

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
АЕРОКОСМІЧНИЙ ФАКУЛЬТЕТ
КАФЕДРА КОНСТРУКЦІЇ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ**

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри
д-р техн. наук, професор
_____ Ігнатович С.Р.
«__» _____ 2021 р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА

**(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)
ЗДОБУВАЧА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ
«МАГІСТР»**

**ЗА ОСВІТНЬО-ПРОФЕСІЙНОЮ ПРОГРАМОЮ
«ТЕХНІЧНЕ ОБСЛУГОВУВАННЯ ТА РЕМОНТ ПОВІТРЯНИХ
СУДЕН І АВІАДВИГУНІВ»**

Тема: «Удосконалення процесу відновлення клепаных з'єднань планера широкофюзеляжного далекомагістрального пасажирського літака

Виконав: _____ Є.Ю. Завгородній

Керівник: канд. техн. наук, доц. _____ М.М. Свирид

Консультанти з окремих розділів пояснювальної записки:

охорона праці: канд. техн. наук, доц. _____ О.М.Гурченко

охорона навколишнього середовища:
канд. біол. наук, доц. _____ Є.О.Бовсуновський

Нормоконтролер з ЄСКД (ЄСПД):
канд. техн. наук, доц. _____ С.В. Хижняк

Київ 2021

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Аерокосмічний факультет

Кафедра конструкцій літальних апаратів

Освітній ступень «Магістр»

Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»

Освітньо-професійна програма «Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

д-р техн. наук, професор

_____ С.Р. Ігнатович

«__» _____ 2021 р.

ЗАВДАННЯ**на виконання кваліфікаційної роботи****ЗАВГОРОДНЬОГО ЄВГЕНІЯ ЮРІЙОВИЧА**

1. Тема роботи: «Удосконалення процесу відновлення клепаных з'єднань планера широкофюзеляжного далекомагістрального пасажирського літака»

затверджено наказом ректора від 11 жовтня 2021 року № 2197/ст.

2. Термін виконання роботи: з 25 жовтня 2021 р. по 31 грудня 2021 р.

3. Вихідні дані до роботи: кількість пасажирів – 440 осіб, кількість членів екіпажу - 4 особи, кількість бортпровідників – 8 особи, крейсерська швидкість – 900 км/г, дальність польоту з комерційним навантаженням – 8500 км, комерційне навантаження – 50160 кг, злітна маса спорядженого літака – 297000 кг.

4. Зміст пояснювальної записки: призначення та область використання, технічний опис літака, вибір та обґрунтування схеми літака, вибір параметрів, компоновка літака, центровка літака; призначення і опис характеристик клепоквих з'єднань, конструювання клепоквих з'єднань.

5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстрованого) матеріалу: загальний вид літака (A1x1), компонування літака (A1x1), креслення вузлів клепоквих з'єднань (A1x1). Графічний (ілюстрований) матеріал виконаний за допомогою програм *Excel* та *SolidWorks, AutoCad*.

6. Календарний план-графік

Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
Аналіз результатів досвіду експлуатації широкофюзеляжних далекомагістральних пасажирських літаків	25.10.21 р. – 31.10.21 р.	<i>виконано</i>
Проект широкофюзеляжного далекомагістрального пасажирського літака на прототипі Б747	1.11.21 р. – 5.11.21 р.	<i>виконано</i>
Аналіз причин нестабільної роботи клепальних з'єднань.	6.11.21 р. – 10.11.21 р.	<i>виконано</i>
Удосконалення конструктивних характеристик розроблених літака клепальних з'єднань.	11.11.21 р. – 15.11.21 р.	<i>виконано</i>
Визначення методів розрахунків клепальних з'єднань.	16.11.21 р. – 20.11.21 р.	<i>виконано</i>
Обґрунтування розрахунків клепальних з'єднань.	21.11.21 р. – 24.11.21 р.	<i>виконано</i>
Виконання окремих розділів роботи: -охорона праці, -охорона навколишнього середовища	25.11.21 р. – 27.12.21р. 28.12.21 р. – 29.11.21 р.	<i>виконано</i>
Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріала	30.11.21 р. – 13.12.21 р.	<i>виконано</i>
Попередній захист дипломної роботи ЗАХИСТ	15.12.21 р. – 20.12.21р.	<i>виконано</i>

7. Консультанти з окремих розділів

Розділ	Консультант	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	Канд. техн. наук, доцент Гурченко О.М.		
Охорона навколишнього середовища	Канд. біол. наук, доцент Бовсуновський Є.О.		

8. Дата видачі завдання: «22» жовтня 2021 року.

Керівник дипломної роботи _____ М.М. Свирид

Завдання прийняв до виконання _____ Є.Ю.Завгородній

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Удосконалення процесу відновлення клепаних з'єднань планера широкофюзеляжного далекомагістрального пасажирського літака»

100 с., 22 рис., 7 табл., 14 джерел.

Об'єкт дослідження - розробка процесу удосконалення відновлення клепаних з'єднань планера широкофюзеляжного далекомагістрального пасажирського літака.

Предмет дослідження – визначення закономірностей конструювання і методика розрахунків заклепкових з'єднань обшивки літака.

Мета дипломної роботи - розробка аванпроекту далекомагістрального пасажирського літака; визначення умов підвищення основних параметрів і міцності заклепкових швів.

Методи дослідження.

Проведення ескізного і розрахункового проектування літака даного типу з використанням програмного забезпечення розробленого на кафедрі КЛА АКФ. Обґрунтування методики подовження працездатності заклепкових швів за допомогою програмного забезпечення.

Практичне значення результатів дипломного проекту визначається технологічністю процесів клепальних з'єднань підвищення міцності і довговічності заклепок.

Матеріали дипломної роботи можуть бути рекомендовані до використання в навчальному процесі і практичній діяльності фахівців на ремонтних підприємствах і конструкторських бюро

ПАСАЖИРСЬКИЙ ЛІТАК, ОПОРИ ШАСІ, КОНСТРУКЦІЯ ПЛАНЕРА, ТЕХНІЧНА ЕКСПЛУАТАЦІЯ, ЗАКЛЕПОЧНИЙ ШОВ

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ, УМОВНИХ ПОЗНАК, ОДИНИЦЬ І	
ТЕРМІНІВ	8
ВСТУП.....	9
РОЗДІЛ 1. АНАЛІЗ ПРОТОТИПІВ ШИРОКОФЮЗЕЛЯЖНИХ	
ДАЛЕКОМАГІСТРАЛЬНИХ ПАСАЖИРСЬКИХ ЛІТАКІВ -1.2.	11
1.1 Загально технічний опис літака.....	11
1.2 Вибір основних параметрів крила.....	16
1.4 Вибір основних параметрів крила.....	17
1.5 Вибір типу, параметрів та кількості двигунів	18
1.6 Постановка задач	18
РОЗДІЛ 2 КОМПОНОВКА ЛІТАКА	20
2.1 Визначення параметрів проектованого літака	20
2.1.1 Розрахунок геометричних параметрів крила.....	21
2.1.2 Компонування фюзеляжу.....	23
2.1.3 Визначення геометричних і конструктивно-силових	23
параметрів фюзеляжу.....	
2.1.4 Салон літака.....	24
2.1.5.Компонування пасажирського і побутового обладнання	24
фюзеляжу.....	
2.1.6 Кабіна екіпажу.....	25
2.1.7 Багажні приміщення.....	26
2.1.8 Кухні і буфети.....	26
2.1.9 Гардероби.....	27
2.1.10 Туалетні приміщення.....	27
2.1.11 Проектування виходів літака і аварійні засоби	28

2.1.12 Розрахунок основних параметрів і компоновання шасі	29
2.1.13 Компоновання і розрахунок основних параметрів оперення.	29
2.1.14 Визначення розмаху горизонтального оперення.....	31
2.1.15 Вибір і ув'язка силових схем агрегатів....	33
2.2 Центрування літака.....	34
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 2.....	35
РОЗДІЛ 3 КОНСТРУКЦІЯ КЛЕПКОВИХ З'ЄДНАНЬ	38
3.1 Причини і види зносу заклепок.....	40
3.1.1 Основні дефекти клепок.....	44
3.2 Загальна характеристика клепкових з'єднань.....	44
3.3 Заклепкові матеріали. Допустимі напруження.....	46
3.3.1 Умови з'єднання конструкцій з алюмінієвих сплавів заклепками	48
3.4 Конструювання заклепочних з'єднань.....	49
3.5 Розрахунок клепкових з'єднань.....	53
3.5.1 Розрахунок міцних клепкових з'єднань.....	55
3.5.2 Розрахунок ексцентрично навантажених швів.....	59
3.5.3 Розрахунок на зминання.....	62
3.6. Особливості заклепок з одностороннім підходом в зону клепок.....	64
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 3.....	71
4 ОХОРОНА ПРАЦІ.....	75
1 Загальні вимоги охорони праці.....	77
2 Вимоги охорони праці перед початком роботи.....	77
3 Вимоги охорони праці під час роботи.....	79
4 Вимоги охорони праці в аварійних ситуаціях.....	80
5 Вимоги охорони праці після закінчення роботи.....	81
	83

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 4.....	84
5 ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА.....	85
5.1 Вплив виробничих потужностей при відновленні клепальних з'єднань на навколишнє середовище	91
5.2 Заходи що необхідні для зменшення впливу на довкілля при утилізації авіаційної техніки.....	93
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 5.....	95
6. ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ.....	97
7 Список бібліографічних посилань використаних джерел.....	99

Перелік скорочень умовних познач, одиниць і термінів

ВСУ	- відсік гідравлічного обладнання
ЗС	- злітна смуга
КО	- кисневе обладнання
ЛА	- літального апарату
МПЛ	- місцевих повітряних ліній
МПЛ	- місцевих повітряних ліній
ПОС	- противообледеніння система
СКП	- система кондиціювання повітря
ЦМ	- центр мас
САХ	- середньої аеродинамічної хорди
ПС	- повітряне судно
АТ	- авіаційної техніки
ЗПС	- запасних посадкових смуг
	-
b_0	- кореневу хорду крила:
b_x	- кінцеву хорду крила
L	- розмах крила
L_{ϕ}	- довжину фюзеляжу
$m_{оп}$	- маса оперення
S	- площа поверхні крила
	-
	-

ВСТУП

Для забезпечення рентабельної експлуатації авіаційної техніки з високим рівнем регулярності та надійності польотів в умовах жорсткої конкурентності на світовому ринку, необхідно створювати нові експлуатаційно прибуткові та технічно надійні повітряні судна в цивільній авіації. Які втілять у собі нові досягнення науки та техніки. Авіабудівна промисловість опирається на новітні досягнення науки і техніки, що впроваджуються при розробці, створенні та введенні в експлуатацію нових зразків авіаційної техніки.

Актуальність теми

Багато з цих вимог є суперечливими, наприклад ПС відповідно повинно мати хороші експлуатаційні показники і водночас має бути досить міцним в експлуатації та мати найменшу питому масу за відносно невеликих несучих деталей конструкції (крила, фюзеляжу). Чому задоволення переліченим вимогам для формування повітряних суден зводиться до пошуку правильних пропорцій у компромісах з-поміж них. При проектуванні пасажирських літаків однією з практичної та економічної точки зору експлуатації є можливість різних варіантів компоновки пасажирської кабіни і створення міцної конструкції фюзеляжу для перевезення необхідних комерційних вантажів. Компоновка літака - це обопільне просторове розташування частин ЛА і його необхідних технічних пристроїв.

Відрізняють два основних види компоновання:

- зовнішню, або аеродинамічну компоновку, яка визначає зовнішній вигляд літального апарату (ЛА);
- внутрішню, що характеризує її розміри (приміром, розміри фюзеляжу літака).

Основною умовою працездатності та міцності несучих поверхонь літака пов'язано з якісним виконанням заклепувальних з'єднань на виробництві у процесі створення корпусу та несучих поверхонь ЛА.

Основними матеріалами є заклепки. Кількість використовуваних заклепок у літаках і вертольотах середньої ваги досягає 400 000 - 800 000 шт., на важких та надважких - до 1 500 000 - 2 000 000 шт. За такої кількості заклепок трудомісткість складально-клепальних робіт становить 30-35% загальної трудомісткості виготовлення планера літака або вертольота. При цьому продовження життєдіяльності підтримується номенклатурним ремонтом. Під ремонтом АТ розуміється комплекс організаційних, технологічних та економічних заходів щодо відновлення ресурсу обвідних поверхонь.

Заклепувальні з'єднання становлять значну масу кріпильних виробів, що використовуються при складанні літака. Відрізняється високим ресурсом та живучістю, низькою собівартістю, можливістю автоматизувати складальні роботи. Основними параметрами зовнішніх поверхонь є статична та втомна міцність, можливість утримувати герметичність. Процеси відновлення заклепувальних з'єднань планера літака супроводжуються створенням більш перспективних заклепок для усунення дефектів обшивки у доступних та недоступних місцях.

Вимоги до зростання експлуатаційних параметрів супроводжуються підвищенням навантаження на з'єднувальні елементи обшивки та зовнішніх контурів, тому визначення навантаження та їх напрямків має значну увагу при конструюванні ЛА.

РОЗДІЛ 1

АНАЛІЗ ПРОТОТИПІВ ШИРОКОФЮЗЕЛЯЖНИХ ДАЛЕКО- МАГІСТРАЛЬНИХ ПАСАЖИРСЬКИХ ЛІТАКІВ

1.1. Загально технічний опис літака.

Проектоване ПС є пасажирський літак, що є чотиримоторний турбовентиляторний низькоплан зі стрілоподібним крилом, класичним оперенням (стабілізатор розташований на фюзеляжі) і розташуванням двигунів під крилом.

Цей літак призначений для експлуатації на далеко-магістральних маршрутах, достатньо обладнаний засобами з аеронавігаційними якостями і відповідає типу аеродромів класу А.

Конструктивно літак поділяється на такі елементи: - фюзеляж, що включає гермокабіни для екіпажу і пасажирів; - крило кесонного типу; - класичне оперення; - Двигуни ТРДД 4 шт; - шасі п'яти опорна.

Літак спроектований для здійснення комерційних перевезень основним чином пасажирів, вантажів та пошти на далекі відстані у сфері діяльності цивільної авіації.

В основі передбачено виконання наступних основних вимог:

- економічна доцільність необхідної перевезень;
- безпека транспортування і забезпечення максимальної пасажиромісткості
- забезпечення умов максимального комфорту для пасажирів під час польоту;
- можливості забезпечення виконання польотів в умовах при нестабільних ситуаціях та в умовах польоту по приладах;
- використання ЗПС невеликих аеродромів;
- забезпечення стабільності перевезень.

На спочатку збираємо статистичні дані з кількох літаків (таблиця 1.1).

Таблиця 1.1 - Статистичні дані літаків прототипів

Найменування і розмірність	Прототипи		
	Ил-96	McDonnell Douglas DC-10	Boeing 747- 200B
Макс. платне навантаження, кг	58000	48300	50160
Екіпаж, чел.	3+9 бп	5+10 бп	4+8 бп
пасажиромісткість	436	380	440
Навантаження на крило, кН/м ²	5,6	6,52	6,48
Дальність польоту з G_{\max} , км	10000	9390	8500
Діапазон крейсерських висот, км	9,5-12	9,5-10,7	9,5-12,2
$V_{кр. \max/H}$, км /год	870	925	905
$V_{кр. екон /H}$, км / год	860	924	890
Енергоозброєність, Н / кг	2,52	2,67	2,43
Кількість і тип двигунів	4хПС-90А	3хJT9D-9А	4хJT9D-7А
Злітна потужність, кН	160	178	216
Крейсерська потужність, кН	32	40	46
Пит. витрата палива зл., кг / кН год	0,59	0,36	0,34
Пит. витрата палива крейс., кг / кН год	0,39	0,63	0,63
Ступінь підвищення тиску	38	22	24
Посадкова швидкість, км /час	250	252	254
Швидкість відриву, км / час			320
Довжина розбігу, м	2 800		
Довжина пробігу, м	2 300		
Дистанція злітна, м	2700	3200	3230
Дистанція посадкова, м	1650		1875
Злітна маса, кг	265000	259500	297396
Посадкова маса, кг	175000	182800	134 000
Відн. маса пустого літака,%	54,65	48	55,2

Відн. маса палива,%	25,5	35,5	26,3
Відн. маса комерц. навантаж,%	20,4	17,8	22,8
Розмах крила, м	60,1	50,39	59,6
Стріловидність по 1/4 хорди 0	35	35	37,5
Средня геометрична хорда, м	7,35	7,73	10,9
подовження крила	6,54	6,51	6,97
звуження крила	3,5	3,92	3,22
Довжина фюзеляжу, м	59,94	55,3	68,6
Діаметр фюзеляжу, м	6,08	6,01	6,5
Подовження фюзеляжу, м	9,3	8,52	9,23
Довжина пасажирської кабіни, м	44	41,48	56
Ширина пасажирської кабіни, м	5,69	5,72	6,3
Висота пасажирської кабіни, м	2,6	2,41	2,9
Ширина проходу, м	2 x 490	2 x 490	2 x 400
Розмах ГО, м.	17,6	22,5	22,17
Стрілоподібність по 1/4 хорди,	38	38	39
Відносна площа ГО,%	0,42	0,45	0,267
подовження ГО	4,3	4,8	3,6
звуження ГО	2,1	2,3	3,7
Відносна площа КП,%	23	25	23
Висота КП500, м	7,8	7,4	10,2
Стрілоподібність ГО по 1/4 хорди,	40	50	45
Относительная площадь ВО,%	20	12	15
подовження ГО	1,3	1,5	1,6
звуження ГО	2,2	2,2	
Відносна площа КН,%	31	36	33
База шасі, м	22,19	23,16	25,6
Коля шасі, м	11,15	11,58	11

У процесі проектування необхідний обсяг виконання цих вимог повинен відповідати нормам, визначеним в Авіаційних правилах України та документах ІКАО.

Відповідно на першому етапі проектування літака проводимо обґрунтування схеми літака слід виконувати на підставі інформації, наведеної у літературі. Проектований літак виконаний за схемою низькоплан, при аварійній посадці з не випущеними шасі удар сприймається в основному конструкцією крила, захищає пасажирів та екіпаж. У разі аварійної посадки на воду крило, завдяки вбудованим паливним бакам-кесонам, виконує роль понтону, разом із фюзеляжем забезпечуючи плавучість літака підвищуючи його життєдіяльність.

Стійки шасі вдається зробити короткими, за умов посадки на тверді полоси та підготовлені аеродроми. Завдяки чому збільшується їх міцність та зменшується вага, спрощується прибирання та випуск. Проектований літак має п'яти опорну схему шасі з носовою опорою. Така схема шасі забезпечує літаку високу стійкість на розбігу та пробігу, хорошу керованість під час руху по землі та ефективне гальмування коліс через відсутність капотування.

Схема розташування крила дозволяє реалізувати горизонтальне положення поздовжньої осі як на стоянці, так і під час руху по аеродрому, тому для пілотів покращується огляд з кабіни екіпажу і підвищується комфорт для пасажирів.

Даний літак проектується за класичною однокільовою схемою розташування горизонтального оперення.

Згідно вимог ІКАО всі літаки цивільної авіації повинні проектуватися, як найменше, з двома двигунами. При відмові 50% двигунів у польоті літак має бути здатним продовжити горизонтальний політ із меншою висотою та швидкістю.

У цій схемі літака використано розташування двигунів під крилом. З метою безпеки використовуємо чотири сучасні економічні

турбовентиляторні двигуни, що дозволяє при відмові одного двигуна продовжити безпечний політ літака.

Основою при проектуванні літального апарату є максимальне зменшення витрат на паливо, як за рахунок аеродинамічного компонування, так і за рахунок раціонального вибору силового устаткування.

Економічність експлуатації визначається витратою палива, що головним чином підтверджується відповідними параметрами двигунів. Витрати на амортизацію двигунів становлять 15% від загальних витрат, що майже вдвічі перевищує витрати на амортизацію літака. Витрати на паливо, становлять понад 30%, що є найбільшою статтею загальних витрат в експлуатаційному режимі авіаперевезень.

Згідно норм льотної придатності літаків транспортної категорії вимагається щоб пасажирський літак мав два двигуна потрібної потужності. Це необхідно для того, щоб у разі несправності одного двигуна в кінці ЗПС літак міг виконати зліт і набір безпечної висоти з забезпеченням певної величини вертикальної швидкості та кутом нахилу траєкторії зльоту θ .

Проектування кількості та типу двигунів на літаку залежать від його маси, дальності польоту, класу аеродрому базування. В представленій роботі тип, кількість, розташування двигунів орієнтовно задається згідно статистичних даних з урахуванням ступеня підвищення тиску двигунів та конструкційного ступеня двоконтурності.

1.3 Вибір основних параметрів крила.

Основною літаків є геометричні параметри крила, до яких відносяться профіль і відносна товщина C , стрілоподібність χ по 0,25 хорд, подовження λ , звуження η , кут поперечного V крила і питоме навантаження на крило P , які впливають на форму та аеродинамічні характеристики крила і значною мірою визначаються формою крила в плані. Параметри профілю (X_c , f) та відносна товщина крила, як показує практика літакобудування, залежать від числа M крейсерського польоту $M_{кр}$.

Якщо у проектованого літака $M_{кр} < 0,8$ то для його крила найбільш доцільно застосовувати несиметричні «несучі») профілі із закругленою передньою кромкою і з порівняно переднім (на 20...30% хорди) положенням максимальної товщини C , яка в кореневій частині крила може становити 15...18%, а на кінці крила – 10...12% хорди. Для крил сучасних літаків, що літають з швидкістю біля звукової застосовують близькі до симетричних та асиметричні профілі з більш гострою передньою кромкою та з порівняно заднім положенням максимальної товщини $X_c = 35...45\%$

Характерно більш плавний розподіл тисків уздовж хорд крила, знижує значення місцевої повітряної швидкості над верхньою поверхнею крила та сприяє збільшенню критичного числа польоту $M_{кр}$. З тих же міркувань відносна товщина крила біля звукових літаків з $M_{кр} = 0,8...0,9$ зазвичай зменшується (12...14% у корені та 8...9% на кінці крила).

В останні роки основою проектування крила дозвукових пасажирських літаків використовують суперкритичні профілі (профілі подвійної кривизни), їх недолік в технічному забезпеченні виробництва. Проте порівнянні зі звичайними профілями, такої ж відносної товщини, мають більш високі (на 0,08...0,1) значення $M_{кр}$. Основою проектування і виготовлення крила є збільшення $M_{кр}$ польоту, що несприятливо позначається на жорстких і вагових характеристиках крила, а також призводять до помітного зниження максимальних ролей коефіцієнта підйомної сили $C_{y_{max}}$.

Стрілоподібні крила витримують збільшення критичного числа Маха польоту, підвищення стрілоподібності крила не тільки зміщує на великі швидкості польоту початок хвильової кризи, а й пом'якшує її перебіг, зменшує приріст опорів, покращує характеристики стійкості та керованості літака на біля звукових швидкостях.

Крім того, стрілоподібність крила підвищує критичну швидкість флатера та дивергенції. Однак зі збільшенням кута стрілоподібності знижуються $C_{y_{max}}$ та K_{max} крила, зменшується ефективність злітно-посадкової механізації. Зазначені обставини зумовлюють «економне» застосування

стріловидності, тобто кут стріловидності крила надзвукового літака вибирається зазвичай за мінімумом, визначеним величиною заданої швидкості (числа $M_{кр}$) крейсерського польоту. Крім того λ впливає на вагові та жорсткі характеристики конструкції крила.

Подовження крил має широкий діапазоні, $\lambda = 8 \dots 12$, і у великорозмірних літаках з великою розрахунковою дальністю польоту мають великі значення подовження.

Для наближеної оцінки подовження крила проектованого літака може бути використана формула:

$$\lambda = 10,5 \cdot \cos^2 \chi;$$

При підвищенні звуження η сприятливо підвищуються діапазон розподілу зовнішніх навантажень, рекомендацій жорсткості та вагових характеристик крила. У зв'язку з зазначеними постановами звуження прямих крил дозвукових літаків виповняється зазвичай невеликим і становить величину $\eta = 2 \dots 2,5$, що забезпечує ближній до мінімуму індуктивний опірність крила та високі значення $C_{y_{max}}$ посадки. Кут поперечного V крила, як відомо, є засобом забезпечення ступеня поперечної стійкості літака. Його величина та знак залежить від огляду формує схему огляду літака, а для літаків зі стрілоподібним крилом – ще й від кута стрілоподібності.

Однак компонувальні та інші вимоги (наприклад, посадка з креном) можуть викликати негативного V стрілоподібного крила. Це спричинить встановлення в системі управління автоматичних демпферів нищпорення і вимагатиме деякого збільшення площі вертикального оперення. Вибираємо наступні основні параметри крила:

$$\lambda = 6,96; \quad \eta = 3,22; \quad C = 0,110; \quad \chi_{0.25} = 36^\circ.$$

1.4 Вибір основних параметрів фюзеляжу.

Аеродинамічні та вагові рекомендації фюзеляжу безмірно залежать від його форми та розмірів, які виділяються такими геометричними параметрами, як форма торцевого перерізу, подовження $\lambda_{ф}$ та діаметр фюзеляжу $d_{ф}$. Подовження фюзеляжу та його частин (носовий $\lambda_{нч}$ та

хвостовий $\lambda_{хч}$) вибираються з міркувань аеродинаміки та ваги фюзеляжу. При виборі l_{ϕ} проєктованого літака можна орієнтуватися на такі статистичні дані сучасних літаків. При $M_k < 0,9$: $\lambda_{\phi} = 10 \dots 13$ - літаки великої пасажиромісткості.

Остаточні їх значення уточнюються при виконанні креслення фюзеляжу. Попередню оцінку діаметра фюзеляжу слід виконувати, спираючись на статистичні дані та параметри прототипів.

$$D_{\phi} = 7,13 \text{ м}; \quad \lambda_{\phi} = 12$$

1.5 Вибір типу, параметрів та кількості двигунів

Для підбору силової установки необхідно мати такі дані: призначення літака, його потрібні льотно-технічні характеристики (ЛТХ) і злітно-посадкові характеристики (ВПХ), злітну масу. Для розрахунку відносних мас палива необхідно визначити середню крейсерську питому витрату палива за вибраними безрозмірними параметрами силової установки. Питома витрата палива (кг/кН·ч) на злітному режимі двигуна.

1.6 Постановка задач

Мета і задачі дослідження.

Мета дослідження - розрахунок аванпроєкту планера широкофюзеляжного далекомагістрального пасажирського літака
Визначення процесу відновлення клепаных з'єднань літака.

Мета дипломної роботи - розробка аванпроєкту далекомагістрального пасажирського літака; визначення основних параметрів і умов підвищення міцності заклепкових швів.

Для реалізації поставленої цілі в роботі визначені наступні задачі:

- обґрунтувати вибір параметрів проєктування пасажирського широкофюзеляжного далекомагістрального літака;
- зробити аналіз експлуатації обтічних поверхонь корпусу літака та обґрунтувати працездатність заклепкових з'єднань.

Об'єкт дослідження - розробка процесу удосконалення відновлення клепаных з'єднань планера широкофюзеляжного далекомагістрального пасажирського літака.

Предмет дослідження – визначення закономірностей конструювання і методика розрахунків заклепкових з'єднань обшивки літака.

Методи дослідження.

Для реалізації визначених задач використовували програмне забезпечення розроблене на кафедрі КЛІА для розрахунків технічних параметрів літака. Комп'ютерні програми AutoCad, XL.

РОЗДІЛ 2

КОМПОНОВКА ЛІТАКА

2.1 Визначення параметрів проектованого літака

Компонування ПС поєднує в собі ув'язку взаємного розміщення частин його конструкції і усіх видів навантаження (палива, пасажирів, багажу, вантажу, та ін.).

Схема компонування і параметрів ПС зобов'язані забезпечувати найкраще виконання експлуатаційно-технічних вимог.

Компонування літака поєднує в собі такі взаємозв'язані процеси:

- аеродинамічну;
- об'ємно-масову;
- конструктивно-силову компоновку.

Виконання кожного з цих умов ціленаправлено організовує отримання високої економічної ефективності літака.

Забезпечення здійснення аеродинамічних вимог повинні ґрунтуватися на аеродинамічних якостях компонування, яка зводиться до вирішення завдань щодо забезпечення:

- широкого діапазону швидкостей V від злітно-посадкових до V_{\max} максимальних з найменшим часом зміни швидкісного режиму від однієї до іншої на початковому і остаточному режимах польоту літака;

- якнайбільших аеродинамічних параметрів літака в крейсерському польоті на розрахованих швидкостях. З забезпеченням мінімального лобового опору літака і, окремо, мінімальних втрат на балансування;

- при зльоті та посадці можливо більшої величини C_y літака;
- на протязі всього маршруту польоту літака має мати нормований запас стійкості і керованості;

- на літаку повинні бути найбільш придатні умови роботи силового устаткування, що відзначаються оптимально можливими втратами на вході повітря в двигуни і на виході газів за їх межами;

- безпечного виходу літака на граничні режими польоту (наприклад, надмірні швидкості або значні кути атаки), що не вводять літак в флатер, бафтінг, штопор і іншим вкрай небезпечних явищ.

2.1.1 Розрахунок геометричних параметрів крила.

Геометричні параметри крила визначаються, виходячи з злітної маси m_0 і питомого навантаження на крило P_0 , знаходять площу крила:

$$S_{кр} = m_0 \cdot g / P = 297396 \text{ г} / 6,48 = 238,19 \text{ м}^2$$

Прийmemo згідно літака прототипу

Розмах крила обчислюють за формулою:

$$l = \sqrt{S_{кр} \cdot \lambda_{кр}} = 108 \text{ м}$$

Прийmemo згідно літака прототипу

Коренева хорда:

$$b_0 = 2 \times S_{кр} \times \eta / (1 + \eta) \times 27,35 = 12,8 = 12,8 \text{ м}$$

Кінцева хорда:

$$b_k = \frac{b_0}{\eta} = \frac{13,07}{3,22} = 4,06 \text{ м};$$

Середньоаеродинамічна хорда крила визначається геометричним шляхом (рис.2.1.) розмір якої дорівнює 9,35 м.

Силовa схема крила визначає кількість лонжеронів і їх положення, та розміщення місця членування крила.

На сучасних літаках застосовується кесонне дво- або трьох- лонжерон крило.

Відносне положення лонжеронів в крилі по хорді один:

$$X_1 = \frac{X_1}{b},$$

де: X_1 - відстань, і-го лонжерона від носка крила;

b - хорда.

В крилі з двома лонжеронами $\bar{X}_1 = 0,2$; $\bar{X}_2 = 0,6$

Це визначає ширину кесона і ємність паливних баків.

Визначення геометричних характеристик елеронів і механізації крила.

Геометричні параметри елерона визначають в послідовності:

- розмах елерона: $l_{эл} = (0,3...0,4) = 0,3 \cdot \frac{59,64}{2} = 8,94 \text{ м};$
- хорда елерона : $b_{эл} = (0,22...0,25) \cdot b = 0,25 \cdot 8,94 = 2,23 \text{ м};$
- площа елерона: $S_{эл} = (0,05...0,08) \cdot \frac{S_{кр}}{2} = 0,05 \cdot \frac{511}{2} = 12,77 \text{ м}^2;$

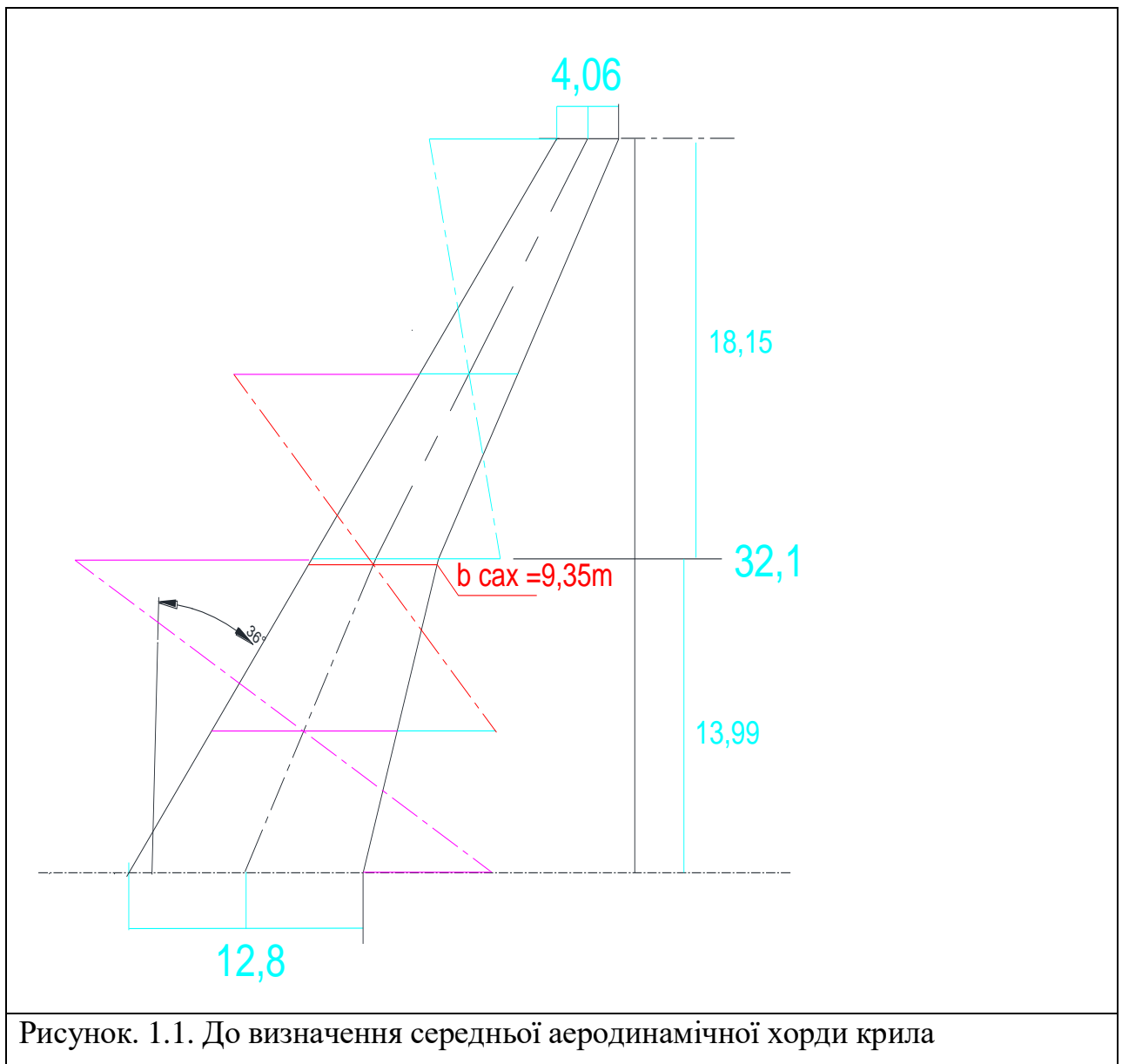


Рисунок. 1.1. До визначення середньої аеродинамічної хорди крила

- площа внутрішньої осьової компенсації елерона:

$$S_{вн.ос.} = 0,28 \cdot S_{эл} = 0,28 \cdot 12,77 = 3,57 \text{ м}^2;$$

- площа тримера елерона:

$$S_{тр}=0,05 \cdot S_{эл}=0,05 \cdot 12,77=0,64 \text{ м}^2.$$

Збільшення $l_{эл}$ і $b_{эл}$ більше рекомендованих значень не раціонально. При збільшенні $l_{эл}$ перевищує зазначені величини зростання коефіцієнта моменту елерона сповільнюється, а розмах механізації зменшується. При збільшенні $b_{эл}$ зменшується ширина кесона.

2.1.2 Компонування фюзеляжу.

При виборі параметрів поперечного перерізу фюзеляжу необхідно ув'язувати з формами і розмірами поперечних габаритів опираючись на вимоги аеродинаміки (обтічність і площа поперечного перерізу).

Відносно до дозвуків пасажирським і транспортним літакам ($V < 800$ км/ч) хвилястий опір майже не виділяється. Тому форму слід обирати з умови забезпечення мінімальних значень відповідно опору тертя C_{yf} і профільного опору C_{xp} .

Для до звукових літаків носова частина фюзеляжу повинна становити

$$l_{нч} = (2...3) \cdot D_{ф} = 2,5 \cdot 7,13 = 17,8 \text{ м};$$

де: $D_{ф}$ - діаметр фюзеляжу.

Крім урахування правил аеродинаміки при вибиранні форми перетину слід дослухатися умов конструювання і вимог міцності.

Для забезпечення щонайменшої ваги та мінімального опору найбільш раціональною формою поперечного перерізу фюзеляжу слід прийняти круглий перетин. В цьому випадку найбільш міцніша обшивка фюзеляжу тобто рівномірно розподіляється зовнішнє або внутрішнє навантаження. Як різновид такого перетину можна застосовувати поєднання двох або кількох кіл, як по вертикалі, так і по горизонталі.

2.1.3 Визначення геометричних і конструктивно-силових параметрів фюзеляжу.

До геометричних параметрів фюзеляжу відносяться:

- діаметр фюзеляжу: $d_{ф} = 7,13 \text{ м};$

- довжина фюзеляжу: $L_{ф} = 54,19 \text{ м};$

- подовження фюзеляжу: $\lambda_{\text{ф}} = 7,6$;
- подовження носової частини фюзеляжу: $\lambda_{\text{нч}} = l_{\text{нч}} / D_{\text{ф}} = 17,8 / 7,13 = 2,5$;
- подовження хвостової частини фюзеляжу: $\lambda_{\text{хч}} = 3$;

де: $l_{\text{нч}}$ і $l_{\text{хч}}$ - відповідно довжина носової і хвостової частин фюзеляжу.

Довжину фюзеляжу зазначаємо з урахуванням схеми літака, особливостей компоновки і центрування, а також за умови забезпечення посадкового кута атаки $\alpha_{\text{пос}}$.

2.1.4 Салон літака.

Визначаємо параметри салону магістрального літака виходячи з прототипу:

- висоту салону $h_1 = 2,0$ м;
- ширину проходу $b_{\text{пр}} = 0,60$ м;
- відстань від вікна до підлоги $h_2 = 1$ м;
- висоту багажного приміщення $h_3 = 0,9 - 1,3$ м.

Слід урахувати, що знаходження потрібної ширини пасажирського салону ще не допускає відшукати оптимальні розміри поперечного перерізу фюзеляжу. З конструкторської точки зору раціонально мати круглий поперечний переріз фюзеляжу, так як в цьому випадку він буде найбільш міцним і легким.

Віддалення між нормальними шпангоутами в конструкціях фюзеляжів знаходиться в межах 360 ... 600 мм, залежить від габаритів фюзеляжу і розрядів компоновки пасажирських салонів.

2.1.5 Компоновка пасажирського і побутового устаткування фюзеляжу.

Габарити пасажирської кабіни літака відліковується за числом пасажирів при стандартизованому розташуванні крісел.

За рівнем комфортабельності вибираємо пасажирський літак економічного класу.

Для визначення діаметра фюзеляжу необхідно по прототипу вибрати кількість крісел в одному ряду і визначити потрібну ширину пасажирської кабіни.

Довжина пасажирської кабіни:

$$l_{\text{каб}} = K_4 + (m \cdot t_{\text{ш}}) + 2 \cdot (235 \dots 250) \text{мм},$$

где: $t_{\text{ш}}$ – крок крісел;

K_4 – расстояние до перегородки;

m – кількість крісел в ряду.

Після визначення довжини кабіни варто перевірити виконання вимог за розміром, що припадає на одного пасажиря - економ класу: $v_{\text{пас}} = V_{\text{каб}} / n$.

Компонування приймаємо за одно-класову, двох'ярусну пасажирську кабіну ..

При компонуванні пасажирської кабіни потрібно опікуватися про створення відповідного комфорту і безпеки пасажирів.

Нормами льотної придатності завбачено, що при польотах з $H = 3500$ м, кабіна зобов'язана бути герметичною, перебільшений тиск в кабіні не менше 567 мм рт. ст. (2400 м), стрімкість зміни тиску в кабіні не більше 0,18 мм рт. ст. / с, подача свіжого повітря не менше 24 кг / год на пасажиря, температура в кабіні 18 ... 22 ° С і вологість 30.. .60%.

2.1.6 Кабіна екіпажу.

Кабіна екіпажу повинна забирати якомога менший обсяг, але в той же час вбезпечувати нормальні умови для діяльності та відпочинку льотного екіпажу.

Найбільш суворі вимоги виставляють до робочих місць пілотів, крім зручності вони обов'язані забезпечувати ще широкий кругозор. Розмір службової кабіни залежить від складу екіпажу. На середніх і ближніх магістральних лініях 3 ... 4, члена екіпажу на далекомагістральних 4 пілота.

До складу екіпажу входять: командир корабля (перший пілот), другий пілот, бортінженер. Залежно від курсу польоту складу екіпажу може змінюватися. Наприклад, на магістралях, обладнаних радіомаяками і

системою спостереження за повітряним рухом, штурман і бортрадист можуть не призначатися.

Кабіна льотного екіпажу відокремлюється від інших приміщень жорсткої перегородкою з замкненими дверима.

Бортпровідники розміщуються за кабіною льотного екіпажу і розміщаються на окремих сидіння (іноді відкидаються) з прив'язними ременями.

Число бортпровідників становить 8 осіб, визначається з числа пасажирів і класу пасажирської кабіни: 8 бортпровідника туристського і економічного класів з розрахунком 1 бортпровідник на 50 ... 70 пасажирів. Кабіну екіпажу проектуємо подібно прототипу.

2.1.7 Багажні приміщення.

Багажні приміщення, як правило, розташовують в герметичному об'ємі фюзеляжу під долівкою кабіни або в долішньому поверсі. Найчастіше багажники влаштовують спереду і ззаду кабіни пасажирів з тією метою, щоб за заданим курсом регулювати завантаження та можливо було отримати в заданих межах центрування літака, особливо при неповному числі пасажирів. Іноді на широкофюзеляжних літаках формати багажних приміщень перетворюють збільшеними, щоб при частинному числі пасажирів мати можливість завантажити літак до абсолютного комерційного навантаження вантажами за рахунок пошти і вантажів.

Вантажні зовнішні двері багажника для завантаження і вивантаження багажу повинні мати розміри, не менше міжнародних норм. Слід виробляти люк для доступу в багажник з літака.

Питома навантаження на підлогу багажників становить:

$$K = 400 \dots 600 \text{ кгс} / \text{м}^2.$$

Потрібних обсяг багажних приміщень: $D_{\phi} \leq 4\text{м} - V_{\phi} = 0,20 \dots 0,24;$

$$V_{\phi\text{п}} = V_{\phi} \cdot n_{\text{пас}} = 0,24 \cdot 440 = 105,6 \text{ м}^3;$$

Багажні приміщення проектуємо подібно прототипу.

2.1.8 Кухні і буфети.

Для забезпечення харчування пасажирів міжнародні норми передбачають, що при тривалості польоту менше 3-х годин в даний час годування пасажирів не відбувається, на цей час передбачаються буфети для води і чаю. Кухні і буфети повинні розміщуватися обов'язково біля дверей, бажано між кабіною екіпажу і пасажирської, або мати ізольовані вантажні двері. Буфети і кухні не можна розташовувати поблизу туалетних приміщень або поєднувати з гардеробами.

Загальний обсяг і площа кухні

$$V_k = (0,1 \dots 0,12) \cdot n_{\text{пас}} = 0,12 \cdot 440 = 52,8 \text{ м}^3;$$

$$S_k = \frac{V_k}{h_k} = \frac{52,8}{2} = 26,4 \text{ м}^2;$$

У салоні розміщуємо 3 кухні, в економ класі.

Кількість їжі на одного пасажирів: чай або вода - по 800 грам.

Буфет проектуємо аналогічно прототипу.

2.1.9 Гардероби.

Гардероби для верхнього одягу пасажирів розміщують поблизу головних дверей входу і виходу пасажирів. Гардероб для одягу екіпажу необхідно планувати окремо. Запроваджують гардероби 2-х типів. Порівняно вузькі з таким об'ємним обрахунком, щоб в ньому могли висіти на плічках, підвішених на непересувних трубах пальто не більше ніж в 2 ряди, ширина одного ряду займає 500 ... 600 мм, відстань між плечиками 70 ... 80 мм.

Площа такого гардеробу:

$$S_{\text{гард}} = (0,035 \dots 0,040) \cdot n_{\text{пас}} = 0,040 \cdot 440 = 17,6 \text{ м}^2;$$

Гардероби варто розташовувати по можливості побіч з пасажирською кабіною і відділяти від неї шторкою або знімною перешкодою з тим, щоб в літній час, коли гардероби не використовуються, установлювати на їх місці додаткові сидіння. Головні убори та невеликі сумки також портфелі уберігаються на полицях, розташованих по борту уздовж пасажирської кабіни, полиці розміщуються на висоті від підлоги кабіни 1700 ... 1800 мм.

Гардероб проектуємо подібно прототипу.

2.1.10 Туалетні приміщення.

Кількість туалетних приміщень (t) визначається з кількості 1 туалет на 50 пасажирів при тривалості польоту 2 ... 4 годин:

З обліків пасажирів 440 загальна кількість туалетів становить 8 туалетів.

Площа одномісного туалету $S_{\text{туал}} = 1,5 \dots 1,6 \text{ м}^2$, при ширині не менше одного метра.

Нормами передбачено мати запас води і хімічної рідини в туалетах на одну людину:

$$t = 2 \dots 4 \text{ години,}$$

$$q = 1,0 \text{ кг;}$$

$$\text{Загальний запас води і хімічної рідини: } m_{\text{ж}} = q \cdot n_{\text{пас}} = 1,0 \cdot 440 = 440 \text{ кг;}$$

Туалет проектуємо і вважаємо в своєму розпорядженні подібно прототипу.

2.1.11 Проектування виходів літака і аварійні засоби.

Нормальні двері для входу і виходу пасажирів виробляють по лівому борту літака. Висота двері дорівнює 1400...1830 мм, ширина дверей обов'язкова не менше 860 мм. Поріг у двері не допускається, дверний отвір знизу обмежується площиною підлоги. Для екстреного покидання літака в обох бортах літака знаходиться аварійні виходи, основна двері входить в число аварійних. Число аварійних виходів розраховане з обліку максимальної кількості пасажирів.

Згідно з вимогами ЕНЛГ-С кількість і розміри аварійних люків повинні бути такі, щоб при тренуванні на землі при відкритих на 50% всіх виходів, евакуація здійснювалася за час 90 секунд. За наявності двох нормативних виходів по лівому борту і двох аварійних з правого борту 120 ... 160 пасажирів повинні залишають літак за 30 секунд.

На літаках нізкопланах необхідно мати не менше двох аварійних люків розташованих біля крила по обидва боки фюзеляжу для виходу на крило.

Норми льотної придатності передбачають мати не менше одних дверей в легкодоступній зовні. Згідно з нормами ІКАО розмір аварійного люка

повинен бути таким, щоб усередині нього можна було вписати еліпс розміром не менше 483x660 мм.

У носовій і хвостовій частині фюзеляжу знаходиться:

- Основні двері - 890x1800мм, 4 шт.
- Службові двері лівий борт - 1350x1162 мм, 2 шт.
- Службові двері правий борт -1400x1500 мм, 2 шт.
- Аварійні двері - 510x1100 мм, 4 шт.

Вікна пасажирської кабіни розташовуються в одну світлову лінію.

Форма вікна пасажирської кабіни приймаємо прямокутними з опуклими

сторонами і округленими кутами 260x350 мм.

Для виходу пасажирів використовуємо надувний аварійний трап, місце для нього відводиться поблизу вхідних дверей, або аварійного люка. Для літаків, що літають над морем, передбачаються індивідуальні надувні жилети та групові рятувальні плоти. Групові плоти вміщають від 6 до 25 осіб.

2.1.12 Розрахунок основних параметрів і компоновання шасі.

При проектуванні великих літаків вибирається розташування шасі, кількість коліс на опорі, і кількість опор назначаються основні параметри шасі (база, винос головних і носової опор, колія) і необхідні характерні кути, а також (по відомим таблицям) підбираються пневматики шасі.

Властивістю такої схеми шасі є розташування вирішальних стійок у діапазоні розташування центровок таким чином, що всі польотні положення центрів мас знаходяться спереду осей головних стійок, а центр мас порожнього і спорядженого літака - ззаду.

На первісному етапі проектування, до розрахунків центрування і немає креслень загального вигляду літака, позначається лише частина параметрів шасі.

Визначаємо винос головних коліс шасі:

$$e = (0,06 \dots 0,1) \cdot B = 0,06 \cdot 21,7 = 1,3 \text{ м.}$$

При занадто великому виносі передньої стійки ускладнюється відрив передньої ноги при зльоті, а при дуже незначному небезпечне перекидання літака на хвіст, в період завантажування спочатку задні салони і багажники. При цьому зменшене навантаження на носову опору буде занадто малим і літак буде нестійкий при русі по слизькій ВПП і бічному вітрі.

Базу шасі знаходять з виразу:

$$B = (0,3—0,4) \cdot L_{\phi} = 0,4 \cdot 54,18 = 21,7 \text{ м.}$$

Винос передньої опори становитиме:

$$d = B - e = 16,72 - 1,3 = 20,4 \text{ м.}$$

Колія шасі обчислюється за формулою:

$$K = (0,7...1,2) \cdot B = 0,7 \cdot 21,7 = 15,2 \text{ м.}$$

Щоб запобігти бічному капотуванню $D_0 > 2H$.

де: H —відстань від ВПП до центру мас літака. Положення центру мас можна прийняти за висотою.

Для нізкоплана двигуни розташовані під крилом центр мас знаходиться нижче будівельної горизонталі фюзеляжу на відстані:

$$Y_{\text{цм}} = (0,18...0,20) \cdot d_{\phi} = 0,2 \cdot 7,13 = 1,4 \text{ м.}$$

Колеса шасі підбираються за величиною стояночного навантаження на шасі з урахуванням злітної маси літака.

При визначенні коліс носової опори обов'язково враховуються динамічні навантаження, тип пневматиків (балонні, полубаллонні, абочні) і тиск в пневматику вирізується згідно покриттям ВПП, до якого приписаний експлуатаційний літак.

На головних і на носових опорах в залежності від конструкції шасі встановлюють гальмівні колеса.

Визначаємо навантаження на колеса:

$$P_{\text{ст}} = \frac{(B - e) \cdot m_0 \cdot 9,81}{B \cdot n \cdot z} = \frac{(21,7 - 1,3) \cdot 341568 \cdot 9,81}{21,7 \cdot 4 \cdot 4} = 196877 \text{ Н ;}$$

$$P_{\text{нос}} = \frac{e \cdot m_0 \cdot 9,81 \cdot K_d}{B \cdot z} = \frac{1,3 \cdot 341568 \cdot 9,81 \cdot 1,9}{21,7 \cdot 2} \approx 190701 \text{ Н ;}$$

де: n і z - - число опор і коліс на одній опорі відповідно;

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

Згідно обчислених значень діючих навантажень на колеса $P_{ГЛ}$ і $P_{нос}$ і величиною злітної $V_{взл}$ і посадкової $V_{пос}$ швидкостей підбирають по каталогу пневматики виконуючи умови:

$$P^k > P_{ГЛ}; P^k > P_{нос}; V^k_{пос} > V_{пос}; V^k_{взл} > V_{взл}$$

По таблиці вибираємо такі колеса:

- Основній опорі - 1350 x 450В мм - гальмівні високого тиску;
- Носовій опорі - 1350 x 450В мм - гальмівні високого тиску.

Після визначення параметрів літака і креслення на виду літака збоку і спереду, графічно визначають інші параметри шасі.

Шасі повинні бути встановлені таким чином, щоб забезпечувалися експлуатаційні умови:

$$\varphi_0 > \alpha_{пос} - \alpha_{уст} - \alpha_{ст};$$

$$\varphi > 10 \dots 18^\circ - \text{кут перекидання на хвіст};$$

$$\gamma_1 > \varphi + (1 \dots 2^\circ) - \text{кут виносу головних ніг шасі};$$

$$\gamma_2 > 90^\circ - \text{умова перевалювання на носову опору при посадці: } \psi > 35^\circ; \quad \varepsilon > 5^\circ.$$

2.1.13 Компонування і розрахунок основних параметрів оперення.

Одним з пунктів аеродинамічного компонування є вибір розташування горизонтального оперення, для забезпечення поздовжньої статичної стійкості літака. При перевантаженні літака ЦМ зобов'язаний знаходитися попереду фокуса літака а відстань носка між цими точками, повинна корелювати з значеннями середньої аеродинамічної хорди (САХ) крила. Що буде визначати ступінь поздовжньої стійкості,

$$m^{Cy} = x_t - x_f, < 0.$$

де: m^{Cy} - коефіцієнт моменту;

x_t и x_f , - відповідно відносна координата ЦМ і фокуса.

Якщо $m^{Cy} = 0$, то літак має нейтральну поздовжню статичну стійкість і, якщо ж $m^{Cy} > 0$, то літак статично нестійкий. У нормальній схемі літака

(оперення ззаду крила) фокус комбінації "крило-фюзеляж" при установці горизонтального оперення зсувається назад.

Визначаємо площу вертикального $S_{го}$ і горизонтального $S_{во}$ оперення:

$$S_{го} = (0,18 \dots 0,25) \cdot S = 0,18 \cdot 511 = 92 \text{ м}^2;$$

$$S_{во} = (0,12 \dots 0,20) \cdot S = 0,12 \cdot 511 = 61,3 \text{ м}^2.$$

Визначення площ рулів висоти і напрямку:

$$S_{рв} = (0,3 \dots 0,4) \cdot S_{го} = 0,30 \cdot 92 = 27,6 \text{ м}^2.$$

Площа керма напрямку:

$$S_{рн} = (0,35 \dots 0,45) \cdot S_{во} = 0,40 \cdot 61,3 = 24,5 \text{ м}^2.$$

2.1.14 Визначення параметрів горизонтального оперення.

Розмах крила і оперення літака пов'язаний статичною залежністю:

$$l_{го} = (0,32 \dots 0,5) \cdot l_{кр} = 0,40 \cdot 59,64 = 23,85 \text{ м.}$$

У даній залежності нижня межа відповідає літакам з ТРД оснащених цільно поворотним стабілізатором.

Висота вертикального оперення $h_{во}$ позначається в залежності від розташування крила відносно фюзеляжу і розміщення двигунів на літаку.

Для літаків нізкопланов з розміщенням двигунів на крилі при $M < 1$,

$$h_{во} = (0,14 \dots 0,2) \cdot l_{кр} = 0,18 \cdot 59,64 = 10,7 \text{ м.}$$

Подовження і звуження горизонтального, і вертикального оперення для літаків з $M < 1$:

$$\eta_{го} = 2 \dots 3 \text{ и } \eta_{во} = 1 \dots 3,3;$$

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

Приймаємо:

$$\eta_{го} = 2,5 \text{ и } \eta_{во} = 2,5;$$

$$\lambda_{го} = 4,0 \text{ и } \lambda_{во} = 1,0.$$

Визначення хорд оперення $b_{конц}$, $b_{сах}$, $b_{корн}$ виконуються за формулами:

$$b_{конц.го} = \frac{2 \cdot S_{го}}{(\eta_{го} + 1) \cdot l_{го}} = \frac{2 \cdot 92}{(2,5 + 1) \cdot 23,85} = 2,2 \text{ м};$$

$$b_{\text{конц.во}} = \frac{2 \cdot S_{\text{во}}}{(\eta_{\text{во}} + 1) \cdot h_{\text{во}}} = \frac{2 \cdot 61,3}{(2,5 + 1) \cdot 10,7} = 3,27 \text{ м};$$

$$b_{\text{сах.го}} = 0,66 \cdot \frac{\eta_{\text{го}}^2 + \eta_{\text{го}} + 1}{\eta_{\text{го}} + 1} \cdot b_{\text{конц.го}} = 0,66 \cdot \frac{6,25 + 2,5 + 1}{2,5 + 1} \cdot 2,2 = 4,05 \text{ м};$$

$$b_{\text{сах.во}} = 0,66 \cdot \frac{\eta_{\text{во}}^2 + \eta_{\text{во}} + 1}{\eta_{\text{во}} + 1} \cdot b_{\text{конц.во}} = 0,66 \cdot \frac{6,25 + 2,5 + 1}{2,5 + 1} \cdot 3,27 = 6,01 \text{ м}$$

$$b_{\text{корн.го}} = b_{\text{конц.го}} \cdot \eta_{\text{го}} = 2,2 \cdot 2,5 = 5,5 \text{ м};$$

$$b_{\text{корн.во}} = b_{\text{конц.во}} \cdot \eta_{\text{во}} = 3,27 \cdot 2,5 = 8,17 \text{ м};$$

Для ГО: $b_{\text{конц}}=2,2\text{м}$, $b_{\text{корн}}=5,5\text{м}$.

Для ВО: $b_{\text{конц}}=3,27\text{ м}$, $b_{\text{корн}}=8,17\text{м}$.

Стрілоподібність оперення приймають більше на $3 \dots 4^0$, ніж стрілоподібність крила. Так поступають для забезпечення керованості літака при появі хвильової кризи на крилі.

Приймаємо:

$$\chi_{\text{го}}=35,5^\circ, \quad \chi_{\text{во}}=45^\circ;$$

2.1.15 Вибір і ув'язка силових схем агрегатів.

Силова схема охоплює зчленування конструктивних елементів, які забезпечують сприймання навантажень і їх передачу до місць врівноваження у зовнішності поперечної сили, що вигинає і крутного моментів.

Головними елементами силової схеми є лонжерони, панелі крила і оперення, посилені нервюри, форсовані шпангоути. В процесі компонування необхідно здійснити ув'язку силових схем, яка полягає в наступному:

- стіночні елементи крила (лонжерони, нервюри) і оперення повинні бути пов'язані з міцними шпангоутами фюзеляжу;

- повинно бути передбачено місце для кесон бака в центроплані через фюзеляж.

- ніші шасі не повинні перехоплювати силового набору крила.

- силові елементи хвостового оперення зобов'язані спиратися на посилені шпангоути фюзеляжу.

- кронштейни кріплення керма здійснюються як продовження посилених нервюр.

Ув'язку силової схеми відображають на кресленні загального виду, де штрихпунктирними лініями з двома точками наносять осі лонжеронів, посилених нервюр і шпангоутів.

Посилення під вузли шасі, кріплення двигунів і т.д. зображують на компоновочному кресленні.

Згинальний момент, що передається стріловидним лонжероном оперення на шпангоут фюзеляжу, обов'язково дає складову, передану на поздовжню балку або бортову нервюру. Ці елементи необхідно передбачити при компонуванні силової схеми стріловидного оперення.

2.2 Центрування літака.

Таблиця. 1 - Центрувальна відомість мас спорядженого крила

№	Найменування об'єкту	Маса m_i , кг	Координата центра ваги, м	Момент мас, $m_i x_i$
1	Крило (конструкція)	9740,82	2,55	24838,12
2	Паливна система	987,42	2,55	2517,83
3	Управління ПС 30%	3907,35	3,55	13902,38
4	Електрообладнання	3277,40	0,593	1943,50
5	Система протиобледеніння 70%	786,78	0,34	187,25
6	Гідросистема 70%	1147,09	3,55	4081,35
	Споряджене крило без палива и шасі	21308,06	2,22	47470,43
7	Основная опора шасі	3000	3,26	12861,36
8	Паливо	33159,56	2,55	84553,55
	Всього	56949,83	2,54	141803,3

Кординати центру маси спорядженого крила визначається за формулами:

$$X_k = \frac{\sum m_i \cdot x_i}{\sum m_i}, Y_k = \frac{\sum m_i \cdot y_i}{\sum m_i},$$

Допускаємо, що у нас проектуємий літак по осі Y симетричний, тому визначаємо тільки координату центра ваги X.

$$X_k = \frac{\sum m_i \cdot x_i}{\sum m_i} = \frac{141803,3}{56949,83} \approx 2,48 м$$

Таблиця. 2 - Центрувальна відомість мас спорядженого фюзеляжа

№	Найменування об'єкта	Відносна маса	Маса, кг	Координати	Момент мас кГм
1	Фюзеляж	0,09791	10284,96	19,7	202613,6
2	ГО	0,00999	1049,4	1,49	1569,9
3	ВО	0,0131	1376,09	2,019	2779,15
4	Дошка приладів	0,0052	546,23	1,5	819,35
5	Аеронавігаційне обладнання	0,0044	462,198	0,5	231,1
6	Силовая установка	0,08701	9139,96	2,04	18645,5
7	Радіообладнання	0,0033	161,7693	0,5	80,88
8	Туалет		330	4,1	1353
9	Облаштування гардеробів		200	3,9	780
10	Буфет		250	35,5	8875
11	Облаштування багажників		155	29,6	4588
12	Управління літаком 70%	0,0055	404,423	20,76	8395,82
13	Електрообладнання	0,0312	3277,40	20,76	68038,91
14	Гідросистема 30%	0,0156	491,61	24,91	5880,13
15	Висотне обладнання	0,0139	1461,17	20,76	36400,82
16	Декоративная обшивка	0,0064	672,288	20,76	13956,7
17	Хімрідина		189	4,15	784,35
18	Протиоблід. Система 30%	0,00749	236,03	24,91	19600,44

Продовження таблиці 2

19	Крісла пасажирів		1533,65	14,0	21471,1
20	Аварійно-рятувальні засоби		130	16,0	2080
21	Сидіння екіпажу		100	4,4	440
22	Споряджений фюзеляж без комерційного навантаження		23311,21	18,0	419383,8
23	Пасажири 1 салон		3500	9,5	332500
24	2 салон		7140	19,3	137802
25	3 салон		2660	25,2	67032
26	Багаж пасажирів	25*189	4725	19,5	92137,5
27	Екіпаж		210	2,8	588
28	Споряджений фюзеляж з комерційним навантаженням		51035,21	20,56	1049443

Координати центру маси спорядженого фюзеляжу визначаємо за формулою:

$$X_{\phi} = \frac{\sum m_i \cdot x_i}{\sum m_i};$$

$$X_{\phi} = \frac{\sum m_i \cdot x_i}{\sum m_i} = \frac{1049443}{51035,21} = 20,56 \text{ м}$$

Визначивши центр ваги спорядженого крила і фюзеляжу, складаємо рівняння рівноваги моментів щодо носка фюзеляжу:

$$m_{\text{сн.ф}} \cdot x_{\phi} + m_{\text{сн.кр}} (x_{\text{сах}} + x_{\text{к}}) = m_0 \cdot (x_{\text{сах}} + c)$$

З цього рівняння маємо положення носка САХ крила щодо носка фюзеляжу, тобто величину $X_{\text{сах}}$ за формулою:

$$X_{\text{сах}} = \frac{m_{\text{сн.ф}} \cdot X_{\phi} + m_{\text{сн.кр}} \cdot X_{\text{к}} - m_0 \cdot c}{m_0 - m_{\text{сн.кр}}}$$

$$X_{сах} = \frac{51035,21 \cdot 20,56 + 56949,83 \cdot 2,48 - 105045 \cdot 0,30 \cdot 5,93}{105045 - 56949,83} \approx 20,86 м$$

Знаючи положення крила щодо фюзеляжу на компоновочному кресленні, пов'язують силові елементи крила і фюзеляжу. Після компоновання крила і фюзеляжа проводиться розрахунок центровок.

Центрування, це відносне положення центра ваги літака від носка САХ, визначене в відсотках:

$$X_T = \frac{X_{цт} - X_{сах}}{b_{сах}} \cdot 100\%$$

Таблиця. 3 - Відносне положення центра ваги літака від носка САХ

Найменування	Маса, кг m_i	Координата ЦМ $X_{i,}$, м	Момент маси ,кгм
об'єкта	21308,06	19,0	404853,1
споряджене крило	943,38	4,5	4245,21
(Без палива і шасі)	3000	19,9	59700
Переднє шасі (випущено)	33159,56	21,5	712930,5
Основне шасі (випущено)	51035,21	18,0	918633,8
паливо	14175	15,5	219712,5
споряджений фюзеляж	4725	19,5	92137,5
пасажир	210	2,8	588
багаж пасажирів	100	35,5	3550
екіпаж	943,38	3,6	3396,16
Продукти харчування	3000	19,9	59700

Таблиця. 4 - Варіанти центрування літака

№	Найменування	Маса,кг	Момент маси	Центр мас	Центрування
1	Злітна маса (шасі випущено)	297396	2416351	23,0	36,1
2	Злітна маса (шасі прибрано)	297396	2415502	22,99	34
3	Посадковий варіант (шасі випущено)	75045	1771351	23,60	32
4	Перегоночний варіант.	86145	2191651	25,44	33,56
5	Стояночний варіант	53335	1401613	26,27	32,658

Висновки по розділу 2

При виконанні дипломної роботи були отримані навички конструювання пасажирського літака, з прототипу Boeing 747, який здійснює перевезення 440 пасажирів за рейс з крейсерською швидкістю 900 км / год на висоті 11200 метрів. За вихідними даними на ЕОМ визначили наступні параметри:

- питомого навантаження, відносні маси вузлів конструкції, аеродинамічні навантаження, злітно-посадочні характеристики.

В роботі виконано:

- компоновку літака;
- розрахунок центрування літака.

- у розділі «КОМПОНОВКА ЛІТАКА» визначено параметри проєктованого літака та був зроблений розрахунок геометричних параметрів літака і центрування літака.

При розрахунку роботи були використані знання з інших предметів, крім того, це проєктування поглибило знання конкретної матеріальної частини та її технічного обслуговування.

Заключною частиною є побудови креслення загального вигляду літака в трьох проєкціях за результатами розрахунку.

РОЗДІЛ 3

3. КОНСТРУКЦІЯ КЛЕПКОВИХ З'ЄДНАНЬ

Основні вимоги до пасажирських літаків викладені в авіаційних правилах АП-25 (зарубіжних аналогів FAR-25, JAR25, що передбачають єдиний підхід до проектування конструкцій літаків та їх агрегатів, що забезпечує безпеку польотів.

Основними вимогами до конструкції планера «літак», згідно АП-25, являються:

1. Мінімальний коефіцієнт безпеки (f) приймається рівним 1,5. Додаткові значення коефіцієнтів приймають для конкретних деталей і особливостей конструкції, наприклад, для відливаних відповідальних деталей $f = 1,25 \dots 2$ залежно від методів контролю (наприклад, в зоні великих вирізів фюзеляжів або відсіків, працюючих під тиском, коефіцієнт може бути збільшений до $f = 3 \dots 3,5$).

Слід пам'ятати, що розрахункове навантаження ($p_{розр}$) дорівнює добутку експлуатаційного навантаження ($p_{експл}$) на коефіцієнт безпеки:

$$p_{розр} = p_{експл} f \quad (3/1)$$

Мають бути прийняті всі можливі конструктивні заходи для того, щоб мінімізувати ризик пошкодження обломками двигуна або систем при їх ймовірному зруйнуванні. Зовнішня навантаження на літак залежить від величини перегрузки ($\pm n = a/g$), що виникає при експлуатації літака (знак «+» відповідає напрямленню діючих сил, наприклад, аеродинамічній «Увгору и тяги двигуна Р» вперед, а знак «-» і навпаки). При цьому врівноважуючі сили (вага G , лобовий опір P або інерційні сили, рівні

$$m a = m g a / g = G a / g), \quad (3.2)$$

також пропорційні перевантаженню n . Чим більше перегрузка, тим більше і навантаження.

Для розрахункових випадків перерізів конструкції планера беруться навантаження, що виникають від значень перевантажень при маневрі і відповідні лінії поривів для швидкостей при польоті в неспокійному повітрі.

Конструкція літака повинна забезпечити безпеку пасажирів и екіпажу при перевантаженнях: вгору 3,0 g; вниз 6,0 g; вперед 9,0 g; назад 1,5 g; у бік 3,0 g для планера и 4,0 g для крісел.

Для пасажирських літаків значення максимальних експлуатаційних перевантажень 2 ... 2,5 g, але не більше 3,8 g. Мінімальна величина не менше 1,0 g.

Конструкція при статичних випробуваннях повинна витримувати розрахункову навантажку без руйнування протягом 3 с.

При розрахунку літакових конструкцій на міцність прийнято, що при аксимальному експлуатаційному перевантаженні n_{\max}^p , напруга в конструкції не повинна перевищувати $\sigma_{0,2}$ а при руйнівному навантаженні, відповідному максимальному розрахунковому перевантаженні:

$$n_{\max}^p = n_{\max}^p \cdot f \quad (3.3)$$

не повинно перевищувати σ_B .

Для більшості авіаційних матеріалів

$$\sigma_{0,2} / \sigma_B \geq 0,67 \quad (3.4)$$

тому для літальних апаратів багатократної дії мінімальне значення коефіцієнта безпеки $f = 1,5$.

Окрім загальних обов'язкових вимог, певних АП-25, раціональна конструкція літака повинна задовольняти також безлічі вимог, нижче наводяться основні з них.

Критерій якості мінімальна відносна маса конструкції ($m_K/m_{\text{цм}}$): для пасажирських літаків

$$m_K / m_0 \ 0,28 \dots 0,3;$$

Критерієм ресурсу для пасажирських літаків є час напрацювання, 40000...60000 ч.

Метою роботи є визначення впливу зверхніх динамічних навантажень на частини обшивки літаків, з'єднаних між собою за сприянням процесу клепаання.

Для досягнення мети необхідно вирішити наступні завдання:

- провести огляд стану з'єднань і визначити проблемні заклепки;
- провести огляд та дати класифікувати зовнішні навантаження що провокують динамічні та статичні збурення, які діють на літак;
- установити вплив дефектів чи ушкоджень на зміну параметрів зовнішнього клепаного з'єднання.

Об'єкт наукових досліджень – пов'язаний з процесами стаціонарних і динамічних навантажень на клепані з'єднання.

Предмет наукових досліджень – визначається закономірностями які виникають в процесі направлених реакцій від зовнішніх динамічних навантажень у клепаних швах і з'єднаннях.

Наукова новизна роботи полягає в:

- проведенні розрахунків навантажень в клепальних з'єднаннях під час експлуатації літака;
- визначенні вплив пошкодження клепаних з'єднань деталей обшивки літака на її напружено-деформований стан при напружених умовах експлуатації.

Виробництво літаків потребує використання значної кількості заклепочних з'єднань, а при цьому і кількості заклепок при особливому підході до їх цільового і ефективного застосування.

Заклепкові з'єднання використовуються:

- в особливо відповідальних конструктивних з'єднаннях, що зазнають дії різкого виражених умовах вібраційного навантаження у літакобудуванні;
- в з'єднанні, які не нагріваються в процесі експлуатації через небезпеку відпуску і короблення остаточно оброблених деталей зменшенню твердості і міцності алюмінієвих сплавів;
- при з'єднанні незварюваних деталей виготовлених з матеріалів, що не виготовляються термічними технологіями (наприклад, кріплення обкладок із фрикційного матеріалу в гальмах і фрикційних муфтах різних машин).

У заклепкових з'єднаннях використовують заклепки, круглого поперечного перерізу з головками по кінцях. Заклепки, які виготовляються в

виробничих умовах має одну головку, яка називається заставною. Відповідна головка, яка формується в процесі клепаання, називається замикаючою.

3.1. Причини і види зносу заклепок

При гарячій клепці стрижень з заставною головкою при уставці в отвір повинен щільно заповнити підготовлений заклепковий отвір. При цьому заклепка, в процесі клепаання, не тільки повинна опускатися своїми головками до зовнішніх поверхонь внутрішніми своїми склепуваними частинами, а й підтягати їх, не дозволяючи зсовуватися однієї з склепаних деталей по відношенню до іншої. Зміщення викликають вигинаючі і зрізуючі зусилля в стрижні заклепки.

Для отримання клепки високої якості необхідно:

а) заклепки нагрівати ритмічно по всій довжині до температури 100° - 110°C при цьому, в підготовлений отвір вони повинні входити від легких ударів молотка;

б) клепаання заклепок необхідно проводити з перепусткою декількох отворів, після першого склепування, проходять по проміжним отворам;

в) набірні технологічні болти змінювати заклепками даліше клепки сусідніх з ними заклепок;

г) очищати окалину з заклепок перед установкою в заклепковий отвір і постійно охолоджувати обтискача.

3.1.1. Основні дефекти заклепки

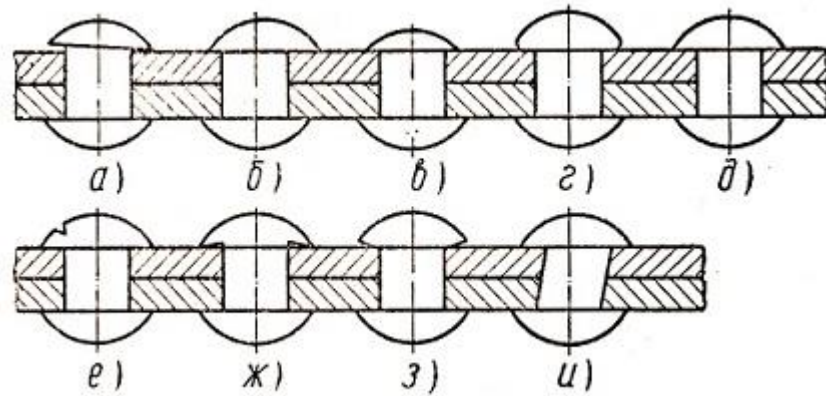
Невиконання вимог що до технології виробництва заклепкового з'єднання приводить до дефектів при клепці.

Дефекти при клепанні бувають:

а) нещільне прилягання основної і замикаючої головки до поверхні листа, імовірно перевірити щупом товщиною 0,1 мм (рис.3. 1, а);

б) наявність по бокам збитих замикаючих головок (рис. 1, б);

в) маломірні і не дотиснуті головки які утворені з-за недостатньої довжини стрижня (рис. 1, в, г);



а - неповне прилягання головки; б - головка збита в сторону; в - головка малого розміру; г-необтиснута головка; д - рвані краю головки; е - рвана головка і заруби на листах що з'єднуються; ж - грибовидная головка; з - нещільне прилягання головки по всьому контуру (великий отвір); и- перекошена заклепка.

Рисунок. 3.1 - Дефекти клепки

г) рвані краї головки через перевитрати і неякісний метал заклепки, яка може виражатися в перегрів заклепки при виготовленні (рис. 1, д).

Крім того, при клепанні дефекти формуються у вигляді зарубок навколо головки і на самій голівці (рис. 1, е); в грибоподібних основних голівках (рис. 1, ж) при поганому приляганні головок, в зв'язку з дефектами при виготовленні відпрацьованими штампами (рис. 1, з) і в скосі заклепок (рис. 1, и), при якій одна сторона заставної головки заклепки щільно прилягає до листу, а інша - утворюється щілина між листами.

Небезпечним недоліком при з'єднанні листів є присутність зарубок на металі навколо головок більше 0,5 мм, що потребує необхідності повної зміни листи. При інших недоліках не якісно поставлені заклепки прибираються і замінюються новими. Особливо не допускається установка термічно перегрітих заклепок, так як вони значно зменшують свою міцність.

Постукування молотком є одним із контрольних прийомів зовнішнього огляду головки. В залежності від виданого звуку визначають якість клепки.

Звук відображається чистим без деренчання, а покладений палець на сусідню головку не повинен відчувати вібраційні коливання струсу від удару молотка.

Якщо частота звуку супроводжується струсом, немає дзвінкого звуку, значить заклепки слабкі. Тоді проводять заміну новими, методом зрубвання чи іншими технологіями.

Невисокоякісна клепка формується:

а) в процесі підготовки до клепання:

- непоправним підбиттям країв листа; неякісне очищенням задирок, які осаджають щільність шва;

б) в процесі клепки:

- перевищення стискання на заклепці при формуванні з'єднання, що веде до сплюснювання металу, так як на нього діють надмірні деформаційні навантажень, під головкою і zdeформована кромка листа при цьому відвертається від іншого, прилеглого листа (рис.3.2) тому необхідно зважати на матеріали заклепки і склепуваного матеріалу ;

- темічне перевантаження, що викликає тріщини на металі, розриви і випинання країв листа.

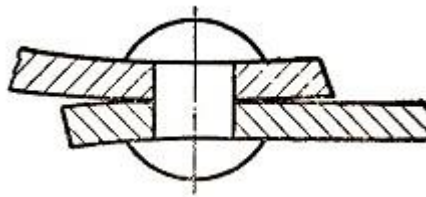


Рисунок. 3.2 - Вид склепаних листів при надмірному обтисненні.

Потрібно враховувати, що подовжена робота обжимкою, тобто деформуванням, приводить до утворення зарубок навколо головки на листі. Проте раннє відведення обтискача супроводжується витяжкою стержня заклепки, що зменшує стягаючі зусилля, а іноді і відрив головки.

Для ручної клепки слід використовувати спеціальні молотки, але не кувалди. Головка заклепки повинна бути правильної форми (рисунок.3.3) при цьому довжина заклепки не бути довшою більше ніж чотири її діаметра.

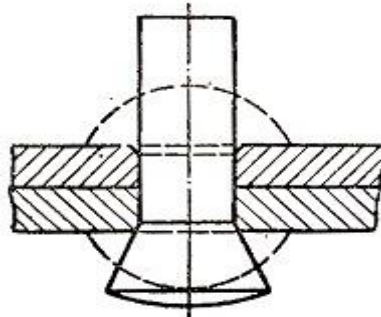


Рисунок. 3.3 - Заклепка з конічною голівкою

Тобто $L = 4d$

де: L – довжина стрижня заклепки

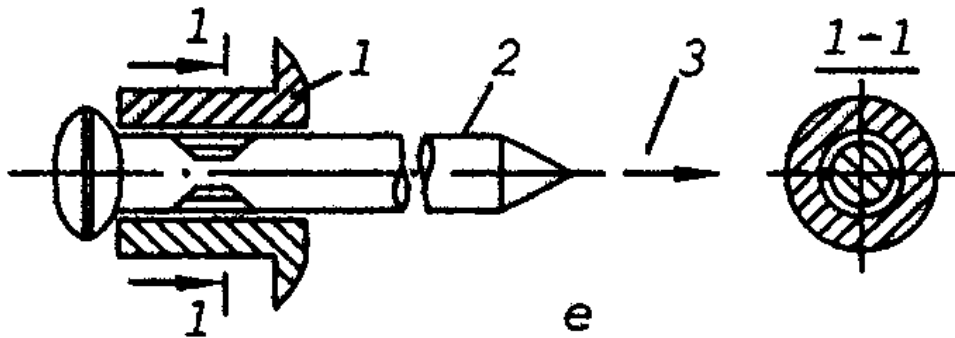
d – діаметри заклепки

Від чого було запропоновано застосувати заклепки без головки стандартного зразка, для створення обох головок в процесі клепки. При такому способі стрижень осаджується однаково з обох кінців заклепки. Але цей спосіб потребує установки склепуваної частин на рівних відстанях від обох обміжок, що ускладнює технологію клепання.

Тиск при машинному клепанні осаджує стрижень тиском не більше ніж $6,5 - 8 \text{ кг/см}^2$, процес стискання утворює головку заклепки. Технологічна витримка під тиском стільки секунд, скільки міліметрів в діаметрі заклепки. При машинному клепанні осаджування стрижня не розходить в повній мірі на його далекий кінець.

Замість якої була запропонована заклепка з конічною голівкою (рис. 3.4.). Заклепка з конічною голівкою дешевша при використанні штампового інструменту, за рахунок менший знос штамп при виготовленні з'єднання. Так як не потрібно запроваджувати великі зусилля при формуванні заставної головки. Вона обжимає отвір під тиском на стрижень з обох сторін, центрується машинально в отворі внаслідок конусності своєї головки і не потребує карбування. При впровадженні стискання з обох кінців окалина

мимоволі відділяється від головок, як-би автоматично з обох кінців заклепки. Для створення обох головок нормальних розмірів заклепка повинна обігріватися рівномірно.



- 1- заклепку 1 діаметром 4,8 мм;
- 2- стержень діаметром 2,5 мм;
- 3- замикаюча головка формується головкою стержня при переміщенні його в напрямку 3;

Рисунок 3.4 - Комбінована заклепка з сплаву марки СВАИЗ

3.2 Загальна характеристика клепкових з'єднань

Заклепку вставляють у отвори з'єднуваних деталей. Після пластичного деформування стержня заклепки створюється замикаюча головка (рисунок 3.1).

Для зручності встановлення заклепки діаметр отвору d_0 роблять більшим на 5...7%, за діаметр заклепки d . Після створення навітаження на стержень заклепки вона « роздається » і заповнює об'єм між заклепкою і матеріалом який з'єднується $d = d_0$ при цьому діаметри урівнюються.

Отвори в деталях виробляють свердлінням або продавлюванням. Свердлення менш продуктивне, але покриває якісною чистотою отвору вищу міцність з'єднання, бо мають меншу деформованість країв отворів. Клепання здійснюється ручним або машинним способами. Машинне

клепання більш продуктивне і дає з'єднання вищої якості (однорідність посадки заклепки, більша сила стискування деталей).

Різновид сталевих заклепок $d \leq 12\text{мм}$ та заклепки з кольорових металів та легких сплавів ставлять холодним способом. Сталеві заклепки $d > 12\text{мм}$ – гріють до температури рекристалізації (полегшується формування замикаючої головки, за рахунок зміни структурного впливу). Що підвищує якість з'єднання у цьому випадку вища (краще наповнюється отвір, підвищений натяг в стику деталей).

Різні типи заклепок використовуються: з напівкруглою головкою, з напівпотайною головкою, з головкою впотай, порожнисту та ін.

За призначенням заклепки поділяються на міцні (для сильного притискання і витримки навантаження), щільноміцні, щільні. Міцні (силові) з'єднання забезпечують міцність металоконструкцій, які працюють під інтенсивним навантаженням (ферми, обшивки літаків та ін.).

Щільноміцні (ущільнюючі) та щільні з'єднання крім достатньої міцності, повинні забезпечити ще й герметичність (кесон, резервуари, трубопроводи та ін.).

Кожна заклепка діє на відповідну зону розповсюдження деформації стиску по об'єму металу в стику деталей. Якщо зона дії сусідніх заклепок перетинаються, з'єднання матиметься щільнішим.

Переваги заклепкових з'єднань:

1. застосовуються у конструкціях, що не дозволяють підвищених температу зварювання (чи іншим термічним вміщенням) через небезпеку відхиленням деталей або відпускання загартованих деталей;

2. допускають з'єднувати частин конструкцій з неоднорідних матеріалів, які не зварюються;

Дефекти заклепкових з'єднань:

1. мала продуктивність, при виготовленні трудозатратна, що підвищує ціну виробництва;

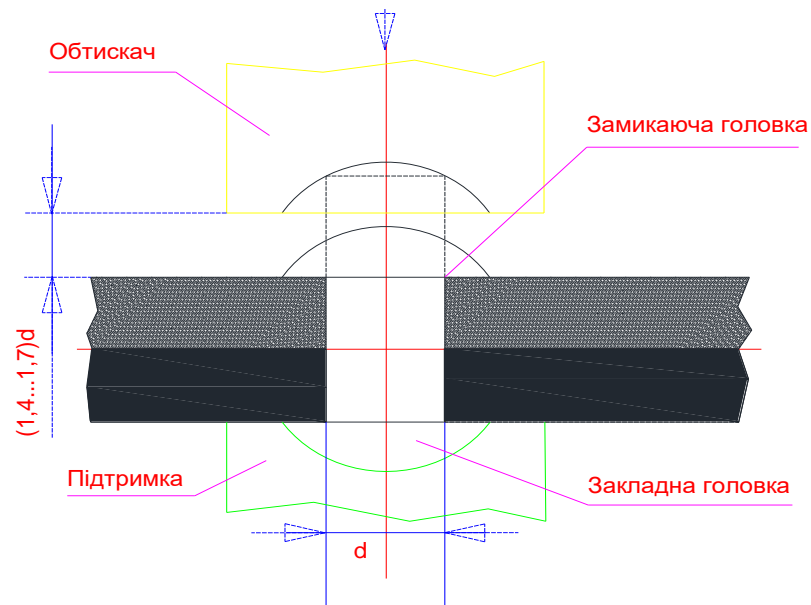


Рисунок.3.5 - Загальний механізм клепкового з'єднання

2. вимагають великих витрат матеріалу, вартість з'єднання.

Досвід експлуатації заклепкові з'єднання в конструкцію, показав, що бувають такі види руйнувань заклепкових з'єднань:

- руйнування стержнів заклепок;
- деформування стінок отворів і стержня заклепки;
- знищення листів, ослаблених отворами.

3.3 Заклепкові матеріали. Допустимі напруження

Виготовлення заклепок має широкий спектр матеріалів: сталь, мідь, латунь, алюміній та інших матеріалів. Необхідно, щоб коефіцієнти лінійного розширення заклепок і з'єднуваних деталей мали однакові. Це дасть можливість уникнути створення різних деформаційних зусиль. Інакше один матеріал ще не зайняв своє місце, наприклад в отворі, а другий вже змінив свою форму. Крім того необхідно враховувати електрохімічну взаємодію матеріалів з різними електродними потенціалами (мідь – сталь, мідь алюміній тощо) що буде провокувати утворення гальванічної пари (рисунок. 3.6)

Комплекс дії допустимих напружень для заклепок залежать від їхніх матеріалів, врахування способу виготовлення отворів в деталях (деформаційна і складова точного виготовлення) та характеру дії зовнішнього навантаження (постійне чи змінне). Допустимі напруження задаються в таблицях. При знакозмінному навантаженні допустимість напружень зменшується множенням на коефіцієнт.

З рисунка 3.2 видно, що перелік матеріалів по міцності, по параметру текучості і пластичності, для основних несучих конструкцій з міцних сплавів обов'язково контролюється тріщиностійкість і характеристики опору втомі.

$$\gamma = 1 / (1 - 0,3 (F_{\min} / F_{\max}))$$

де F_{\max} , – F_{\min} найбільше і найменше значення навантаження, що діє на з'єднання.

3.3.1. Особливості заклепкових з'єднань у конструкціях з алюмінієвих сплавів

Збільшення заклепкових з'єднань більше послабляється отворами, що спровокує встановлення більшої кількості заклепок. При цьому матеріал заклепок повинен бути досить пластичним для забезпечення формування головок. Сталеві заклепки виготовляють з мало вуглецевих сталей (Ст2, Ст3, Сталь 10 кп, Сталь 20 кп), а в особливих випадках – із легованої сталі (09Г2). При з'єднанні корозійностійких металевих деталей використовують сталь Х18Н9Т. Щоб уникнути хімічної або термічної корозії в з'єднаннях використовують заклепки з того ж матеріалу, що і з'єднувані деталі.

Найбільш широко використовуються заклепкові з'єднання з алюмінієвих конструкцій, решта конструкцій з окремим призначенням. Заклепкові з'єднання добре показали себе як при статичних, так і динамічних навантаженнях.

Здійснюють заклепкові з'єднання у холодному стані. При цьому матеріал заклепки обов'язково треба досить пластичним (наприклад, застосовують сплави АД1Н, АМг2Н, АМг5М, АВТ).

Різноманітність форми заклепки за формою розрізняються на заклепки з потайними закладними головками та з виступними. Конфігурації виступних головок найрізноманітніші – від сферичних чи конічних до фігурних. На поверхню головки закарбовують шифр, який свідчить про марку сталі заклепки.

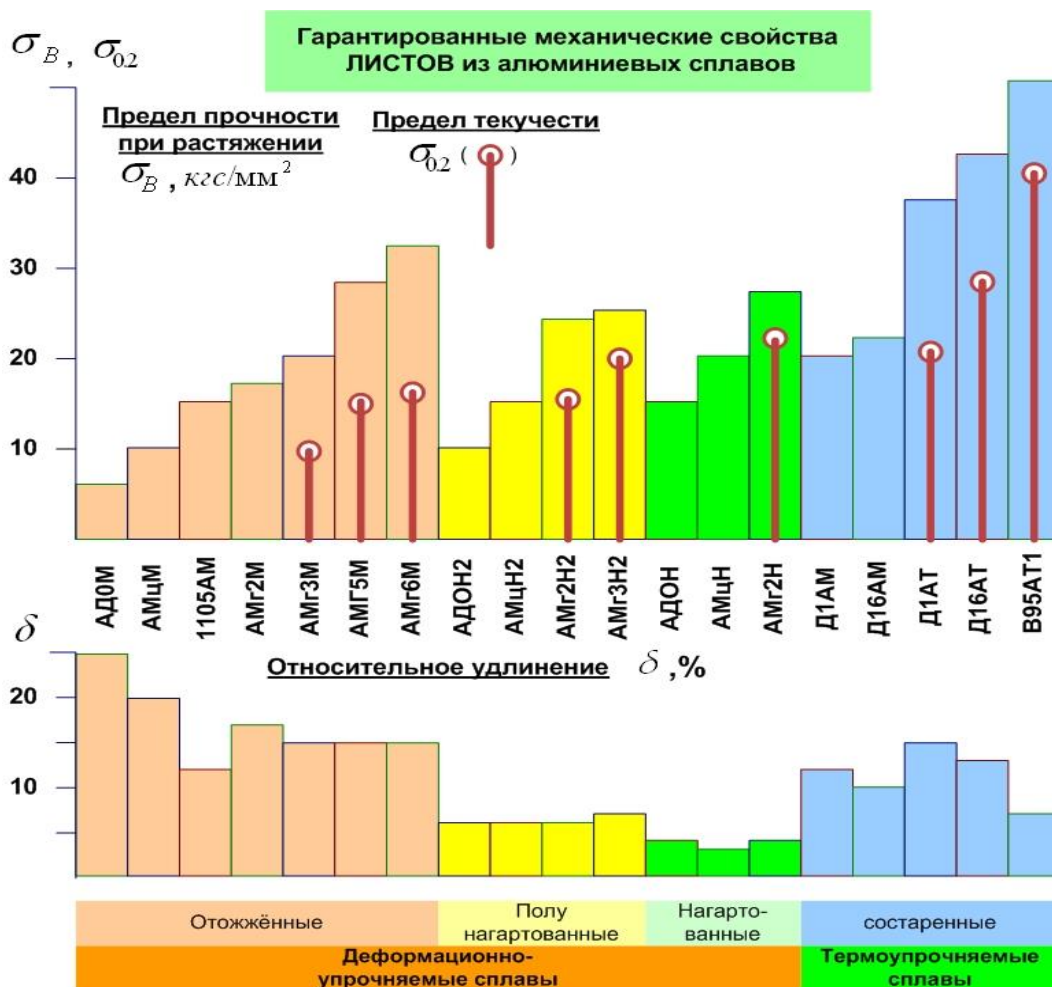


Рисунок 3.6 - Механічні властивості алюмінієвих сплавів

Номенклатурно найпоширеніші діаметри заклепок 8...20 мм (з кроком 2 мм). Діаметри отворів повинні перевершувати діаметри заклепок на 0,2...1 мм (відповідно 8,2; 10,2; 12,35; 14,4; 16,55; 18,6; 21 мм).

Набір пакету з'єднаних деталей не має перевершувати чотирьох діаметрів заклепки, а в монтажних з'єднаннях – п'яти.

При з'єднанні тонких листів, якщо підхід з інструментом можливий лише з одного боку, використовують так звані комбіновані заклепки (рисунок. 3.3.). Деталі заклепки виконують з таких матеріалів: заклепку 1 діаметром 4,8 мм — алюмінієвого сплаву марки СвАМЗ; стержень 2 діаметром 2,5 мм – з оцинкованого сталевих дроту марки 45.

У холодному стані заклепки ставлять за температури при якій матеріал має значну міцність. Тому для осаджування стержня і формування замикальної головки необхідні потужні клепальні скоби.

Проте при нагріванні заклепки витримують під тиском. Тому клепання на холодну продуктивніше від «гарячого». Прикладені зусилля натягу на заклепку у цьому випадку менші (близько 20...60 МПа), оскільки в процесі роботи в конструкції виникають лише внаслідок пружної віддачі з'єднаних елементів, стиснутих допоміжною клепальною скобою.

Листи профілактичного настилу з'єднують між собою комбінованими заклепками діаметром 5 мм, які дозволяють склепувати листи, виконуючи роботи з однієї сторони конструкції, при товщині пакету до 3 мм.

Встановлюють заклепку в отвір діаметром 5 мм. її замикальна головка формується головкою стержня при протягуванні його в напрямку 3. Після цього вільний кінець стержня обламують. Допоміжні болти, при необхідності найчастіше використовують, коли під час експлуатації необхідно розбирати з'єднання та при утрудненому доступі до місця з'єднання тощо. Болти виготовляють з того ж чи більш міцнішого сплаву, що й з'єднані елементи, або зі сталі. Перспективним є використання високоміцних болтів (для авіації може бути матеріал 30ХГСА). На сталеві болти обов'язково наносять захисне покриття.

Широко використовують болти з кільцями, що обтискуються на різьбовій частині, так звані болти-заклепки, чи лок-болти. Болти виконують зі сталі (30ХГСА, 16ХСН) або міцних алюмінієвих сплавів (В94, Д16, В95), а кільця – з пластичних сплавів (В65, АВ, Д18).

Відстані між центрами болтів і заклепок обмежують, як і для сталевих конструкцій. Їхні числові значення наведені у таблиці 3.1.

Розраховують з'єднання, як це викладено вище для заклепок, підставляючи відповідні розрахункові опори. При вживанні сталевих

Таблиця 3.1. Конструктивні вимоги до розміщення заклепок у конструкціях з алюмінієвих сплавів

Характеристика відстані	Відстань
Між центрами у будь-якому напрямку:	Для заклепок
найменші	$3d$
найбільші	Для болтів
у крайніх рядах при відсутності обрамлення з кутників	$3,5d$
при наявності такого обрамлення в крайніх рядах у випадку розтягу	$5d$ або $10d$
при наявності такого обрамлення в крайніх рядах, а також у середніх рядах у випадку стиску	$12d$ або $20t$
Від центра заклепки до краю елемента:	$10d$ або $14t$
найменші вздовж зусилля та по діагоналі	$2,5d$
найменші поперек зусилля при обрізних краях	$2,5d$
найменші поперек зусилля при прокатних краях	$2d$
найбільші	$6t$

високоміцних сталевих заклепок необхідно бути обережним, бо алюмінієві сплави та сталь мають різні коефіцієнти лінійного розширення. В умовах великої амплітуди зміни температур розраховують з'єднання, як це викладено вище для заклепок, підставляючи відповідні розрахункові опори. При вживанні сталевих високоміцних сталевих

заклепок необхідно бути обережним, бо алюмінієві сплави та сталь мають різні коефіцієнти лінійного розширення. В умовах великої амплітуди зміни температур (як наприклад при зміні висоти літаків при посадці) виникають додаткові температурні напруження, що збігаються чи не збігаються за знаком з напруженими від натягу. Це явище необхідно врахувати,

передбачаючи значення попереднього натягу болта, щоб уникнути залишкових деформацій.

3.4 Конструювання заклепочних з'єднань

За конструктивною особливістю розрізняють однорядні і багаторядні, однозрізні і багатозрізні заклепочні з'єднання. Під час конструювання рекомендується вибирати: $d = 1,5S$, $S_1 = 0,6S$.

Крок заклепкового шва $t = (3...4)d$.

Відстань між рядами $m = (2,5...3)d$.

Відстань заклепок до краю з'єднуваних деталей $a = (1,5...2)d$, $b = 1,5d$.

Під час проектування з'єднань багаторядними зшивками необхідно враховувати те, що у цьому випадку подовжня сила в перерізах листа змінюється. З'єднання трирядним швом, що має 12 заклепок. По заклепкам розподіляється навантаження, що характеризує утримання навантаження $F_1 = 1/12 F$.

Перетин листа в 1 ряду заклепок вбирає навантаження $F_1 = F$. Для того щоб менш послабити цей переріз, в ньому поставлено тільки 2 заклепки.

Заклепки встановлюють у отвори, діаметр яких на 1,0...1,5 мм більший від діаметра стержня заклепки.

Заклепкове з'єднання утворюють у два етапи. Перший – осаджування стержня до повного заповнення отвору, другий формування замикальної головки. При звичайних заклепках компактне заповнення отвору забезпечується для пакетів товщиною до $3,5d$. Більші товщини потребують осаджування з двох сторін, тобто частина металу закладної головки також буде переходити в отвір. У цьому випадку використовують заклепки з головкою вищого розміру і конічною частиною стержня. Переріз листа в 2 ряду навантажений меншою силою

$$F_2 = F - 2F_1 = 5/6 F.$$

В 3-му ряду

$$F_3 = F - 6F_1 = 0,5 F.$$

В цих рядах доцільно поставити більшу кількість заклепок.

Тобто по мірі зменшення поздовжньої сили в перерізах, останні можуть більше послаблятися в отворах, тому необхідно встановити більшу кількість

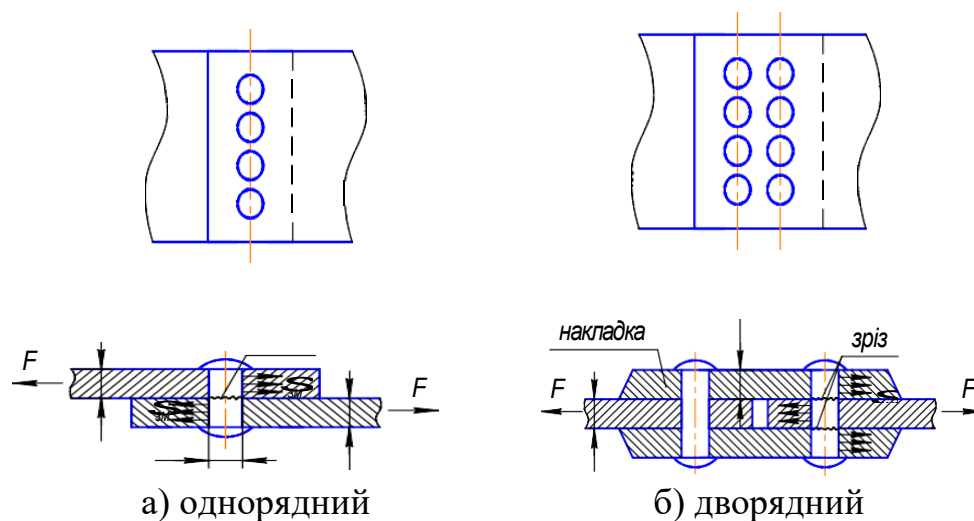


Рисунок 3.7. Заклепковий шов одно- і дворядний

заклепок. Критерієм наближення міцності з'єднання до міцності з'єднаних деталей є коефіцієнт міцності заклепочного з'єднання φ , який дорівнює відношенню напружень в перерізах неослабленого і ослабленого отворами:

$$\varphi = \sigma / \sigma_0$$

Оскільки

$$\sigma = F / A_0, \quad \sigma_0 = F / A, \quad \text{то } \varphi = A_0 / A$$

де – A_0 площа ослабленого отворами перерізу, A – площа цього ж перерізу без врахування отворів.

Для з'єднання представленого на рис.3.8., $\varphi = (B - zd) / B$

Для широких листів розрахунок проводять для довжини шва, рівної кроку t . Тоді:

$$\varphi = (t - d) / t.$$

Так для однозрізного шва при $t = 3d$ отримаємо $\varphi = 0,67$. Величина φ показує, як зменшується міцність листів при з'єднанні їх заклепками.

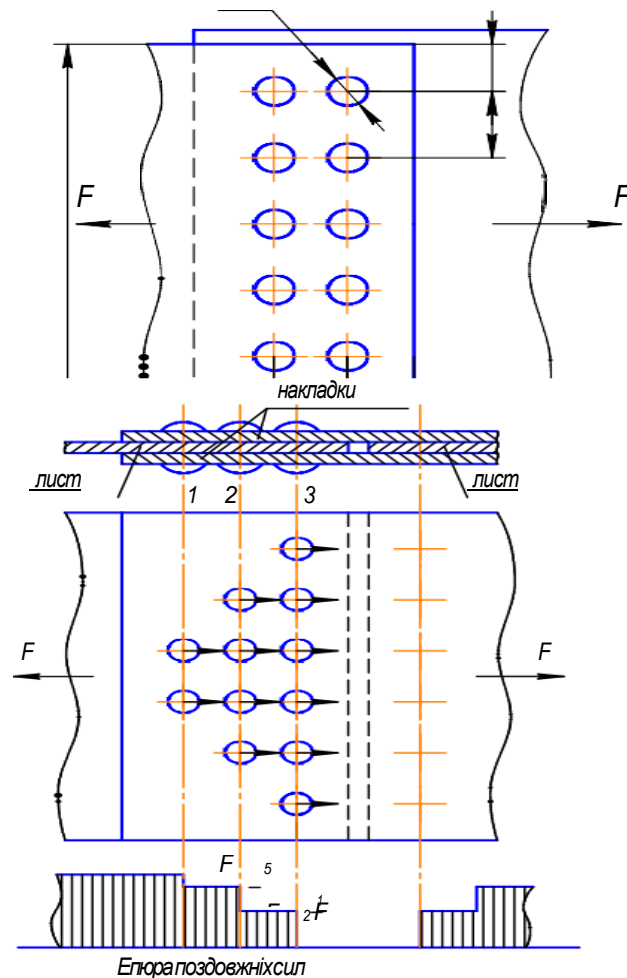


Рисунок 3.8 - Заклепковий шов

а) двурядний, б) трьохрядний, в) епюра повздовжніх сил

Для підвищення значення ϕ збільшують ширину або товщину деталі в місцях встановлення заклепок, використовують багаторядні і багатозрізні шви.

3.5 Розрахунок заклепкових з'єднань

У заклепковому з'єднанні при впливі сили F у тілі заклепки виникають напруження зрізу:

- необхідно враховувати, що для сполучення з двома накладками площа зрізу збільшується вдвічі;
- при проектуванні з'єднання позначається діаметр заклепки;
- напруженість змінання на стержні заклепки і стінках отворів;
- можливі напруження зрізу для матеріалу листа;

Таблиця 3.2 Конструктивні вимоги до розміщення заклепок в конструкціях	
Характеристика відстані	Відстань при розміщенні болтів
Відстані між центрами заклепок у будь-якому напрямку:	
найменші	$2,5d^*$
найбільші у крайніх рядах при відсутності обрамлення з кутників (розтяг і стиск)	$8d$ або $12t$
найбільші у середніх рядах, а також у крайніх при наявності обрамлення з кутників	
при розтягу	$16d$ або $24t$
при стиску	$12d$ або $18t$
Відстані від центрів заклепок до країв елементів:	
найменші вздовж зусилля	
такі ж поперек зусилля	$2d$
при обрізних краях	
при прокатних краях	$1,5d$
найбільші	$1,2d$

Якщо прийняти достатньо чималу кількість заклепок, тобто крок t заклепок буде малий, виникне перспектива руйнування листів по ослабленому перерізу .

У випадку, коли заклепки розміщені досить близько до краю листів, тобто відстань e мала, можливе знищення з'єднання по лінії. При проектуванні заклепкового з'єднання рекомендується діставатися рівномірності його за всіма критеріями, по цій причини забезпечується мінімальна металоємкість з'єднання. Наведемо співвідношення для умови рівномірності заклепки на зріз і змінання в зоні контакту заклепки і отвору.

При клепанні заклепкових швів між з'єднуваними деталями виникають сили тертя, що утримують останні від зсуву. Однак формулювання цих сил тертя утруднюється великим числом чинників, які важко врахувати.

Тому при розрахунку заклепкових швів зараховують наступні допущення:

- навантаження розподіляється рівномірно між заклепками;
- сили тертя між з'єднуваними елементами відсутні.

Розглянемо заклепковий шов, що складається із z заклепок, на який діє сила F .

Навантаження, що припадає на ділянку шириною p , рівною кроку шва:

$$F_1 = \frac{F}{z}. \quad (3.5)$$

Розглянемо можливість руйнування шва і запишемо умови міцності:

- на зріз стержня заклепки в площині з'єднаних деталей :

$$\tau_c = \frac{4F_1}{\pi d_0^2} \leq [\tau_c], \quad (3.6)$$

де $[\tau_c]$ – допустиме напруження на зріз для заклепок;

- на зминання між заклепкою і листом

$$\sigma_{см} = \frac{F_1}{d_0 \delta} \leq [\sigma_{см}], \quad (3.7)$$

де $[\sigma_{см}]$ – допустиме напруження на зминання між заклепками і листами;

- на розтяг листа по перерізу 1–1

$$\sigma_p = \frac{F_1}{(p - d_0)\delta} \leq [\sigma_p], \quad (3.8)$$

де $[\sigma_p]$ – допустиме напруження на розтяг для матеріалу з'єднаних листів;

- на зріз листа по перерізу 2–2 з припущенням, що зріз відбувається по

довжині $e - \frac{d_0}{2}$

$$\tau'_c = \frac{F_1}{2\left(e - \frac{d_0}{2}\right)\delta} \leq [\tau'_c], \quad (3.9)$$

де $[\tau'_c]$ – допустиме напруження на зріз для матеріалу листів.

Визначимо співвідношення між параметрами заклепкового шва, виходячи з його рівномірності перерахованим видам можливих руйнувань.

Із рівнянь (3.6) та (3.7) при $\lambda = 1,6$ виходить, що; Із рівнянь (3.6) та (3.8) – при $[\sigma_p] = [\tau_c]$ і $d_0 \approx 2\delta$ одержимо $p = 2,6d_0$;

Із рівнянь (3.6) та (3.9) – при $[\tau'_c] = 0,8[\tau_c]$ і $d_0 \approx 2\delta$ видно, що $e = 1,5d_0$.

На практиці для однорядного шва приймають: $d_0 = 2\delta$, $p = 3d_0$, $e = (1,5 \dots 2)d_0$. Аналогічно отримують співвідношення для визначення d_0 , p , e для інших типів міцних заклепкових швів.

Відношення напружень в неослабленому отворами перерізі 3-3 (рис. 1.6) до напруження в перерізі 1-1, ослабленому отворами, називають коефіцієнтом міцності заклепкового шва:

$$\varphi = \frac{\sigma_{p3-3}}{\sigma_p} = \frac{(p - d_0)}{p}. \quad (3.10)$$

Коефіцієнт міцності заклепкового шва характеризує міру ослаблення з'єднаних елементів отворами під заклепки. Для однорядного однозрізного шва при $p = 3d_0$ $\varphi = 0,67$, тобто зменшення міцності з'єднаних деталей складає в цьому випадку 33%; при $p = 6d_0$ $\varphi = 0,83$.

Збільшення коефіцієнта міцності шва може бути досягнуте застосуванням заклепкових швів інших конструкцій, а також збільшенням площі перерізу тієї області, яка ослаблена отворами під заклепки.

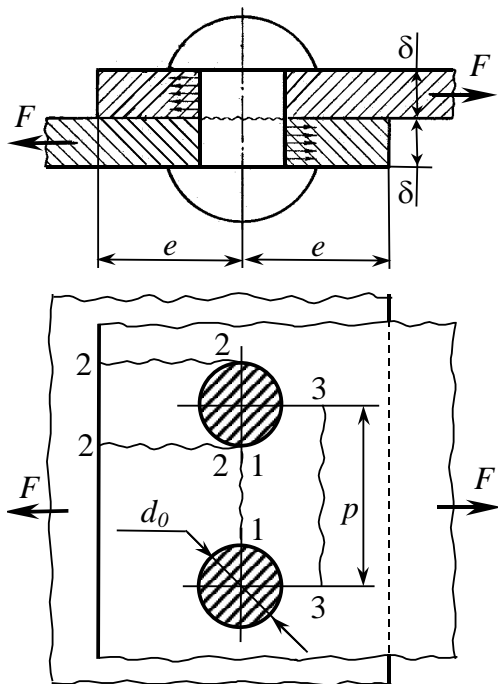


Рисунок 3.9 - Розрахункова схема заклепкового з'єднання

3.5.1. Розрахунок міцних заклепкових з'єднань

Розрахунок заклепкової зшивки полягає у визначенні діаметра і числа заклепок. При розрахунку спочатку визначають розміри площі перерізу з'єднаних заклепками деталей. У залежності від товщини цих деталей приймають діаметр заклепок, по якому обчислюють крок і інші розміри заклепкового шва. Необхідне число заклепок визначають з умови міцності на зріз і зминання.

При симетрично діючому навантаженні рівняння міцності на зріз має вигляд:

$$\tau_c = \frac{4F}{z k \pi d_0^2} \leq [\tau_c], \quad (3.11)$$

звідки число заклепок:

$$z \geq \frac{4F}{k \pi d_0^2 [\tau_c]}, \quad (3.12)$$

де k – кількість площин зрізу заклепок.

Рівняння міцності на зминання:

$$\sigma_{\text{см}} = \frac{F}{z d_0 \delta_{\text{min}}} \leq [\sigma_{\text{см}}], \quad (3.13)$$

звідки

$$z \geq \frac{F}{d_0 \delta_{\text{min}} [\sigma_{\text{см}}]}, \quad (3.14)$$

де δ_{min} – найменша товщина з'єднаних елементів.

З отриманих по рівняннях (3.12.) і (3.14) значень слід прийняти більше.

Для широких листів розрахунок проводять для довжини шва, рівної кроку t . Тоді $\varphi = (t - d)/t$.

Так для однозрізного шва при $t = 3d$ отримаємо $\varphi = 0,67$. Величина φ показує, як зменшується міцність листів при з'єднанні їх заклепками. Для підвищення значення φ збільшують ширину або товщину деталі в місцях встановлення заклепок, використовують багаторядні і багатозрізні шви.

Розрахунок заклепочних з'єднань проводиться як перевірний після проектування з'єднання.

Зовнішні сили намагаються зсунути з'єднані деталі одну відносно другої. Цьому зсуву чинять опір сили тертя в стику деталей та самі заклепки. Оскільки оцінити сили тертя неможливо, допускають, що все зовнішнє навантаження сприймають заклепки, причому всі заклепки навантажуються рівномірно.

Розглянемо розрахунок заклепочного шва з одним рядом заклепок. Сила $1 F$, що навантажує з'єднання, проходить через центр ваги перерізів заклепок. Товщина листів $\delta_1 < \delta_2$.

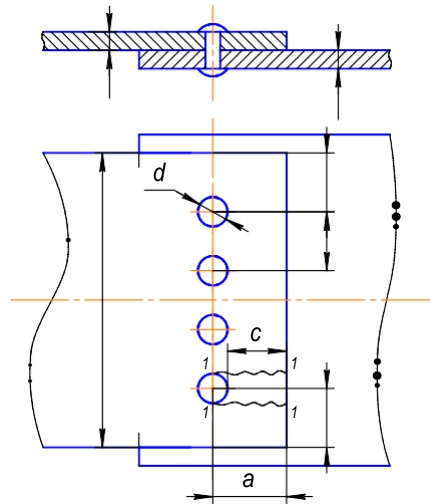


Рисунок 3.10 - До розрахунку заклепкового шва

Виконуються такі розрахунки:

1. Перевірка міцності заклепок на зріз:

$$\tau_{зр} = 4F / \pi d^2 z \leq [\tau]. \quad (4-3.15)$$

2. Перевірка міцності заклепок та з'єднаних листів на зминання:

$$\sigma_{зм} = F / d \delta_1 z \leq [\sigma]_{зм}$$

Умова записується для меншої поверхні зминання, бо $\delta_1 < \delta_2$.

3. Перевірка міцності листа на розтяг в ослабленому перерізі:

$$\sigma_p = F / \delta_1 (l - zd) \leq [\sigma]_p$$

4. Перевірка міцності листа на зріз (виколювання) в усіх площинах 1-1 на довжині $c \cdot a \cdot 0,5d$:

$$\tau'_{зр} = F / 2 \delta_1 z (a - 0,5d) \leq [\tau'_{зр}]_3$$

Якщо не виконуються умови (1) і (2), треба збільшити число заклепок z або їхній діаметр d .

Якщо не виконується умова (3), треба збільшити ширину листа l і крок t заклепок.

Якщо не виконується умова (4), треба збільшити розмір a (4).

Якщо не виконуються умови (1) і (2), треба збільшити число заклепок z або їхній діаметр d .

Якщо не виконується умова (3), треба збільшити ширину листа l і крок t заклепок.

Якщо не виконується умова (4), треба збільшити розмір a .

3.5.2. Розрахунок ексцентрично навантажених швів

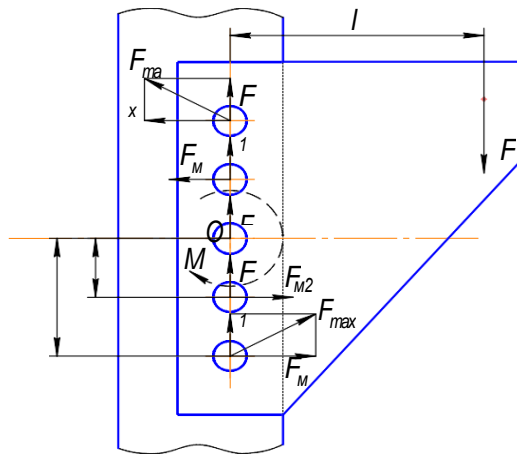


Рисунок 3.11 - Розрахунок ексцентрично навантажених швів.

Сила, що приходиться на одну заклепку від сили F :

$$F_1 = F/z = F/5$$

де z – кількість заклепок.

Сили від моменту $M = Fl$ пропорційні відстаням i r від заклепок до центра опорної поверхні O . Звідки:

$$F_{M1} / F_{M2} = r_2 / r_1 \Rightarrow F_{M2} = F_{M1}(r_2 / r_1).$$

Запишемо рівняння рівноваги:

$$M = 2F_{M1}r_1 + 2F_{M2}r_2$$

$$Fl = 2F_{M1}r_1 + 2F_{M1}(r_2^2/r_1)$$

$$F_{M1} = Fl / [2(r_1 + (r_2^2/r_1))]$$

Найбільш навантажені є крайні заклепки. Сумарна сила, що діє на ці заклепки

$$F_{\max} = \sqrt{F_1^2 + F_{M1}^2}$$

Умова міцності заклепок на зріз

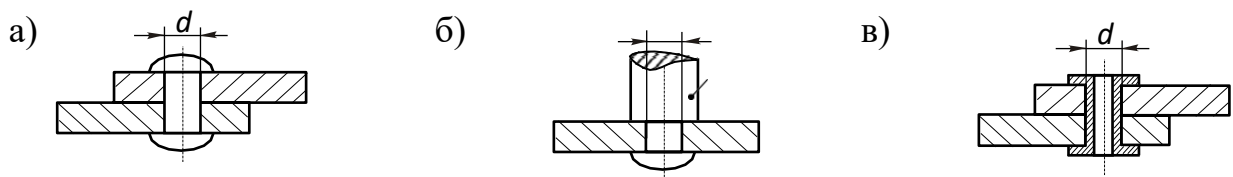
$$\tau_{зр} = 4F / (\pi d^2 z i) \leq [\tau]_{зр}$$

де: i – кількість площин зрізу в заклепці.

Заклепкові з'єднання здійснюються або за допомогою заклепок, або за

допомогою цапф, які роблять на деталі, що приєднується. Заклепки можуть бути суцільними або пустотілими, які називають пістонами. Одна із головок, яку називають **закладною**, виконується на заклепці раніш, а друга, яка утворюється при склепуванні, - **замикаючою** (рис.3.12.а,б,в.).

Заклепочні з'єднання виробляють в тих випадках, коли не допускається нагрівання деталей, або для з'єднання деталей, які не можна зварити.



а) заклепкою, б) за допомогою цапф, які роблять на детал, в) пістонам.

Рисунок 3.12 - Заклепочні з'єднання

Заклепочні з'єднання використовують в авіаційних, корабельних та будівельних конструкціях, приладобудуванні. Матеріал заклепок повинен бути достатньо пластичним (для формування замикаючої головки) та міцним. Для виготовлення заклепок використовуються сталі (Ст0, Ст2, Ст3, 10, 15), латуні, алюмінію. Форма і розміри заклепок стандартизовані.

Відрізняють три основні типи заклепочних з'єднань: *напускне* (рисунок 3.13 ,а), *стикове* з одною (рис. 3.13,б) або двома (рис. 3.13,в) накладками.

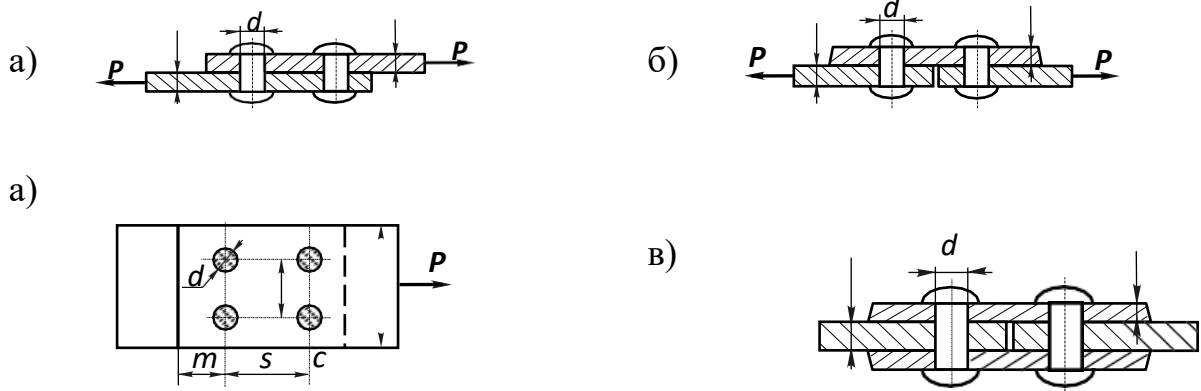
Заклепки в з'єднанні, яке розтягується повздовжнім зусиллям P , розраховуються на зсув (на зрізання) та перевіряється на зминання, а листи з'єднання крім того перевіряються ще на розрив.

3.5.3 Розрахунок на зсув (на зрізання).

Згідно допущенню про рівномірність розподілення загального зусилля між з'єднувальними елементами, зусилля, що сприймає одна заклепка дорівнює:

$$F = P/z, \quad (5.3.16)$$

де z – число заклепок в з'єднанні.

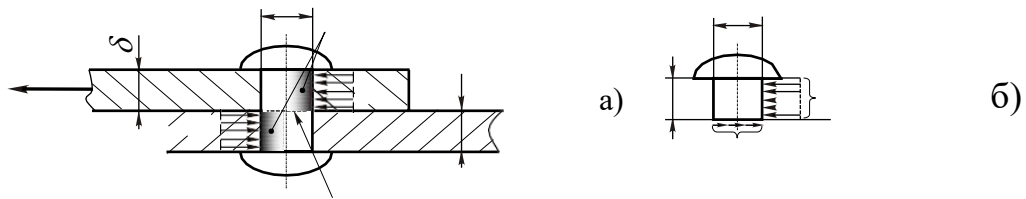


а) : напускні, б) стикове з одною накладкою, в) стикове з двома накладками.

Рисунок 3.13 - Заклепочні з'єднання

Треба враховувати, що при стиковому з'єднанні, передають зусилля на одну або на дві накладки заклепки з одної сторони від стику, тобто z повинно дорівнювати числу заклепок з одної сторони від стику.

В з'єднанні двох листів заклепкою (рисунок 3.14,а) сили $F \leftarrow$, $F' \rightarrow$ прагнуть зсунути листи один відносно другого. Цьому перешкоджає заклепка, на поверхню якої з боку листів передаються зусилля F та F' у вигляді розподілених по контактним поверхням навантажень інтенсивністю p та p' . Ці зусилля намагаються зрізати заклепку по площині ab дотику листів. Щоб знайти напруження, які виникають в перерізі ab стержня заклепки під дією сил F , скористаємося методом перерізів. Розсічемо подумки стержень заклепки площиною ab і розглянемо рівновагу однієї із її частин (рисунок 3.14а,б). З боку листа на частину, що розглядається, передається зовнішня сила F , а по перерізу ab діють внутрішні сили у вигляді дотичного напруження τ . Поперечна сила $Q = \tau \cdot A$, що виникає в перерізі ab , зрівноважує зовнішню силу F і чисельно дорівнює їй ($Q = F$).



а) поверхня зрізання;

б) поверхня зминання;

Рисунок 3.14 - Розміщення сил в з'єднанні двох листів заклепкою

Умова міцності для заклепки, що працює на зсув, має вигляд:

$$\tau = Q / A_{зр} \quad i = F / A_{зр} \quad i \leq [\tau_{зр}]$$

де $A_{зр} = \pi d^2 / 4$ – площа поверхні зсуву (зрізання);

i – число поверхонь зрізання на одній заклепці.

У випадку стикового з'єднання за сприянням двох накладок (рис. 3,в) на кожній заклепці буде дві поверхні зрізування, тобто $i = 2$.

Умова міцності (6) з урахуванням (5) запишеться:

$$\tau = 4P / \pi d^2 \cdot i \cdot z \leq [\tau_{зр}] \quad (3.17)$$

Як і при деформації розтягу, умова міцності при зсуві (7) дозволяє виконати проектний (визначення числа заклепок) та перевіірочні розрахунки, а також визначити значення допустимого навантаження P .

На стадії проектування розрахунок діаметру заклепки обирають в залежності від товщини деталей, що склепуються: $d = \delta + 1$ мм. Та визначають з формули (7) необхідне число заклепок:

$$z \geq 4P / \pi d^2 \cdot i \cdot z \leq [\tau_{зр}] \quad (3.18)$$

Величину допустимих напружень на зсув завдаються в залежності від матеріалу заклепок та способу здійснення отворів під них. Для заклепок зі сталі Ст0, Ст2 і Ст3 у випадку свердлення отворів $[\tau_{зр}] = 140$ МПа, а при продавлюванні отворів – $[\tau_{зр}] = 100$ МПа.

Інші розміри заклепочного з'єднання обирають в залежності від діаметра заклепки: $t = (3 \dots 4)d$; $s = (2 \dots 3)d$; $m = (1,5 \dots 2,0) d$.

Заклепочні з'єднання, що не несуть перемінних навантажень в залежності від зміни напрямлення сили дії, для приладів, як правило, не розраховуються на міцність, а обирають з конструктивних міркувань. Діаметр заклепки визначають за залежністю

$$d = 0,5 \delta + 1 \text{ мм.}$$

При визначенні допустимого навантаження умову міцності (7) розв'язують відносно зусилля P :

$$P \leq [\tau_{зр}] \cdot 0,25\pi d^2 \cdot i \cdot z. \quad (3.19)$$

3.5.4 Розрахунок на зминання.

Деталі з'єднань, що розраховуються на зсув, в розраховуються ще на зминання.

Зминанням називають місцеву деформацію стискання по площам передачі тиску. Тиск (p) з боку листа на стержень заклепки (рис.3.14,а) переходить по боковій поверхні, яка теоретично являє собою середину поверхні циліндру висотою, що рівняється товщині листа (δ). При цьому на поверхнях контакту заклепки і отвору листа з'являються напруження зминання $\sigma_{зм}$.

Якщо величина напружень зминання (*місцевого стискання*) досягне граничних значень, то з'явиться пластична деформація менш міцної поверхні, що контактує. Від чого буде порушена нормальна експлуатація з'єднання.

Нормальні напруження в з'єднанні зминання є місцевими, величина їх швидко зменшується, за рахунок зміни напрямку зовнішніх сил в польоті, при віддаленні від площадки дотику.

Характер розподілення тиску p в коловому напрямі на циліндричну контактну поверхню заклепки (рис.3.14,б), а, відповідно, і закон зміни напружень потребують подальшого вичислення. Тому розрахунок на зминання проводять наближено. Приймають, що напруження зминання розподіляються

рівномірно, але не по дійсній площі зминання $A_{з\text{м.д}}$, а по площі проєкції поверхні контакту на діаметральну площину $A_{з\text{м.р}}$. Таким чином, розрахункова поверхня зминання дорівнює:

$$A_{з\text{м}} = A_{з\text{м.р}} = d \cdot \delta. \quad (3.20)$$

Умова міцності при зминанні буде мати вид:

$$\sigma_{з\text{м}} = F / A_{з\text{м}} = P / A_{з\text{м}} \cdot z \leq [\sigma_{з\text{м}}], \quad (3.21)$$

де $A_{з\text{м}}$ – мінімальна сумарна площа зминання з одного боку з'єднувального елемента;

$\sigma_{з\text{м}}$ - розрахункове напруження зминання;

$[\sigma_{з\text{м}}]$ – допустиме напруження зминання.

Для заклепок зі сталі Ст0, Ст2 і Ст3 у випадку свердлення отворів $[\sigma_{з\text{м}}] = 280 \dots 320 \text{ МПа}$, а при продавлюванні отворів – $[\sigma_{з\text{м}}] = 240 \dots 280 \text{ МПа}$.

Якщо елементи, що з'єднуються, виготовленні з різних матеріалів, то на зминання перевіряють елементи з менш міцного матеріалу.

Перевірочний розрахунок листів на розрив

Листи заклепочного з'єднання зазнають деформації розтягу. Умова міцності для листа буде мати вид:

$$\sigma = N / A_{\text{неб}} \leq [\sigma], \quad (3.22)$$

де $A_{\text{неб}}$ – площа небезпечного перерізу листа;

N – поздовжня сила в небезпечному перерізі листа;

$[\sigma]$ – допустиме напруження для матеріалу листа на розтяг.

Небезпечний переріз буде там, де лист найбільше послаблений отворами під заклепки. Наприклад, для з'єднання показаного на рис. 3, а небезпечним буде переріз ac , його площа дорівнює: $A_{\text{неб}} = (b - 2d) \delta$.

Визначення деформації зсуву

Перевірити на міцність тягу (рис. 5), якщо:

$F = 2 \text{ кН}$; $d = 5 \text{ мм}$; $D = 8 \text{ мм}$; $h = 2 \text{ мм}$; $[\sigma] = 110 \text{ МПа}$; $[\tau_{з\text{р}}] = 60 \text{ МПа}$;

$[\sigma_{з\text{р}}] = 120 \text{ МПа}$.

Розв'язування.

1. Перевіримо міцність тяги на розтяг (як зразок в літаках в системі управління використовують різновидні тяги). Оскільки повздовжня сила в поперечному перерізі тяги дорівнює прикладеній силі $F = 2000H$, а площа перерізу:

$$A = \pi d^2 / 4 = (3,14 \cdot 5^2) / 4 = 19,6 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2$$

то напруження на розтяг в поперечному перерізі тяги будуть дорівнювати:

$$\sigma = N/A = 2000 / 19,6 \cdot 10^{-6} = 102 \cdot 10^6 \text{ Па} < [\sigma] = 110 \cdot 10^6 \text{ Па}.$$

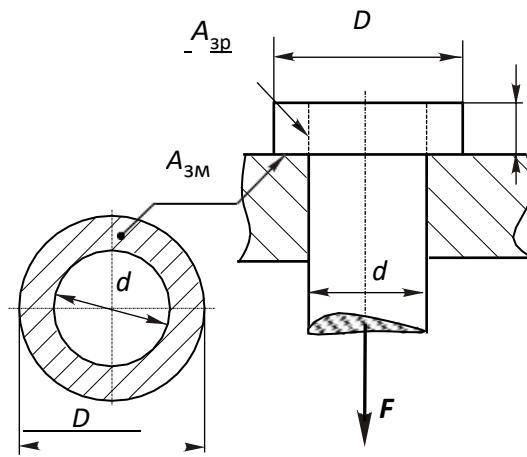


Рисунок 3.15 - Рорахунок тяги на розтяг

2. Головка тяги може бути зрізана по циліндричній поверхні площею $A_{зр}$ (рис. 5), діаметр якої d і висота h , тобто:

$$A_{зр} = \pi \cdot d \cdot h = 3,14 \cdot 5 \cdot 2 = 31,4 \text{ мм}^2 = 31,4 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2$$

За формулою (4) при $Q = F$ робоче напруження на зріз:

$$\tau_{зр} = Q / A_{зм} = 2000 / 31,4 \cdot 10^{-6} = 63,7 \cdot 10^6 \text{ МПа}$$

$$\tau_{зр} > [\tau_{зр}] = 60 \cdot 10^6 \text{ Па}$$

3. Контактна поверхня між головкою тяги і опорою має форму кільця (рис. 3.15), тобто площа зминання $A_{зм}$ дорівнює:

$$A_{зм} = (\pi (D^2 - d^2)) / 4 = 3,14(8^2 - 5^2) / 4 = 30,6 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2.$$

Напруження визначаємо за формулою (11):

$$\sigma_{зм} = F / A_{зм} = 2000 / 30,6 \cdot 10^6 = 65,3 \cdot 10^6 \text{ Па}$$

Таким чином, умова міцності на зрізання не виконується. Необхідно, або зменшити навантаження на тягу до величини:

$$F_{\max} = A_{зр} \cdot [\tau_{зр}] = 31,4 \cdot 10^{-6} \cdot 60 \cdot 10^6 = 1880 \text{ Н}$$

або збільшити висоту h головки тяги:

$$h \geq Q / \pi \cdot d \cdot [\tau_{зр}] = 2000 / 31,4 \cdot 5 \cdot 10^{-3} \cdot 60 \cdot 10^6 = 2,12 \cdot 10^{-3} \text{ м}$$

Таким чином: $\sigma_{зм} = 102 \text{ МПа}$; $\tau_{зр} = 63,7 \text{ МПа}$; $\sigma_{зм} = 65,3 \text{ МПа}$.

Визначаємо максимальне зусилля P_{\max} , яке можна прикласти до заклепкового з'єднання (рис.3.16), якщо: $d = 6 \text{ мм}$; $\delta_1 = 5 \text{ мм}$; $\delta_2 = 3 \text{ мм}$; $b = 40 \text{ мм}$. Матеріал елементів з'єднання – сталь Ст3, отвори під заклепки виконувалися свердлінням.

Враховуючи, що з'єднання стикове і на кожній заклепці дві поверхні зрізання, то $z = 3$ (число заклепок з одного боку від стику) і $i = 2$ (число поверхонь зрізання на одній заклепці).

Оскільки всі елементи з'єднання зі сталі Ст3 і отвори під заклепки просвердлені, то за довідником:

$$[\tau_{зр}] = 140 \text{ МПа} ; [\sigma_{зм}] = 300 \text{ МПа} ; [\sigma] = 160 \text{ МПа} .$$

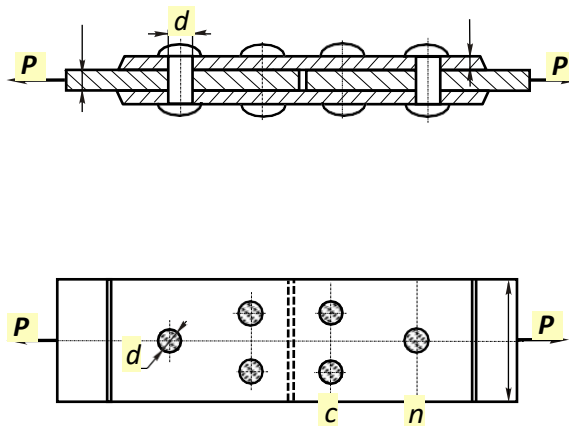


Рисунок 3.16 До визначення максимального зусилля заклепкового з'єднання

1. Визначимо зусилля P , яке можна прикласти до з'єднання, за умовою міцності на зрізання (9):

$$P \leq [\tau_{зр}] (\pi/4) d^2 \cdot i \cdot z = \\ = 140 \cdot 10^6 \cdot 3,14/4 (6 \cdot 10^{-3})^2 \cdot 2 \cdot 3 = 23740 \text{ Н.}$$

2. Поверхня зминання по накладках більша ніж по центральному листу (сумарна товщина накладок $2 \delta_2 = 6 \text{ мм}$, а центрального листа – $\delta_1 = 5 \text{ мм}$). Відповідно, мінімальна площа зминання на заклепці розташовується в центральній частині листа $A_{зм} = d \cdot \delta_1$.

Із умови міцності на зминання (11):

$$P \leq [\sigma_{зм}] A_{зм} z = [\sigma_{зм}] d \cdot \delta_1 z = \\ = 300 \cdot 10^6 \cdot 6 \cdot 10^{-3} \cdot 5 \cdot 10^{-3} \cdot 3 = 27000 \text{ Н}$$

1. Ризикованими перерізами листа на розрив (рис. 3.16) будуть: переріз mn (один отвір під заклепку, повздовжня сила в перерізі $N = P$) і ac (два отвори під заклепки, повздовжня сила в перерізі $N = 2P/3$).

Уживаючи умову міцності (12) на розрив листа визначаємо максимальні зусилля в цих перерізах:

$$\text{переріз } mn - P = [\sigma] \cdot A_{mn} = [\sigma] (b-d) \cdot \delta_1 = 160 \cdot 10^6 (40-6) 5 \cdot 10^{-6} = 27200 \text{ Н}$$

$$\text{переріз } ac - 2/3 \cdot P \leq [\sigma] A_{ac};$$

$$P \leq 3/2 \cdot [\sigma] \cdot A_{ac} = 3/2 \cdot [\sigma] \cdot (b-2d) \cdot \delta_1 = \\ = 3/2 \cdot 160 \cdot 10^6 \cdot (40-2 \cdot 6) \cdot 5 \cdot 10^{-6} = 33600 \text{ Н}$$

Враховуючи що зусилля, яке визначене за умовою міцності на зріз, є найменшим, то до з'єднання, треба прикладати меншу напругу можна прикласти зусилля $P_{\max} = 23740 \text{ Н}$.

На рисунок 3.17 представлено деталь з заклепковими з'єднаннями поготовлену до встановлення на агрегат

Заклепкові з'єднання обробляються лакофарбовими сумішами для захисту від прямого попадання навколишньої вологи (рисунок 3.17).



Рисунок 3.17 Заклепкове з'єднання

3.6 Особливості заклепок з одностороннім підходом в зону клепки.

Конструктивно ці заклепки виконуються в багатьох варіантах. Найбільш широко застосовуються заклепки з сердечником, гайки-пістони, заклепки з високим опором зрізу для одnobічної клепки і вибухові заклепки.

Заклепка з сердечником складається з двох частин - пістона і сердечника. Пістон виконаний у вигляді стрижня з центрально розташованим отвором. Всередину пістона вставлений сердечник, який являє собою ступінчастий стрижень, який закінчується і замикає головками (рисунок 3.18).

З боку замикаючої голівки стрижень має потовщення, а з боку голівки - кільцеву проточку - шийку, по якій сердечник розривається в момент закінчення клепки. Після установки заклепки в конструкцію, виступаючу частину сердечника зрізають врівень з поверхнею заклепки.

Гайка-пістон - Пістон з заставної голівкою - всередині на половину своєї довжини має різьблення; інша частина отвору з боку заставної голівки виконана без різьблення і має більший діаметр, ніж різьблення (див. Рис). Пістон вставляють в отвір, в різьбу ввертають наконечник інструменту і осаджують пістон, при цьому утворюється «замикає» голівка, а потім наконечник інструменту.

В отвір гайки-пістона ввертають гвинт, який підвищує міцність такої заклепки і виключає можливість попадання всередину конструкції бруду і вологи.

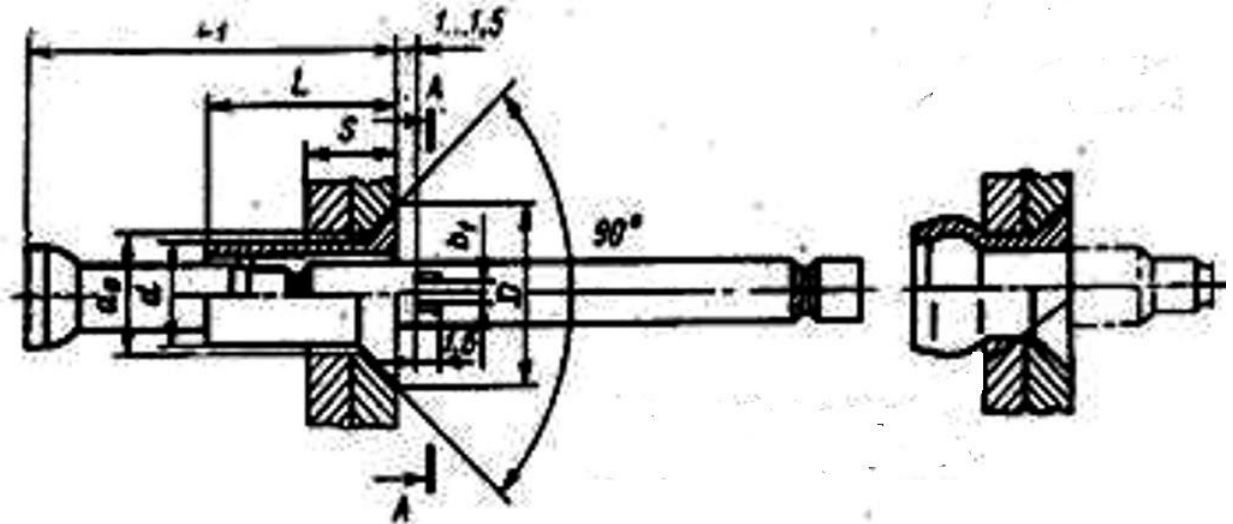


Рисунок 3.18 Заклепка з сердечником

Довжина гайки-пістона визначається з умови:

$L = S + 1.8d$ для заклепок з діаметром 5 мм,

$L = S + 1.5d$ для заклепок з діаметром 6 мм,

Де L - довжина гайки-пістона, яка змінюється від 11 до 19 мм з допуском ± 0.5 мм; S - товщина з'єднуваного пакету.

Довжина гвинта приймається на 2мм коротше довжини гайки-пістона.

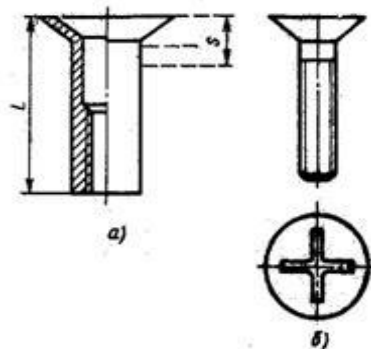


Рисунок 3.19. Гайка –пістон: L- ; S- ; а- пістон, б- ГВИНТ Рис (витяг з підручника)

Заклепка з високим опором зрізу для однобічної клепки складається з корпусу 1, гвинта 2 і кільця 3 (Рисунок 3.20). При установці заклепки в конструкцію інструмент фіксує положення корпусу по шестигранному або хрестоподібному шліцу в головці заклепки і запобігає поворот корпусу. Гвинт має головку і стрижень з **лівою** різьбою. По довжині стрижня має виточення, за

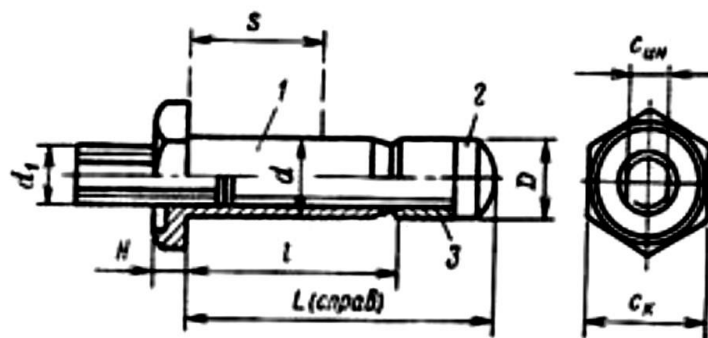


Рис 3.20 Заклепка з високим опором зрізу

яким він обривається в процесі клепки; на вільному кінці стрижня за виточенням є лиски, за якими стрижень фіксується від прокручування в процесі клепки. Кільце має зовнішній діаметр, відповідний діаметру заклепки (корпусу), внутрішній - зовнішньому діаметру різьби гвинта. Діаметри отворів в деталях під заклепки з високим опором зрізу такі ж, як і під заклепки з сердечником.

Довжина заклепки l залежно від товщини з'єднувального пакету S визначається за формулою

$$l \approx S + 4 \text{ мм.}$$

Загальна довжина заклепки L (мм) визначається за формулою

$$L = l + (7.5 \div 10.5)$$

або l і L визначають за таблицями нормалей на заклепки з високим опором зрізу. У кресленнях виробу заклепки позначають 5901А 18 (тобто заклепка з шестигранною головкою, $d = 6$ мм, $l = 188$ мм).

У процесі установки заклепки стрижень затягують до відриву хвостовика гвинта. До моменту відриву хвостовика з кільця утворюється замикаюча голівка необхідного розміру.

Вибухова заклепка являє собою циліндричний стержень, який має на одному кінці заставну голівку, а на іншому - дві співвісно розташовані камери (двокамерна вибухова заклепка) з вибуховою речовиною.

Висновки до розділу 3

За той період часу, за який літак знаходиться у повітрі на нього діють різні сукупні зовнішні навантажень, які негативно впливають на стан обшивки, змінюючи напрямлення зусиль в залежності від зміни напрямлення польоту. Зміну основних характеристик обшивки дуже складно відстежити під час польоту.

1. Проведено огляд стану відкритих поверхонь літака, під час якої було виявлено, що проблема руйнування елементів обшивки в польоті є невирішеною. Основне коло задач, які потребують захисту зовнішніх поверхонь вимагає, приймає в себе обтікання літака потоками повітря і зіткнення під час польоту з різними об'єктами .

2. Проведений аналіз показав, що напруження у більшості випадків не перевищували 20МПа. Напруження для стандартних типів заклепок у виконаних дослідженнях відрізнялися на 10%-15% (1,5Мпа-2МПа).

3. Установлено, що наявність тріщин, які виникають під час відриву заклепок не призводить до руйнування елементів обшивки літака після 10^9 циклів навантаження.

4. Показано, що тріщини які утворились на кінцях отворів під заклепки не продукують концентраторів напружень, напруження в межах таких тріщин не перевищує 1МПа. Показано, що тріщини, які утворились в місцях стику силових елементів конструкції з листами обшивки літака, концентрують на собі зони високих напружень.

5. Проведено розрахунки на міцність, зсув та розрив заклепкових з'єднань з урахуванням напрямлення напрямку дії сили.

4.ОХОРОНА ПРАЦІ

4.1. Вимоги до охорони праці при клепальних роботах.

4.1.1.Щоб виконувати клепальні роботи необхідно пройти навчання, інструктаж з охорони праці, отримати допуск до самостійної роботи.

4.1.2. Вік, з якого можливо виконувати ці роботи -18 років. Потрібно пройти медичний огляд, пройти інструктажі: вступний на робочому місці та первинний на робочому місці. Стать повинна бути чоловіча. Кваліфікаційна комісія повинна їх атестувати та допустити до самостійної роботи.

4.1.3. Робітник який працює з пневматичним інструментом повинен проходити медичний огляд один раз на рік.

4.1.4. Щоб отримати допуск до робіт підвищеної небезпеки робітник зобов'язаний при виконанні клепальних робіт пройти перевірку знань вимог охорони праці один раз на рік.

4.1.5. Позаплановий інструктаж проводиться при перерві в роботі 30 календарних днів і більше, а також коли він порушив правила безпеки. Повторний інструктаж з охорони праці –не рідше одного разу в три місяці.

4.1.6. Несвоєчасне проходження інструктажів не дає йому права самостійно працювати.

4.1.7. Допущений до самостійної роботи робітник повинен користуватися інструментом для клепки, знати асортимент заклепок, всі процеси клепки.

4.1.8. Працівник зобов'язаний вміти виконувати: холодними заклепками вручну пневмо-гідравлічним або пневматичним молотком і клепку на пресі

4.1.9. Якщо працівника послали виконувати іншу роботу- він повинен пройти інструктаж з виконання цієї роботи.

4.1.10. Якщо працівник не вміє користуватися інструментом йому забороняється виконувати роботи.

4.1.11. Небезпечні і шкідливі виробничі фактори:

- вібрація вище норми;
- рівень шуму підвищений;
- освітленість робочого місця недостатня;
- повітря під тиском;
- температура матеріалу висока;

4.1.12. Вібрація є небезпечним фактором який впливає на організм робітника, а також шум.

4.1.13. Щоб захиститися від впливу цих негативних для здоров'я наслідків працівник повинен використовувати спецвзуття та спецодяг та інші засоби.

4.1.14. Режими праці та відпочинку - це профілактика вібраційної хвороби.

- 4.1.15. - тривалість робочої зміни не більше 8 годин;
- дві перерви - тривалістю 20 хвилин.

4.1.16. Перерви для відпочинку на свіжому повітрі.

4.1.17. Щоб уникнути вібраційної хвороби виконуються профілактичні заходи:

- для рук-водні процедури;
- масаж;
- аеробіку;

4.1.18. Дотримуватися пожежної безпеки.

4.1.19. При нещасному випадку працівник зобов'язаний надати першу допомогу потерпілому повідомити своєму керівнику проте що сталося та викликати швидку допомогу.

4.1.20. Працівник повинен вміти надати першу медичну допомогу, скористувавшись медичною аптечкою.

4.1.21. Працівник повинен виконувати правила особистої гігієни .

4.1.22.Порушення працівником вимог інструкції з охорони праці або невиконання їх карається в залежності від наслідків.

4.2. Вимоги охорони праці перед початком роботи

4.2.1. Перед початком роботи працівникові слід обдивитися робоче місце, предмети які заважають винести та зробити вільний доступ до робочого місця.

4.2.2. Потрібно одягти спецодяг та спец взуття.

4.2.3. Перед початком роботи працівник повинен перевірити і переконатися в тому, що:

4.2.3.1. Повітряні гумові шланги без пошкоджень, приєднані до повітряної магістралі та надійно закріплені на штуцерах, а штуцери мають справні грані і різьбу.

4.2.3.2. Шланги приєднані до пневматичного інструмента та з'єднання шлангів між собою виконано досить міцно.

4.2.3.3. Інструмент не має тріщин, та інших дефектів.

4.2.3.4. Клапан не пропускає повітря в закритому положенні.

4.2.3.5. Пневмозубило-молоток устаткований пристрієм, який виключає зворотний виліт інструменту.

4.2.4. Працівник повідомляє свого керівника при виникненні несправностей і чекає поки вони будуть усунуті і не приступає до роботи до їх усунення.

4.2.5. Якщо є небезпека при виконанні майбутньої роботи працівник не повинен приступати до роботи.

4.2.6. Перед початком роботи працівникові потрібно підготувати необхідний інструмент і перевірити його роботу.

4.3. Вимоги охорони праці під час роботи

4.3.1. Працівник повинен спустити конденсат з повітряної магістралі перед тим як приєднати шланг до пневматичного інструмента, продути

шланг стисненим повітрям; при цьому струмінь повітря слід направляти тільки вгору

4.3.2. Шланг повинен бути без перегинів розміщений в зоні неможливості наїзду на нього та забезпечити вільний прохід робітників.

4.3.3. Закривається вентиль на повітряній магістралі –потім підключається шланг до мережі і до інструменту, а також його від'єднання необхідно проводити тільки при повному закритті вентиля на повітряній магістралі.

4.3.4. В місцях приєднання шланга не повинно бути витоків повітря.

4.3.5. При обриві шланга або при перервах в роботі навіть на короткий час Працівник повинен перекрити вентиль на повітряній магістралі і вийняти вставний інструмент при припиненні подачі повітря, обриві шланга або при перервах в роботі.

4.3.6. Працівникові забороняється залишати без нагляду інструмент.

4.3.7. Не можна переносити пневмо-інструмент, утримуючи його за шланг.

4.3.8. Включення повітря слід проводити тільки після установки ударного інструменту в робоче положення.

4.3.9. Працівник повинен тримати пневматичний молоток за корпус; при цьому слід звертати увагу на те, щоб молоток був забезпечений пристосуванням, що не допускає вильоту бойка.

4.3.10. Працівникові потрібно користуватися захисними окулярами або маскою з безосколковим стеклами і встановлювати переносні огорожувальні щити, щоб поруч працюють або проходять люди не отримали травми.

4.3.11. Пневматичний молоток слід підвішувати на пружинному балансірі або на спеціальній підвісці при його роботі.

4.3.12. Потрібно застосовувати спеціальні гачки або щітки для видалення стружки.

4.3.13. На робочому місці працівника не повинно бути осіб які не мають відношення до роботи з пневматичним інструментом.

4.3.14. Пневмо-інструмент не допускається до роботи при підвищенні тиску повітря в мережі вище зазначеного в паспорті на молоток.

4.3.15. При виконанні kleпальних робіт слід застосовувати підтримки, маса яких відповідає масі молотків.

4.3.16. При роботі з пневмо-інструментом застосовуються килимки, підлокітники, наколінники, виготовлені з вібропоглинаючих і віброізолюючих матеріалів.

4.3.17. Одному працівнику не можна одночасно працювати пневматичним молотком і підтримкою.

4.3.18. Працівникові потрібно переконатися у відсутності загазованості повітря робочої зони шкідливими речовинами (парами ацетону, бензину, масел і т.п.) перед початком роботи.

4.3.19. При роботі в замкнутах обсягах з температурою повітря вище 30 ° С необхідно передбачити наступне:

- чергування в роботі підручних і основних kleпальників через кожні 30 хвилин роботи;

- наявність вентиляції для обдування працівників, що забезпечує рухливість повітря на робочому місці в межах 0,5-1,5 м / с;

- різниця температур повітря, що подається і повітря в замкнутому просторі не повинна перевищувати 5 ° С.

4.3.20. Де технологією передбачена пресова kleпка - не слід виконувати kleпальні роботи ручним молотком.

4.3.21. Для забезпечення безпечної роботи всередині замкнутого обсягу потрібні спеціальні пристосування, драбини, настили.

4.3.22. При роботі на висоті працівник повинен використовувати призначені для цього ліси або підмостки при роботі на висоті (понад 1,3 м).

4.3.23. З приставних переносних драбин забороняється працювати пневматичним інструментом

4.3.24. Всі роботи підналагодження механізмів повинні проводитися тільки при повній зупинці і відключенні інструменту від пневмо- і електромережі.

4.3.25. Перед тим, як рубати браковану заклепку, а також перед початком будь-якої рубки необхідно встановити запобіжні щитки.

4.3.26. В конструкції, яка знаходиться під внутрішнім тиском - не можна усувати дефекти клепки

4.4. Вимоги охорони праці в аварійних ситуаціях

4.4.1. У разі виникнення аварійної ситуації - потрібно вжити заходів до запобігання небезпечної ситуації, припинити роботу, повідомити про це керівника.

4.4.2. При нещасному випадку, отруєнні, раптовому захворюванні необхідно негайно надати першу допомогу потерпілому, викликати лікаря, а потім повідомити керівника про те, що трапилось.

4.4.3. Працівник повинен вміти надавати першу допомогу при пораненнях.

4.4.4. Надаючи першу допомогу при пораненні, необхідно дотримуватися таких правил:

- потрібно обережно зняти бруд з шкіри навколо рани, очищаючи рану від країв назовні, щоб не забруднювати рану; очищену ділянку шкіри потрібно змастити йодом і накласти пов'язку.

4.4.5. Для надання першої допомоги при пораненні необхідно розкрити наявний в аптечці перев'язувальний пакет.

4.4.6. Якщо перев'язувального пакета чомусь не виявилось, то для перев'язки можна використовувати чисту хустку, чисту тканину і т.п ; накладати вату безпосередньо на рану не можна.

4.4.7. На те місце тканини, яке накладається безпосередньо на рану, потрібно накапати декілька крапель йоду, щоб одержати пляму розміром більше рани, а потім покласти тканину на рану.

4.4.8. Перша допомога потерпілому повинна бути надана невідкладно на місці події, використовуючи медикаменти і перев'язувальні матеріали, які повинні зберігатися в аптечці.

4.4.9. Аптечка повинна бути укомплектована медикаментами, у яких не закінчився термін реалізації; аптечка повинна знаходитися на видному та доступному місці.

4.4.10. При виявленні пожежі необхідно негайно повідомити про це пожежну охорону за телефоном 101.

4.4.11. До прибуття пожежної охорони потрібно вжити заходів по евакуації людей, майна і приступити до гасіння пожежі.

4.5. Вимоги охорони праці після закінчення роботи

4.5.1. Після закінчення роботи працівник повинен виконати наступне:

- закрити вентиль на повітряній магістралі, вийняти робочий інструмент з пневматичного інструменту і від'єднати шланг від інструменту і від мережі;
- протерти і змастити пневматичний і робочий інструмент маслом;
- згорнути шланг в кільця і прибрати його в відведене для зберігання місце.

Висновки до розділу 4

1. Робітник повинен контролювати стан інструменту. Забороняється користуватися інструментом, пристроями та обладнанням, безпечного поводження з яким він не навчений

3. Працівник не повинен ставати до роботи з несправними комунікаціями які підводять повітря до клепального інструменту.

4. Працівник повинен вміти надавати першу медичну допомогу при пораненнях.

5 ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

5.1. Аналіз впливу на навколишнє середовище при відновленні клепальних з'єднань

Транспорт істотно забруднює повітря. Авіація істотно поступається іншим видам транспорту за кількістю що викидаються в повітря забруднюючих речовин, та вона щодня впливає на екологію верхньої тропосфери і нижньої стратосфери. Покриваючи величезні відстані літаки викидають в атмосферу багато забруднюючих речовин впливаючи на якість повітря в локальному, регіональному і глобальному відношенні. На атмосферу вплив авіації розділяється на акустичний та хімічний.

У 1972 році в Стокгольмі на Конференції Організації Об'єднаних Націй з проблем навколишнього середовища позиція Міжнародної організації цивільної авіації (ІКАО) була викладена наступним чином: «Виконуючи свою роль, ІКАО усвідомлює шкідливий вплив на навколишнє середовище, яке може бути пов'язане з експлуатацією повітряних суден, а також свої обов'язки і обов'язок держав-членів ІКАО досягти максимальної сумісності між безпечним і планомірним розвитком цивільної авіації і якістю навколишнього середовища [8]. Дотримуючись цієї позиції, в 1983 році був створений САЕР (Committee on Aviation Environmental Protection) - технічний комітет Ради ІКАО щодо захисту навколишнього середовища від впливу авіації. Комітет допомагає Раді формулювати політику і приймати нові регламентуючі документи ІКАО - «Стандарти та Рекомендована Практика» (SARPs), пов'язані з авіаційним шумом, емісіями авіаційних двигунів і більш загальним впливом авіації на навколишнє середовище. В основному ці документи оформлені у вигляді Додатку 16 «Охорона навколишнього середовища» [8] до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію.

Хімічне забруднення повітря в аеропортах представлено такими авіаційними емісіями як оксиди вуглецю (CO, CO₂), азоту (NO_x), сірки (SO₂), вуглеводнями (HC) і зваженими частинками, що утворюються в результаті роботи двигунів і спалювання авіаційного палива. Джерела емісій, пов'язані з авіацією, здатні поширюватися і приводити до погіршення якості повітря в прилеглих населених пунктах. Ці емісії представляють потенційний ризик суспільному здоров'ю і навколишньому середовищу, оскільки можуть викликати збільшення концентрації приземного озону, приводити до випадання кислотних дощів. Національні та міжнародні програми моніторингу якості повітря постійно вимагають від уповноважених авіаційних і урядових організацій проводити контроль якості повітря поблизу аеропортів. За останні кілька десятиліть були досягнуті значні успіхи в питанні скорочення емісій в зв'язку з підвищенням екологічності авіаційних палив технічними удосконаленнями авіаційних двигунів (збільшенням їх тягової ефективності, який передбачає зменшення споживання палива). Для оцінки якості повітря в аеропорту ще в 2007 році був розроблений «Командний матеріал по зборах за авіаційну емісію, пов'язану з місцевою якістю повітря», який мав на увазі введення мит, що стягуються державою, конкретно призначених та застосовуваних для запобігання або зменшення впливу на навколишнє середовище на місцеве якість повітря, що чиниться при експлуатації цивільних повітряних суден. Методологія оцінки емісій авіаційних двигунів була викладена в розробленому згодом Документі 9889 «Керівництво за якістю повітря в аеропортах». У ньому були сформульовані методи оцінки емісій авіаційних двигунів в аеропорту, засновані на врахуванні трьох параметрів.

Створений ІКАО банк даних про емісії двигунів (EEDB ICAO Engine Emission Bank) містить інформацію про значеннях EI для сертифікованих двигунів (в грамах забруднювача на кілограм палива для NO_x, CO та HC), а також про витрату особливих видів палива (в кілограмах в секунду) для

різних режимів роботи різних типів двигунів. Крім того, тут вказується число димності - це безрозмірний параметр, який обчислюється за 10-бальною шкалою і характеризує емісію диму як «непрозорість» вихлопної струменя.

Спалювання основної частини авіаційного палива відбувається не в приземному шарі поблизу аеропортів, а в більш високих шарах атмосфери. Фахівці вважають, що щорічно зростаюча емісія вуглекислого газу, води і метану двигунами комерційних літаків змінює хімічний і радіаційний баланс атмосфери, що поряд з емісією сажових сульфатних аерозолів може впливати на клімат. Особливе значення мають такі компоненти, як двоокис вуглецю і оксиди азоту. Оксиди азоту беруть участь в хімії озону (його збільшення може призводити до нагрівання верхньої тропосфери) та збільшення кількості гідроксильних радикалів, основного атмосферного окислювача. Збільшення ОН призводить до скорочення часу життя метану CH_4 , результатом чого може стати охолодження, паралельно - на масштабах десятиліть - скорочення тропосферного озону. Оксиди сірки і сажа призводять до утворення аерозолів. Аерозолі і їх попередники (сажа та сульфати) збільшують хмарність у формі конденсаційних слідів і перистих хмар. Залежно від стану навколишньої атмосфери ці сліди можуть існувати іноді кілька хвилин, а іноді - години, розтікаючись в ширину на кілька кілометрів і нагадуючи перисті чи високо хмари. Вельми значний вплив на радіаційний баланс слід очікувати в результаті викидів частинок сажі твердо тільних продуктів неповного згоряння палива, які грають роль ядер конденсації.

Особливу увагу серед продуктів спалювання авіаційного палива займають парникові гази, чий емісії можуть вносити вклад в процес глобального потепління. Для їх зменшення у авіакомпаній є по суті всього дві можливості. Перша - збільшення зростання паливної ефективності (тобто питомої витрати палива). Друга - використання альтернативних палив: синтетичного пального з кам'яного вугілля, природного газу або біомаси. Природне паливо не містить сірку і ароматичні вуглеводні, що значно

скорочує емісії летких аерозолів і хмарних ядер конденсації, послаблюючи таким чином вплив на радіаційний баланс. Крім того, модельні експерименти показали, що застосування палива, очищеного від сірки, призводить до значного екологічного «оздоровлення» тропосфери з точки зору концентрацій озону, сульфатів і нітратів.

З початку XXI ст. спостерігається постійне зростання обсягу повітряних перевезень. При інноваційному сценарії розвитку економіки на найближчі десять років оптимістично прогнозується подвоєння обсягу авіаперевезень, а як до 2031 р в залежності від можливого сценарію розвитку, вантажообіг зросте в 3,2-3,8 рази, а пасажирооборот збільшиться: при інноваційному сценарії - в 4,5 рази. Все це означає практично пропорційне збільшення негативного впливу на ОС від діяльності ЦА.

5.2. Заходи щодо зменшення впливу на довкілля при утилізації літальних апаратів

З кожним роком проблема утилізації компонентів літальних апаратів, які відпрацювали свій ресурс, є однією з найважливіших.

Все більша кількість авіаційної техніки знаходиться на різних місцях чекаючи утилізації. Утилізація повинна бути строго регламентована.

Однак авіаційна техніка - це досить складна техніка, яка складається з великої кількості різних елементів, не всі з яких прості в утилізації. Вона зроблена з різних матеріалів, тому важливо домогтися не тільки утилізації, а ще і отримати матеріали які мають цінність.

Вимоги, що пред'являються до процесів утилізації, залежать від матеріалів, які підлягають утилізації. В основному, в області авіабудування існують такі види утилізованих матеріалів:

- 1) алюмінієвий сплав;
- 2) титановий сплав;
- 3) композиційний матеріал .

Процес утилізації ускладнює те що елементи і вузли літальних апаратів складаються з різних матеріалів. До безпосередньої утилізації необхідно проводити розбирання даних вузлів, що збільшує час проведення процесу утилізації. В процесі утилізації добуваються цінні метали (золото, срібло і т. п.)

Утилізація елементів літальних апаратів з алюмінієвих сплавів. Як показав аналіз джерел, вимоги до відходів алюмінію та його сплавів встановлюються ДСТУ 3211: 2009 / ГОСТ 1639-2009. «Лом і відходи кольорових металів і сплавів ». даний нормативний документ регламентує основні характеристики і показники, якими характеризуються відходи алюмінію і його сплавів. Так, в даному ДСТУ / ГОСТ існують вимоги, які пред'являються до лому літакового листовому з деформованих сплавів, які складають великий відсоток в конструкції літака.

Утилізація елементів літальних апаратів з титанових сплавів. Як показав аналіз джерел, вимоги до відходів титану та його сплавів встановлюються ДСТУ 3211: 2009 / ГОСТ 1639-2009. «Лом і відходи кольорових металів і сплавів »[5]. Даний нормативний документ регламентує основні характеристики і показники, якими характеризуються відходи титану і його сплавів. Однак питання, що стосуються утилізації даних сплавів, в даному документі не порушені. Окремих нормативних документів, що регламентують процес утилізації виробів з титанових сплавів, застосовуваних безпосередньо в авіакосмічній галузі, які не знайдено, що говорить про те, що дані вироби утилізуються як звичайні вироби їх титану і його сплавів. Окремі роботи показують, що переробкою титанових відходів раціонально займатися, наприклад, для отримання вторинних титанових сплавів.

Утилізація елементів літальних апаратів з композитних матеріалів. Утилізація деталей з композитів має ряд особливостей в порівнянні з утилізацією металевих деталей і до неї пред'являються більш жорсткі вимоги. Утилізувати композиційні матеріали звичайними методами не

представляється можливим, тому що вони складаються з матеріалів, які при звичайному спалюванні виділяють шкідливі речовини (діоксини).

На даний момент утилізація (переробка) деталей з композитів здійснюється різними методами і технологіями, про що було сказано вище.

Однак їх аналіз, зокрема, показав, що, незважаючи на той факт, що більшість процесів в авіакосмічній галузі є регламентованими, питання утилізації елементів літальних апаратів, виготовлених з композиційних матеріалів, практично не регламентовані. В роботі говориться про те, що необхідно розробляти і актуалізувати нормативну документацію щодо композиційних матеріалів.

При виконанні клепальних робіт на планері літака залишається чимало відходів з металу. Якщо заклепку можна залишити стару методом підтягування, то при цьому відходів майже не залишається. В більшості випадків при пошкодженні заклепки її замінюють новою, але при цьому залишається чимала кількість залишків. Якщо матеріал заклепки сталь то ці залишки потрібно утилізувати, заплативши при цьому кошти. Заклепку виготовлену з композитного матеріалу можна переробити на абсолютно інший продукт, який можна використовувати в інших сферах, але не в авіації.

Мета оцінки якості технічного виробу на стадії його утилізації полягає у ступені шкідливого впливу процесу утилізації пристрою на навколишнє середовище та ступеня економічності процесу утилізації.

Кількісну оцінку рівня якості виробу на стадії його утилізації здійснюють за показниками ефективності процесу утилізації. Найбільш доцільно визначати комплексний показник якості утилізації у вигляді сумарних фінансових витрат за всіма складовими процесу утилізації $Z(t)$ утил., віднесених до одиниці часу

$$Z(t) = \Sigma Z_{\text{б.перс}} + Z(t)_{\text{навк.сер.}} + (Z_{\text{утил}} - \Sigma O_{\text{пов.}}),$$

- Σ Зб.перс - витрати на забезпечення безпеки виконання персоналом всіх робіт з утилізації виробу;

- $Z(t)$ навк. сер. - витрати на зниження (ліквідацію) шкоди навколишньому середовищу при утилізації виробу, віднесені до одиниці часу;

- $Z_{утил}$ - витрати, пов'язані з утилізацією продукту (витрати на дослідження способів утилізації, виготовлення засобів утилізації, демонтаж і розбирання, транспортні витрати, виготовлення спеціальних контейнерів і т.д.);

- Σ Опов. - вартість використовуваних залишкових ресурсів утилізованого виробу (загального брухту, брухту дорогоцінних металів, вузлів, деталей та інших компонентів для подальшого використання зі зниженими вимогами в експлуатаційних властивостях).

Рівень якості технічних виробів на стадії утилізації оцінюють відношенням сумарних фінансових витрат процесу утилізації по порівнюваним виробам (з базовим зразком-аналогом)

$$У_{утил} = Z(t)_{утил.i} / P(t)_{утил.баз},$$

Висновки до розділу 5

Незважаючи на те, що авіація, в порівнянні з іншими, є відносно «чистим» видом транспорту, її вплив на клімат і екологію може з часом стати відчутним через постійно зростаючий повітряний трафік, що приводить до зростання забруднення в верхніх шарах тропосфери. Хоча в даний час оцінки такого впливу є досить невизначеними, Міжнародна організація цивільної авіації вживає заходів для скорочення негативного впливу авіації на навколишнє середовище. Для цього розробляються нові стандарти, що посилюють вимоги до експлуатованих літаків з авіаційного шуму та емісій, а також розширюється список авіаційних емісій, за якими проводиться сертифікація двигунів повітряних суден. В якості основного інструменту регулювання негативного впливу авіації на атмосферу Комітет ІКАО щодо захисту навколишнього середовища пропонує механізм Глобальних ринкових заходів. Хоча цю ідею підтримують не всі члени ІКАО, необхідність впровадження нових технологій в авіаційній галузі, що сприяють зниженню екологічного навантаження

На початку XXI ст. фахівці офіційно визнали, що цілі в сфері захисту навколишнього середовища від впливу авіації, поставлені ІКАО 50 років тому, в цілому досягнуті. В умовах постійного зростання обсягів авіаперевезень, прогнозованих до середини століття в усьому світі і в нашій країні, сформовані нові напрямки екологічної діяльності міжнародної цивільної авіації. До них відносяться:

- Розробка та впровадження нового міжнародного екологічного стандарту, продовження планомірного щорічного підвищення паливної ефективності авіаперевезень (не менше 2% щорічно до 2050 г.);
- переклад авіатехніки на використання екологічних альтернативних видів палива;

Нові напрямки в екологічній діяльності ЦА будуть розвиватися на тлі подальшого вдосконалення інженерно-технічних рішень, методів експлуатації АТ, включаючи вдосконалення організації повітряного руху, а

також планомірної (у міру вироблення встановленого ресурсу) заміни авіатехніки на більш екологічні літаки нових поколінь.

6 ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

1. По результатам технічного огляду проведено аналіз компоновання проектуємого літака згідно завдання.

2. Визначено параметри необхідних складових деталей планера до далеко-магістрального пасажирського літаків повітряних ліній з дальністю польоту до 8500 км.

3. Отримані геометричні параметри основних частин проектованого літака для магістральних повітряних ліній.

4. Виконана компоновка пасажирської кабіни, з розміщенням побутового обладнання.

5. Виконана центрування літака для різних варіантів завантаження.

6. Проведено огляд стану відкритих поверхонь літака, під час якої було виявлено, що проблема руйнування елементів обшивки під час польоту і стоянки потребує нових рішень.

7. Проведений аналіз показав, що напруження у більшості випадків не перевищували 20МПа. Напруження для різних типів заклепок у виконаних дослідженнях відрізнялися на 10%-15% (1,5Мпа-2МПа).

8. Установлено, що наявність тріщин, які виникають під час відриву заклепок не призводить до руйнування елементів обшивки літака після 1000000 циклів навантаження.

9. Показано, що тріщини які утворились на кінцях отворів під заклепки не створюють концентраторів напружень, напруження на кінцях таких тріщин не перевищує 1МПа. Показано, що тріщини, які утворились в місцях стику силових елементів конструкції з листами обшивки літака зосереджують на собі зони високих напружень.

10. Проведено розрахунки на міцність, зсув та розрив заклепкових з'єднань з урахуванням направлення напрямку дії сили.

11. В розділі ОП відмічено, що запобіганням попередженню захворюванням при роботі на дільниці клепальних робіт найперше необхідно дотримуватися періодичного медичного огляду не рідше двох разів на рік.

12.Робітник повинен контролювати стан інструменту і відповідно вміти запобігти виконувати роботи з несправним інструментом. Забороняється користуватися інструментом, пристроями та обладнанням, безпечного поводження з яким він не навчений..

13.Працівник не повинен ставати до роботи з несправним інструментом і комунікаціями які підводять повітря до клепального інструменту.

14.Працівник повинен вміти надавати першу допомогу при пораненнях вміти зробити собі і напарнику першу перев'язку, якщо того потребує зупинити витік крові.

15. Згідно ОНС впроваджуються розробки нового міжнародного екологічного стандарту, що нормує викид парникових газів при авіаперевезеннях.

16.Продовжується планомірне щорічне підвищення паливної ефективності авіаперевезень (не менше 2% щорічно до 2050 г.).

17.Визначено нові напрямки в екологічній діяльності ЦА, що до подальшого вдосконалення інженерно-технічних рішень, методів експлуатації АТ, включаючи перебудови організації повітряного руху, а також планомірної (у міру вироблення встановленого ресурсу) заміни авіатехніки на екологічно більш вчинені літаки нових поколінь.

7. Список бібліографічних посилань використаних джерел

1. Гаража В.В. Конструкция самолетов. Учебник, Киев, КМУГА, 1998, 565 с.
2. Миртова К.Д., Черненко Ж.С. Конструкция и прочность самолетов и вертолетов. Учебник. Под ред. – М.: Транспорт, 1990 – 486 с.
3. Авиационные правила (АП-25). М.: МАК – 1994. –322 с.
4. Челюканов І.П., Савельєв Г.В. Конструкція літаків. К.: НАУ, 2004.– 188 с.
5. Кіндрачук М.В. Трибологія: підруч./ М.В. Кіндрачук, В.Ф. Лабунець, М.І. Пашечко, Є.В.Корбут.-К.: Вид-во Нац.авіац.ун-ту» НАУ-друк». -2009.- 392с.
6. Лебедев А. В., Корсакова Т. В. Авиационные конструкции : практикум по выполнению лабораторно-практических работ / сост.:. – Ульяновск : УлГТУ, 2017. – 148 с.
7. Сборник типовых отраслевых норм бесплатной выдачи рабочим и служащим специальной одежды, специальной обуви и других средств индивидуальной защиты. - НИАТ, 1989 г.
8. Старик А.М., Фаворский А.Н. Авиация и атмосферные процессы // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем. 2015. Т. 20, No 1 (40). С. 1-20.
9. ICAO Aircraft engine emission Databank. November 2016.
<https://www.easa.europa.eu/document-library/icao-aircraft-engine-emissions-databank>
10. Охрана окружающей среды. Том 1. Авиационный шум: Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. ИКАО, Издание 3, июль 2008 г.
11. Офіційний сайт ІКАО. [Електронний ресурс]. – Режим доступу:
<https://www.icao.int/Pages/default.aspx>
12. ДСТУ 3211:2009/ГОСТ 1639-2009. Брухт та відходи кольорових металів та сплавів [Текст]. — К.: Держстандарт України, 2011. — 76 с.

13.Иващенко, В. П. Научные аспекты утилизации некондиционных титановых отходов [Текст] / В. П. Иващенко, Ю. А. Курис, Г. А. Колобов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. — 2011. — Т. 4, № 5(52). — С. 23–25. — Режим доступа: \www/URL:

<http://journals.uran.ua/eejet/article/view/1401/1299>

14.Забулонов, Д. Ю. Качество изделий из композиционных материалов [Текст] / Д. Ю. Забулонов // Композитный мир. Спецвыпуск «Авиация и космос». — 2011. — С. 28–32. — Режим доступа: \www/URL:

http://uncm.ru/files/uploaded/Pressa_o_nas/Composite_World_AVIA_2011.pdf