезактивууючих засобів, та забезпечувати зручність розміщення, транспортування та медичне обслуговування поранених та хворих.

Санітарне обладнання повинно дозволяти виконувати загрузку поранених та хворих з максимальним використанням корисного об'єму кабіни і відповідати вимогам «Руководства по эвакуации раненых и больных воздушным транспортом». Місця розміщення носилок та сидінь для легко ранених повинні бути пронумеровані відповідно схемі завантаження ЛА.

Місця для транспортування санітарного й медичного обладнання в «похідному» положенні не повинно ускладнювати загрузку та розвантаження поранених та хворих.

Спеціально обладнані робочі місця супроводжуючих медичних працівників із розрахунку одне робоче місце для медичного працівника на кожні 20 носилок, що транспортуються.

Конструкція пристроїв для установки і кріплення носилок повинна бути розрахована на складні санітарні носилки ГОСТ 16940-74 (тип П-2200) і повинна забезпечувати надійну фіксацію носилок, віброзахист поранених, можливість кріплення і звільнення рукояток носилок без значних зусиль.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						64
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

На приборному щитку робочого місця старшого медичного працівника (в тому числі на тих ЛА, де передбачено одне робоче місце медичного працівника) повинні бути встановлені наступні прилади:

- а. годинник
- б. показник висоти польоту
- в. показник швидкості польоту
- г. термометр кабінного повітря
- д. дозиметр

Освітленість робочого місця медпрацівника повинно бути не менше 100 лк. Повинно бути забезпечене освітлення при борного щитка в темний період доби.

З робочого місця медпрацівника повинно бути забезпечено зручне спостереження за пораненими та хворими тих секцій, які повинен обслуговувати медпрацівник цього посту.

Медичні працівники в кабінах транспорту потребують необхідного обладнання, наприклад панелей керування подачею кисню та панелей зв'язку. На робочому місці повинні бути індивідуальні місця для сидіння, стіл з кріпленнями для медичної сумки, портативний кисневий апарат. Кожен поранений повинен мати доступ до переносної лампи для освітлення. У кабіні також повинні бути такі зручності, як електричний стерилізатор, сховище для їжі та води, ізольована туалетна кімната з належною вентиляцією, пісуари, допоміжні ємності та дезінфікуючі розчини. Все обладнання повинно бути міцним і стійким до корозії, з індивідуальними кисневими точками для кожного пораненого.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	<i>Лист</i>
						65
<i>Зм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		

Літальні апарати, переобладнані в санітарний варіант, повинні мати перевізні побутові засоби, що забезпечують зручну, швидку та безпечно завантаження (розвантаження) поранених на носилках, легко ранених та медичних вантажів.

Літальні апарати місткістю більш ніж 30 місць для носилок і з завантажувальною висотою більше 2000 мм повинні мати механізовані бортові засоби завантаження (розвантаження) ранених і медичних вантажів.

Конструктивне виконання табельних завантажувально-розвантажувального засобу повинно забезпечувати їх встановлення силами екіпажу ЛА за мінімальний час.

Завантажувально-розвантажувальні трапи, а також двері і люки повинні мати обмеження і забезпечувати можливість безпечного завантаження (розвантаження) ранених на носилках.

Конструктивне виконання санітарного обладнання повинно забезпечувати завантаження поранених на носилках із затратами часу на завантаження і кріплення одних носилок в середньому не більше 1 хвилини.

Міцність обладнання для кріплення санітарних носилок при проектуванні та проведенні їх статичних випробовувань повинно бути забезпечена на вплив в центрі мас пораненого перевантажень в усіх льотних та посадкових випадках, а також у випадку аварійної посадки при наступних максимальних значеннях перевантажень діючих окремо:

Вперед – 6.0

Назад – 1.5

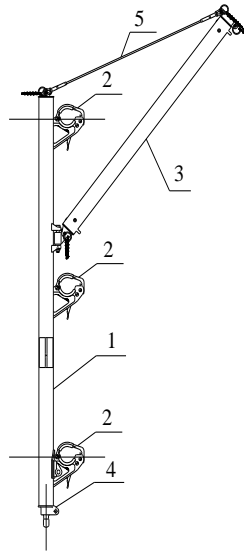
Вверх – 2.0

В низ – 4.0

По бокам – 1.5

Розрахунок на міцність елементів санітарного обладнання

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						66
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		



1. Стійка
2. Замок 10746s ГОСТ 1 10746-72
3. Підкіс верхній
4. Кронштейн
5. Канат

Рис. 3.1 Стійка санітарна

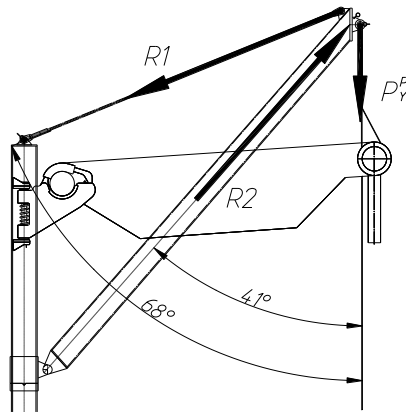


Рис. 3.2 Розрахункова система зусиль в тросі

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист 67
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

Розрахунковий випадок $n_Y^P = -6,5$;

Маса пораненого - 90 кг

$$P_Y^P = \frac{M \cdot n \cdot n_Y^P}{n1} = \frac{90 \cdot 3 \cdot 6,5}{4} = 440 \text{ кгс, где}$$

n - Кількість носилок в секції

$n1$ - точки сприйняття P_Y^P $\alpha = 68^\circ$;
 $\beta = 41^\circ$.

Складаємо систему рівнянь

$$\begin{cases} R1 \cdot \cos \alpha - R2 \cdot \cos \beta = P_Y^P (1); \\ R1 \cdot \sin \alpha = R2 \cdot \sin \beta \Rightarrow R1 = \frac{R2 \cdot \sin \beta}{\sin \alpha} (2) \end{cases}$$

Підставляємо рівняння (2) в рівняння (1)

$$\frac{R2 \cdot \sin \beta \cdot \cos \alpha}{\sin \alpha} - R2 \cdot \cos \beta = P_Y^P \Rightarrow R2 \left(\frac{\sin \beta \cdot \cos \alpha}{\sin \alpha} - \cos \beta \right) = P_Y^P \Rightarrow$$

$$R2 \left(\frac{0,656 \cdot 0,3746}{0,927} - 0,7547 \right) = 440 \Rightarrow R2 \cdot (-0,4896) = 440 \Rightarrow$$

$$\Rightarrow R2 = \frac{440}{-0,4896} = -899 \text{ кгс.}$$

$$R1 = \frac{R2 \cdot \sin \beta}{\sin \alpha} = \frac{899 \cdot 0,656}{0,927} = 636 \text{ кгс.}$$

Перевірка:

Розкладаємо реакції на: R_Y^P и R_Z^P :

від $R1$

$$R_{Y1}^P = R1 \cdot \cos 68^\circ = 636 \cdot 0,37 = 235,3 \text{ кгс}$$

$$R_{Z1}^P = R1 \cdot \sin 68^\circ = 636 \cdot 0,927 = 590 \text{ кгс}$$

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						68
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

до R2

$$R_{Y2}^P = R2 \cdot \cos 41^\circ = -899 \cdot 0,754 = -678,4 \text{ кгс}$$

$$R_{Z2}^P = R2 \cdot \sin 41^\circ = -899 \cdot 0,656 = -590 \text{ кгс}$$

$$R_{Z1}^P - R_{Z2}^P = P_Z^P$$

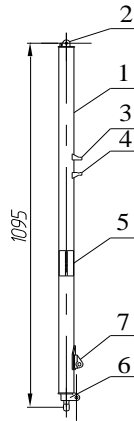
$$590 - 590 = 0$$

$$R_{Y1}^P - R_{Y2}^P = P_Y^P$$

$$235,3 - 678,4 = 440$$

Система знаходиться в рівновазі, розрахунок виконано вірно.

Висновок: $P_{тр}^P = R1 = 636 \text{ кгс}$.



1. Труба

5. Кронштейн

2. Кришка

6. Накінечник

3. Кронштейн

7. Вуха

4. Кронштейн

Рис. 3.3 Стійка

Труба 42 × 3 мм.

Матеріал труби 30ХГСА ГОСТ19277-73/0 $\sigma_{вр} = 11000 \text{ кг/см}^2$

Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата

НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ

Лист
69

Геометричні характеристики перерізу труби

Табл. 2.6

Площа перерізу, моменти і радіуси інерції, моменти опору

D	d	Min δ	δ	F	Jx , Jy	Jp	i	Wx
4,20	3,60	0,10	0,30	3,68	7,03	14,06	1,48	3,35

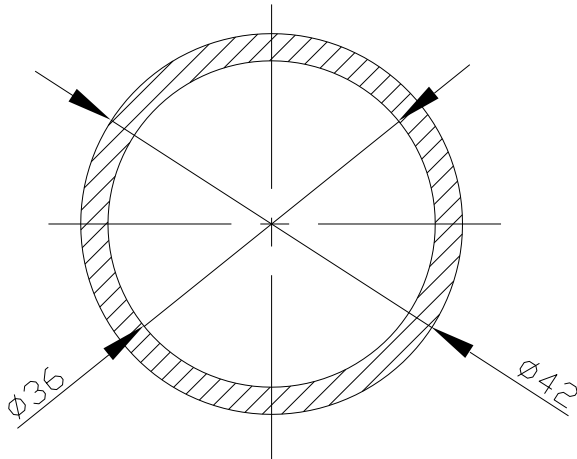


Рис. 3.4 Максимальний згинаючий момент доля стійки (труби) санітарного обладнання.

Розрахунковий випадок:

$$n_y^P = -6,5.$$

$$M_{xom}^P = P_{y\Sigma}^P \cdot L_1 = 879 \cdot 31,7 = 27864 \text{ кг} \cdot \text{см}$$

Коефіцієнт пластичності для труби:

$$k = \frac{16}{3\pi} \times \frac{1 - \alpha^3}{1 - \alpha^4} \quad \text{де } \alpha = \frac{d}{D}$$

$$k = 1.335356$$

$$D = 4.2$$

$$d = 3.8$$

$$\alpha = 0.904762$$

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		70

$$\sigma_{mp}^P = \frac{M_{xom P_{y\Sigma}}^P}{k \cdot W_{mp}} = \frac{27864}{1,33 \cdot 3,34} = 6273 \text{ кгс} / \text{см}^2.$$

Коефіцієнт запасу міцності:

$$\eta = \frac{\sigma_{сп}}{\sigma_{mp}^P} = \frac{11000}{6273} = 1,75.$$

Накінечник

$$P_X^P = P_{xT.2}^P = 526 \text{ кгс}$$

$$P_X^P = P_{yT.2}^P = -640 \text{ кгс}$$

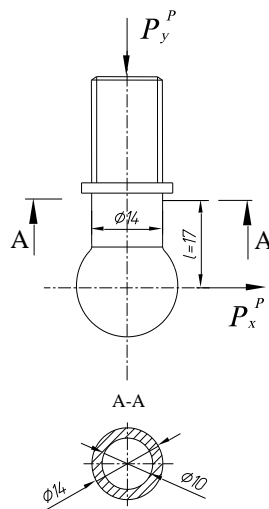


Рис. 3.5 Накінечник розрахункова схема.

$$F_{A-A} = 0,754 \text{ кгс}$$

$$W_{A-A} = 0,1993 \text{ см}^2$$

$$M_{изг.}^P = P_x^P \cdot l = 526 \cdot 1,7 = 894 \text{ кгс} \cdot \text{см}$$

$$\sigma^P = \frac{P_y^P}{F_{A-A}} + \frac{M_{A-A}}{W} = \frac{640}{0,754} + \frac{894}{0,1993} = 849 + 4486 = 5335 \text{ кгс} / \text{см}^2.$$

$$\tau^P = \frac{P_x^P}{F_{A-A}} = \frac{526}{0,754} = 698 \text{ кгс} / \text{см}^2$$

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						71
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

$$\sigma_{\text{эКВ}} = \sqrt{\sigma^{P^2} + 3 \cdot \tau^{P^2}} = \sqrt{5335^2 + 3 \cdot 698^2} = 5470 \text{ кг/см}^2$$

$$\eta = \frac{\sigma_{\text{вр}}}{\sigma_{\text{эКВ}}} = \frac{11000}{5470} = 2,01.$$

Матеріал 30ХГСА ГОСТ19277-73/0 $\sigma_{\text{вр}} = 11000 \text{ кг/см}^2$

Підкіс поперечний

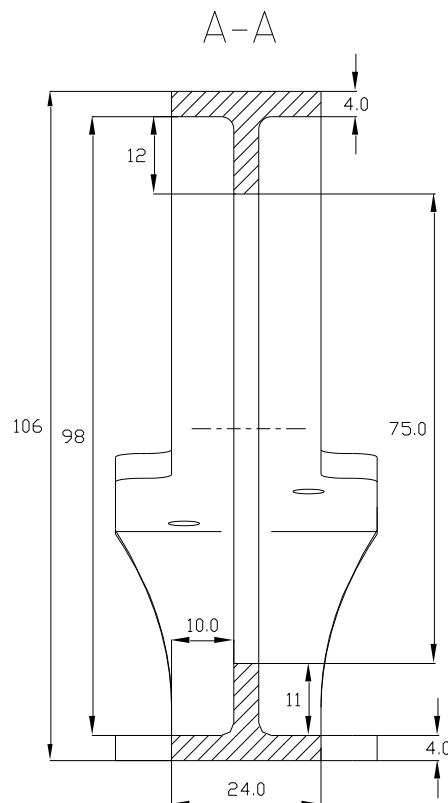
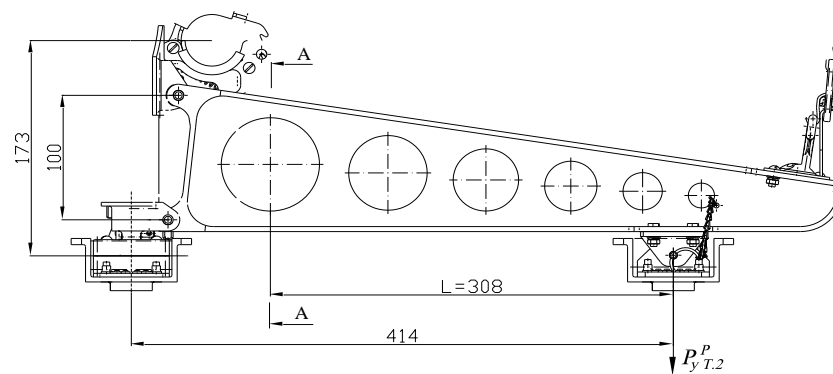


Рис. 3.6 Підкіс креслення

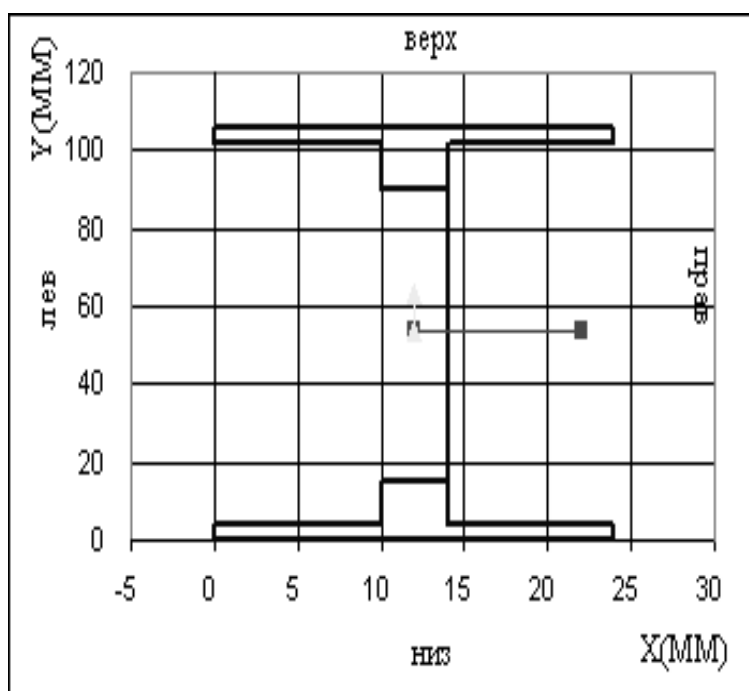
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата

НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ

Лист
72

Геометричні характеристики перерізу А-А

F =	2,840	см 2
X _{цт} =	1,200	см
Y _{цт} =	5,353	см
I _{xo} =	67,254	см 4
I _{yo} =	0,934	см 4
W _{xверх} =	12,818	см 3
W _{xниз} =	12,564	см 3
W _{управ} =	0,778	см 3
W _{yлів} =	0,778	см 3
I _{xуо} =	-0,001	см 4
I _{max} =	67,254	см 4
I _{min} =	0,934	см 4
Поворот осей=	0,000	град



От P_y^P :

$$P_{yT.2}^P = -673 \text{ кгс}$$

$$M_{изг. A-A}^P = P_{yT.2}^P \cdot L = 673 \cdot 30,8 = 20728 \text{ кгс} \cdot \text{см};$$

$$\sigma^P = \frac{M_{изг. A-A}^P}{W_{xн.}} = \frac{20728}{12,56} = 1650 \text{ кгс} / \text{см}^2.$$

Коефіцієнт запасу міцності:

$$\eta = \frac{\sigma_{сп.}}{\sigma^P} = \frac{11000}{1650} > 3.$$

От P_z^P и P_y^P :

Розрахунковий випадок

$$\begin{cases} n_y^P = -1,5; \\ n_z^P = \pm 2,32; \end{cases}$$

НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ

Лист

73

Зм. Лист № докум Підпис Дата

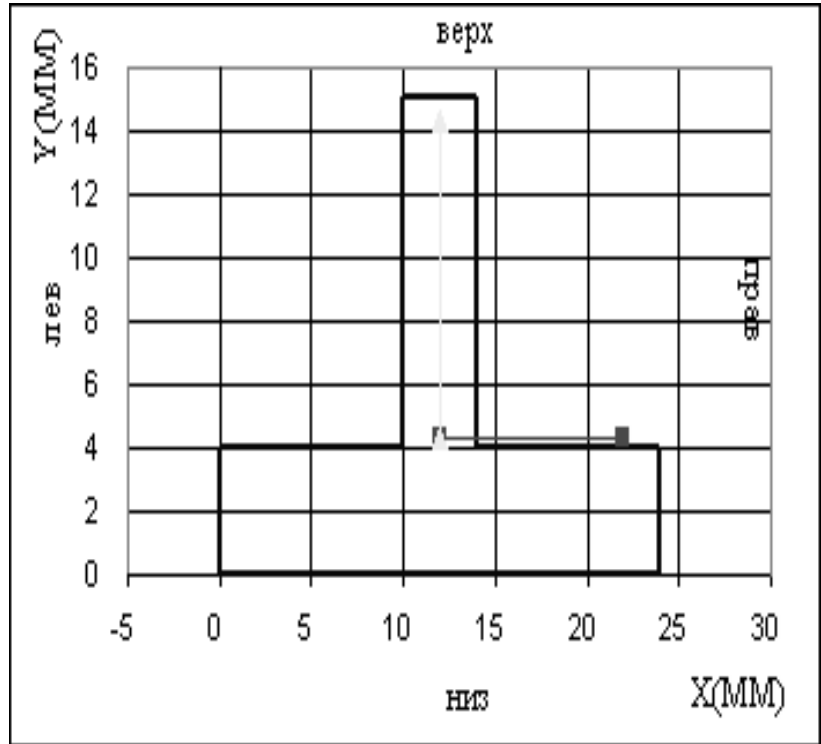
Розрахункове навантаження в точці 2:

$$P_{yT.2}^P = -633 \text{ кгс}.$$

Для даного розрахункового випадку розглянемо нижню половину перерізу «Підкоса» перерізу А-А.

Геометричні характеристики перерізу А-А.

F =	1,400	см 2
X _{цт} =	1,200	см
Y _{цт} =	0,436	см
I _{xo} =	0,227	см 4
I _{yo} =	0,467	см 4
W _{xверх} =	0,213	см 3
W _{xниз} =	0,521	см 3
W _{управ} =	0,389	см 3
W _{у лів} =	0,389	см 3
I _{xуо} =	0,000	см 4
I _{max} =	0,467	см 4
I _{min} =	0,227	см 4
Поворот осей =	0,000	град



Визначаємо згинаючий момент від $P_{yT.2}^P$

$$M_{изг.А-А}^P = P_{yT.2}^P \cdot L = 633 \cdot 30,8 = 19496 \text{ кгс} \cdot \text{см}$$

$$\sigma_{А-А}^P = \frac{M_{изг.А-А}^P}{W_{xниз}} = \frac{19496}{12,56} = 1552 \text{ кгс} / \text{см}^2.$$

Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата

НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ

Лист
74

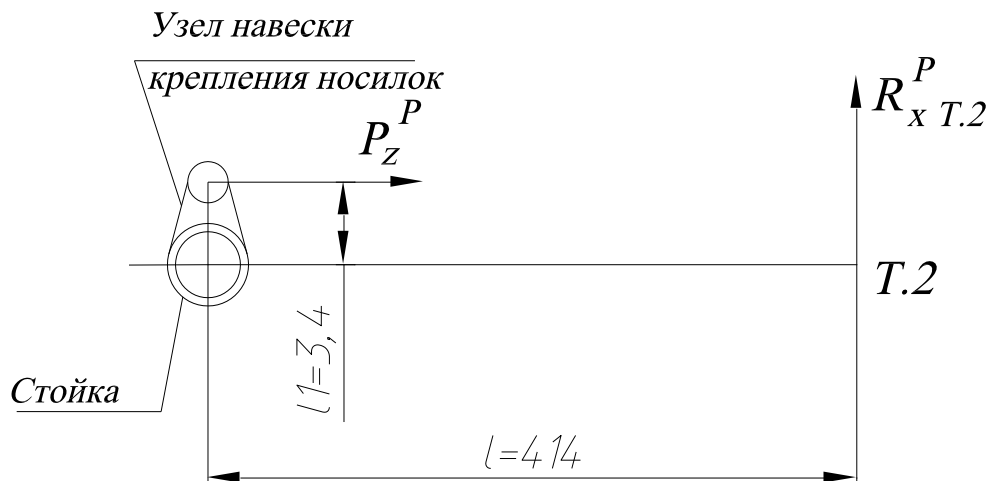


Рис. 3.7 Розрахункова схема підкосу

Визначаємо за розрахунковою схемою рис. 2.15 навантаження

$$\text{в Т.2 } P_{x T.2}^P \text{ від } P_z^P. \quad P_z^P = n_z^P \cdot P = 2,32 \cdot 90 = 209 \text{ кгс}$$

$$M_y^P = (P_z^P \cdot 3) \cdot l_1 = (209 \cdot 3) \cdot 3,4 = 2132 \text{ кгс} \cdot \text{см}$$

$$P_{x T.2}^P = M_y^P / l = 2132 / 41,4 = 51 \text{ кгс}$$

Згинаючий момент в перерізі 4-4 от $P_{x T.2}^P$

$$M_{изг.4-4}^P = P_{x T.2}^P \cdot L = 51 \cdot 30,8 = 1571 \text{ кгс}.$$

$$\sigma_{изг.4-4}^P = \frac{M_{изг.4-4}^P}{W_{y4-4}} = \frac{1571}{0,38} = 4134 \text{ кгс} / \text{см}^2$$

$$\sigma_{\Sigma}^P = \sigma_{изг.4-4}^P + \sigma_{A-A}^P = 4134 + 1552 = 5686 \text{ кгс} / \text{см}^2.$$

Коефіцієнт запасу міцності:

$$\eta = \frac{\sigma_{вр.}}{\sigma^P} = \frac{11000}{5686} = 1,93$$

Навантаження на «підкіс верхній»

$$R_2 = -899 \text{ кгс}$$

$$P_{под}^P = 900 \text{ кгс}.$$

Згин шпильки:

Плече для моменту взято в запас міцності:

$$\sigma^P = \frac{(P_{nod}^P / 2) \cdot l}{W \cdot k} = \frac{450 \cdot 0,52}{0,0212 \cdot 1,7} = 6493 \text{ кгс} / \text{см}^2.$$

k - Коефіцієнт пластичності.

$$\text{Коефіцієнт запасу міцності: } \eta = \frac{\sigma_{сп}}{\sigma^P} = \frac{11000}{6493} = 1,6.$$

Канат К4 ГОСТ 2172-80

Із високолегованої корозійностійких сталей

$$P_{разр.} = 1055 \text{ кгс.} \quad P_{тр}^P = 636 \text{ кгс.}$$

$$\text{Коефіцієнт запасу міцності: } \eta = \frac{P_{разр.}}{P_{тр}^P} = \frac{1055}{636} = 1,6.$$

Стрічка санітарна

ЛТК-44-1500 ОСТ17-667-2002

$$\text{Подовження } 30\% \quad \frac{\Delta l}{l} = 30\% \quad \frac{\Delta l}{l} = \frac{P}{EJ}$$

Жорсткість стрічки ЛТК-44-1500

$$EJ = \frac{P}{\Delta l / l} = \frac{1500}{0,3} = 5000 \text{ кгс.}$$

Грибково – пробковий вузол

Для безпосереднього кріплення санітарної стійки до крісельного рельса потрібно застосовувати вузол грибково-пробкового типу. Ні один з відомих варіантів до даної санітарної стійки не підходить. Отже проектуємо відповідний вузол під кожне кріпильне місце в крісельному рельсу (див. креслення НАУ 17 07 Ш 00 00 00 25 СС «Санітарна стійка»). На вказаному кресленні також зображена «пробка» та шайба для фіксації в одному з вузлів гвинтами діаметром 5 мм.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						76
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

Технологічна частина:

1. Габаритні розміри повинні відповідати тим, що вказані в кресленнях.

2. Матеріали і комплектуючі вироби, вживані для виготовлення вузлів і деталей повинні відповідати даним специфікацій креслень, що діють. Матеріали, вживані для виготовлення, повинні відповідати вимогам ОСТ-ту і іншій нормативно-технічній документації, що діє в галузі.

3. На збірку допускаються складальні одиниці і деталі, прийняті ВТК. Всі комплектуючі вироби і матеріали повинні пройти вхідний контроль ГОСТ 24297-87.

4. Болти, гвинти, гайки повинні загвинчуватися до упору без деформації різьби, надійно контритися відповідно до креслень і нормативно-технічній документації і не повинні мати пошкоджених граней і шлиців.

5. Вузли і деталі конструкції повинні мати надійний антикорозійний захист відповідно до вказівок в кресленнях. Лакофарбове покриття повинне бути рівним, без підтикань і шорсткості.

6. Вузли і деталі конструкції не повинні мати вм'ятин, тріщин, подряпин, слідів корозії і інших дефектів, що погіршують якість і зовнішній вигляд. Відповідною технологією повинні забезпечуватися зберігання, транспортування і збирання, що виключає пошкодження вузлів і деталей.

7. Матеріали і забарвлення повинні відповідати затвердженому планшету.

8. Однойменні вузли повинні бути взаємозамінними без індивідуальної підгонки і доопрацювання.

9. Термообробка, зварка, паяння, склеювання, клепка, штампування, лиття повинні бути виконані відповідно до вимог в кресленнях.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						77
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

Висновки до розділу 3

У третьому розділі було проведено детальний аналіз і розрахунки, що стосуються геометричних параметрів та компоновання літака. Основні аспекти, розглянуті в цьому розділі, включають вибір проектних параметрів літака та пасажирського салону, розрахунок габаритів пасажирської кабіни та її окремих зон, а також розрахунок розподілу аварійних виходів уздовж фюзеляжу.

Здійснені розрахунки дозволили:

1. Визначити оптимальні параметри крила, фюзеляжу, горизонтального та вертикального оперення, що забезпечують ефективну аеродинаміку та безпеку польоту.

2. Встановити раціональне розташування пасажирських місць, кухонь, буфетів, туалетних приміщень та аварійних виходів, що забезпечує комфорт пасажирів та відповідність вимогам авіаційних стандартів.

3. Забезпечити відповідність геометричних характеристик літака вимогам безпеки та комфорту, зокрема нормативам CS-25.

Таким чином, третій розділ дозволив сформулювати основні параметри та компоновання пасажирської кабіни літака, що забезпечують оптимальні умови для його експлуатації. Отримані результати є важливою основою для подальших розрахунків та проектних рішень, які будуть реалізовані у наступних розділах дипломної роботи.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						78
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

ВИСНОВКИ

Виконана дипломна робота представила всебічний аналіз та проектування пасажирського літака із застосуванням композитних матеріалів. Результати дослідження підтвердили, що використання композитних матеріалів дозволяє досягти високих показників безпеки, ефективності та комфорту пасажирів.

Застосування сучасних методів проектування та аналізу дозволило визначити оптимальні геометричні параметри літака, забезпечити раціональне розташування пасажирських місць, аварійних виходів та основних вузлів і агрегатів. Це забезпечує не лише комфорт пасажирів, але й відповідає високим стандартам авіаційної безпеки.

Розрахунки підтвердили, що вибрані проектні рішення забезпечують відповідність вимогам нормативних документів, зокрема CS-25. Встановлені параметри і компонування літака забезпечують ефективну аеродинаміку, безпеку польоту та зручність експлуатації.

Таким чином, результати виконаних досліджень та розрахунків підтвердили доцільність обраного підходу до проектування пасажирського літака. Використання композитних матеріалів сприяє зниженню маси конструкції, підвищенню її міцності та довговічності, що дозволяє знизити експлуатаційні витрати та підвищити конкурентоспроможність літака на ринку авіаційних перевезень.

Загалом, розробка аванпроекту пасажирського літака із застосуванням композитних матеріалів стала важливим кроком у створенні сучасних, безпечних та ефективних повітряних суден, що відповідають вимогам ринку та нормативним стандартам.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						79
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

СПИСОК ЛІТЕРАТУРНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Документація. Звіти у сфері науки і техніки. Структура і правила оформлення: ДСТУ 3008-95.– На зміну ГОСТ 7.32-91 ; [Чинний від 1996–01–01]. – К. : Держстандарт України, 1995. – 38 с.
2. Ванін В. В. Оформлення конструкторської документації: навч. посіб. / В. В. Ванін, А. В. Блюк, Г. О. Гнітецька ; М-во освіти і науки України. – 3-тє вид.– К. : Каравела , 2004. – 160 с.
3. Ісаєнко В. М. Екологія та охорона навколишнього середовища. Дипломне проектування : навч. посіб. / В. М. Ісаєнко, В. М. Криворотько, Г. М. Франчук. – К. : НАУ, 2005. – 192 с.
4. Челюканов И. П. Методические указания по курсовому проектированию для студентов специальности 1303 «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей» / [сост. : И. П. Челюканов, П. Ф. Максютинский, В. И. Лукин и др.]; КИИГА. – К. : КИИГА, 1989. – 44 с.
5. ЄСКД. Загальні положення: ДСТУ ГОСТ 2.001:2006. – На заміну ГОСТ 2.001-70 ; [Чинний від 01.01.2007]. – К. : Держспоживстандарт України, 2007. – 16 с.
6. ЕСКД. Общие требования к текстовым документам: ГОСТ 2.105-95. – Взамен ГОСТ 2.105-79; ГОСТ 2.906-71 ; [Введен 1997.07.01]. – К. : Госстандарт Украины, 1996. – 45 с.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ			
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата				
<i>Розробив</i>		<i>Бублій А.І.</i>			СПИСОК ЛІТЕРАТУРНИХ ДЖЕРЕЛ			
<i>Перевірів</i>		<i>Михайло Свирид</i>						
<i>Затвердив</i>		<i>Сергій Хижняк</i>			НН АКІ 401			

7. ЕСКД. Текстовые документы: ГОСТ 2.106-96. – Взамен ГОСТ 2.106-68, ГОСТ 2.108-68; ГОСТ 2.112-70 ; [Введен 1998.29.05]. – К. : Госстандарт Украины, 1998. – 58 с.

8. ЕСКД. Основные требования к чертежам: ГОСТ 2.109-73. – Взамен ГОСТ 2.107-68 в части разд. VIII ; ГОСТ 2.109-68 в части разд. VIII ; ГОСТ 5292-60 в части разд. VIII ; [Введен 1974.01.07]. – М. : Госстандарт Союза ССР, 1974. – 50 с.

9. ЕСКД. Нормоконтроль: ГОСТ 2.111-68. [Введен 1971.01.01]. – М. : Госстандарт Союза ССР, 1971. – 12 с.

10. ЕСКД. Форматы: ГОСТ 2.301-68. – Взамен ГОСТ 3450-60 ; [Введен 1971.01.01]. – М. : Госстандарт Союза ССР, 1971. – 4 с.

11. ЕСКД. Масштабы: ГОСТ 2.302-68. – Взамен ГОСТ 3451-59 ; [Введен 1971.01.01]. – М. : Госстандарт Союза ССР, 1971. – 3 с.

12. ЕСКД. Линии: ГОСТ 2.303-68. – Взамен ГОСТ 3459-59 ; [Введен 1971.01.01]. – М. : Госстандарт Союза ССР, 1971. – 8 с.

13. ЕСКД. Шрифты чертежные: ГОСТ 2.304-81. – Взамен ГОСТ 2.304-68 ; [Введен 1982.01.01]. – М. : Госстандарт Союза ССР, 1982. – 30 с.

14. ЕСКД. Изображения – виды, разрезы, сечения: ГОСТ 2.305-68. – Заменен ГОСТ 2.317-69 в части приложения ; [Введен 1971.01.01]. М. : Госстандарт Союза ССР, 1971. – 24 с.

15. ЕКСД Обозначения графических материалов правила их нанесения на чертежах: ГОСТ 2.306-68. – Взамен ГОСТ 3455-59 ; ГОСТ 11633-65 ; [Введен. 1971.01.01]. – М. : Госстандарт Союза ССР, 1971. – 9 с.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						81
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

16. ЕСКД. Нанесение размеров и предельных отклонений: ГОСТ 2.307-68. – Взамен ГОСТ 3458-59 ; ГОСТ 9171-59 ; ГОСТ 5292-60 – в части разд. III ; [Введен 1971.01.01]. – М. : Госстандарт Союза ССР, 1971. – 35 с.

18. ЕСКД. Обозначение шероховатости поверхности: ГОСТ 2.309-73. – Взамен ГОСТ 2.309-68 ; [Введен 1975.01.01]. – М. : Госстандарт Союза ССР, 1975. – 14 с.

17. ЕСКД. Нанесение на чертежах обозначений покрытий, термической и других видов обработки: ГОСТ 2.310-68. – Взамен ГОСТ 2940-63 – в части пп. 15–17; [Введен 1971.01.01]. – М. : Госстандарт Союза ССР, 1971. – 8 с.

18. ЕСКД. Изображения резьбы: ГОСТ 2.311-68. – Взамен ГОСТ 3459-59 ; [Введен 1971.01.01]. – М. : Госстандарт Союза ССР. – 7 с.

19. ЕСКД. Условные изображения и обозначения швов сварных соединений: ГОСТ 2.312-72. – Взамен ГОСТ 2.312-68 ; [Введен 1973.01.01]. – М. : Госстандарт Союза ССР, 1973. – 16 с.

20. ЕСКД. Изображения упрощенные и условные крепежных деталей: ГОСТ 2.315-68. – Взамен ГОСТ 3465-52 ; [Введен 1971.01.01]. – М. : Госстандарт Союза ССР, 1971. – 16 с.

21. ЕСКД. Правила нанесения на чертежах надписей, технических требований и таблиц: ГОСТ 2.316-68. – Взамен ГОСТ 5292-60 – в части разд. VI и приложения ; ГОСТ 3453-59 – в части разд. VI ; [Введен 1971.01.01]. – М. : Госстандарт Союза ССР, 1971. – 16 с.

22. ЕСКД. Правила выполнения чертежей пружин: ГОСТ 2.401-68. – Взамен ГОСТ 3461-59 ; ГОСТ 4444-60 ; [Введен 1971.01.01]. – М. : Госстандарт Союза ССР, 1971. – 29 с.

					<i>НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
						82
<i>Зм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		

23. ЕСКД. Правила выполнения зубчатых (шлицевых) соединений: ГОСТ 2.409-74. – Взамен ГОСТ 2.409-68 ; [Введен 1975.01.01]. – М. : Госстандарт Союза ССР, 1975. – 5 с.

24. ЕСКД. Упрощенные изображения подшипников качения на сборочных чертежах: ГОСТ 2.420-69; [Введен 1971.01.01]. – М. : Госстандарт Союза ССР, 1971. – 11 с.

25. ЕСКД. Схемы. Виды и типы. Общие требования к выполнению: ГОСТ 2.701-84. – Взамен ГОСТ 2.701-76 ; [Введен 1985.01.07]. – М. : Госстандарт Союза ССР, 1985. – 17 с.

26. ЕСКД. Правила выполнения кинематических схем: ГОСТ 2.703-68 ; [Введен 1971.01.01]. – М. : Госстандарт Союза ССР, 1971. – 7 с.

27. ЕСКД. Правила выполнения гидравлических и пневматических схем: ГОСТ 2.704-76. – Взамен ГОСТ 2.704-68 ; [Введен 1978.01.01]. – М. : Госстандарт Союза ССР, 1978. – 17 с.

28. ЕСКД. Обозначения условные графические в схемах. Элементы кинематики: ГОСТ 2.770-68. – Взамен ГОСТ 3462-61 ; [Введен 1971.01.01]. – М. : Госстандарт Союза ССР, 1971. – 27 с.

29. Сетрولوجія. Одиниці фізичних величин. Фізичні сталі та характеристичні числа. Основні положення, позначення, назви та значення: ДСТУ 3651.2-97.– На зміну ГОСТ 8.417-81 ; [Чинний від 1999.01.01]. – К. : Держстандарт України, 1998. – 35 с.

30. Электротехника. Буквенные обозначения основных величин: ГОСТ 1494- 77.; [Введен 1978.01.01]. – М. : Госстандарт Союза ССР, 1979. – 39 с.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						83
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		

31. ЄСКД. Основні написи: ДСТУ ГОСТ 2.104:2006. – На зміну ГОСТ 2.104- 68; [Чинний від 2007.01.07]. – К. : Держспоживстандарт України, 2008. – 25 с. 34. Система стандартів з інформації, бібліотечної та видав-ничої справи.

32. Бібліографічний запис. Бібліографічний опис. За-гальні вимоги та правила складання: ДСТУ ГОСТ 7.1:2006. – На зміну ГОСТ 7.1-84 ; ГОСТ 7.16-79 ; ГОСТ 7.18-79 ; ГОСТ 7.34-81 ; ГОСТ 7.40-82 ; [Чинний від 2008.01.04]. – К. : Держспоживстандарт України, 2008. – 57 с.

33. Система конструкторської документації. Терміни та визначення основних понять: ДСТУ 3321:2003 ; [Чинний від 2004.01.10]. – К. : Держспоживстандарт України, 2004. – 55 с.

					НАУ 24 02Б 00 00 00 96 ПЗ	Лист
						84
Зм.	Лист	№ докум	Підпис	Дата		