

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
АЕРОКОСМІЧНИЙ ФАКУЛЬТЕТ
КАФЕДРА КОНСТРУКЦІЙ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ**

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри
д-р техн. наук, професор
_____ С.Р. Ігнатович
«__» _____ 2022 р.

**КВАЛІФІКАЦІЙНА МАГІСТЕРСЬКА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТР

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

**Тема: «Удосконалення процесу відновлення агрегатів
широкофюзеляжного далекомагістрального пасажирського літака**

Виконав: _____ Е.В. Фрішер

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

Консультанти з окремих розділів пояснювальної записки:

охорона праці: канд. техн. наук, доц. _____ В.І. Казанець

охорона навколишнього

середовища: канд. біол. наук, доц. _____

Т.І. Білик

Нормоконтролер к.т.н. доц. _____

С.В. Хижняка

Київ 2022

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

«___» _____ 2022 р.

ЗАВДАННЯ

**на виконання кваліфікаційної магістерської роботи
ФРІШЕРУ ЄВГЕНУ ВЛАДЛЕНОВИЧУ**

**Тема роботи: «Удосконалення процесу відновлення агрегатів
широкофюзеляжного далекомагістрального пасажирського літака»**

затверджено наказом ректора від **05 жовтня 2020 року № 1906**/ст.

2. Термін виконання роботи: з 26 вересня 2022 р. по 30 листопада 2022 р.

3. Вихідні дані до роботи: кількість членів екіпажу - 4 особи, кількість бортпровідників – 8 особи, кількість пасажирів – 440 осіб, крейсерська швидкість – 900 км/г, дальність польоту з максимальним комерційним навантаженням – 8500 км, комерційне навантаження – 50160 кг, злітна маса літака – 157500кг.

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 шасі (A1x1). Графічний (ілюстрований) матеріал виконаний за допомогою програм *Excel* та *SolidWorks*, *AutoCad*. і представлено у вигляді презентації

6. Календарний план-графік

Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
Аналіз результатів досвіду експлуатації магістральних літаків	26.09-1.10.2022р.	виконано
Аванпроект широкофюзеляжного далекомагістрального пасажирського літака (прототип Б-747)	2.10-4.10.2022р.	виконано
Визначення несправності вузлів тертя і методи їх усунення в з'єднаннях шасі	5.10-9.10.2022р.	виконано
Аналіз причин нестабільної роботи шасі і його з'єднань. Трибологічні технології відновлення	10.10-15.10.2022 р.	виконано
Вибір та обґрунтування технології трибологічних досліджень стійки шасі	16.11-20.11.2022р.	виконано
Виконання окремих розділів роботи: -охорона праці, -охорона навколишнього середовища	21.11-22.11.2022р. 23.11-24.11.2022р.	виконано
Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріала	25.11-27.12.2022р.	виконано
Попередній захист дипломної роботи	28.11.-30.11.2022р.	виконано

7. Консультанти з окремих розділів

Розділ	Консультант	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	Канд. техн. наук, доцент Казанець В.І.		
Охорона навколишнього середовища	Канд. біол. наук, доцент Білик Т.І.		

8. Дата видачі завдання: «23» вересня 2022 року.

Керівник дипломної роботи _____ Свирид М.М.

Завдання прийняв до виконання _____ Фрішер Е.В

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до кваліфікаційної магістерської роботи:
«Удосконалення процесу відновлення агрегатів широкофюзеляжного
далекомагістрального пасажирського літака»

95 с., 17 рисунків, 8 табл., 14 джерел.

Об'єкт досліджень - розробка аванпроекту планера широкофюзеляжного
далекомагістрального пасажирського літака, процесу удосконалення
відновлення агрегатів.

Предметом досліджень є закономірності конструювання і методика
дослідження і відновлення вузлів тертя шасі.

Мета дипломної роботи - розробка аванпроекту далекомагістрального
пасажирського літака; -визначення і усунення дефектів в вузлах тертя шасі.

Метод дослідження:

- проведення ескізного і розрахункового проектування літака даного типу з
використанням програмного забезпечення розробленого на кафедрі КЛА АКФ.
- обґрунтування методики подовження працездатності основних деталей шасі
пошкоджених тертям в процесі експлуатації.

Практичне значення кваліфікаційної магістерської роботи дозволяє:

- при вчасно визначених технічних недоліках проводити регламентні і
ремонтні роботи використовуючи екологічно чистий електроліт ПЕГ-400;
- підвищити ефективність експлуатації ПС і його відповідальних ФС за
рахунок нанесення більш трибологічно витривалих покриттів до умов
абразивного і кисневого зношування.

Розроблені автором технології, можуть бути рекомендовані для відновлення
поверхонь тертя електролітичними технологіями з використанням екологічно
чистого електроліту ПЕГ-400 розчинником якого є вода.

**ПАСАЖИРСЬКИЙ ЛІТАК, ОСНОВНА ОПОРА, КОНСТРУКЦІЯ,
ТЕХНІЧНА ЕКСПЛУАТАЦІЯ, ШАСІ**

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ, УМОВНИХ ПОЗНАК, ОДИНИЦЬ І	
ТЕРМІНІВ.....	8
ВСТУП.....	9
РОЗДІЛ 1 РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕННЯ ЛІТАКІВ	
ПРОТОТИПІВ.....	11
1.1 Аналіз технічних даних літаків прототипів і їх геометричних параметрів	11
Висновки до розділу 1	16
РОЗДІЛ 2. РОЗРАХУНОК ГЕОМЕТРИЧНИХ І	
КОМПАНОВОЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ПРОЕКТОВАНОГО	
ЛІТАКА.....	17
2.1 Формування технічного завдання на проект	19
2.2 Розрахунок геометричних параметрів крила	21
2.3. Розрахунок геометричних параметрів фюзеляжу	23
2.3.1. Компоновка фюзеляжу	25
2.3.2. Визначення геометричних і конструктивно – силових параметрів фюзеляжу	25
2.3.3. Салон літака	26
2.3.4. Кабіна екіпажу	27
2.3.5. Багажні приміщення	27
2.3.6. Кухні і буфети	28
2.3.7. Гардероби	29
2.3.8. Туалетні приміщення	29
2.3.9. Проектування виходів літака і аварійних виходів	30
2.3.10. Розрахунок основних параметрів і компонування шасі	31
2.4 Компонування і розрахунок основних параметрів оперення	33

2.4.1.	Визначення розмаху горизонтального оперення	33
2.4.2.	Стрілоподібність оперення	35
2.5.	Вибір і ув'язка силових схем агрегатів	36
2.6.	Центрування літака	37
	Висновки по розділу 2.....	42

РОЗДІЛ 3. ВІДНОВЛЕННЯ ЗНОШЕНИХ ПОВЕРХОНЬ

	ДЕТАЛЕЙ СТІЙКИ ШАСІ	43
3.1	Шасі які прибираються	43
3.1.1	Конструкція шасі Боїнг -747	43
3.1.2.	Конструкція візків шасі	44
3.1.3.	Технічне обслуговування і характерні несправності шасі	47
3.2.	Несправності конструкцій шасі літака пов'язаних з зносом деталей	51
3.3.	Технологія процесу відновлення стійки шасі	55
3.3.1	Підбір матеріалів для моделювання вузлів тертя	56
3.3.2.	ЕЛЕКТРОХІМІЧНИЙ МЕХАНІЗМ НАНЕСЕННЯ ЦИНКОВОГО ПОКРИТТЯ НА СТАЛЬ 45 В ПОВЕРХНЕВО- АКТИВНІЙ РЕЧОВИНІ ПОЛШЕТИЛЕНГЛІКОЛІ 400	57
3.4.	Трибологічні дослідження електрохімічного переносу іонів допоміжного електроду на поверхню тертя	60
3.4.1	Вплив частоти сигналу на трибологічні параметри вузла тертя з електродом цинк	66
3.4.2	Аналіз дослідження технологічного процесу відновлення	69
	ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 3	71
	РОЗДІЛ 4 ОХОРОНА ПРАЦІ У ЦЕХАХ КІНЦЕВОГО СКЛАДАННЯ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ	72

4.1	Загальні положення	72
4.2	ЗВимоги безпеки під час проведення складьних робіт	80
	Загальні положення	
	Висновки по розділу охорона праці	82
РОЗДІЛ 5 ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА		83
5.1.	Аналіз впливу на навколишнє середовище	83
5.2	Заходи щодо зменшення впливу на довкілля при утилізації літальних апаратів	87
	. ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 5	91
	ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ	93
	Список бібліографічних посилань використаних джерел	95

Перелік скорочень умовних познач, одиниць і термінів

ВСУ	- відсік гідравлічного обладнання
ЗС	- злітна смуга
КО	- кисневе обладнання
ЛА	- літальний апарат
МПЛ	- місцевих повітряних ліній
ПОС	- система проти обледеніння
СКП	- система кондиціювання повітря
ЦМ	- центр мас
b_0	- коренева хорда крила:
b_x	- кінцева хорда крила
L	- розмах крила
L_ϕ	- довжина фюзеляжу
$m_{оп}$	- маса оперення
S	- площа поверхні крила
ПС	- повітряне судно
	-
	-
	-

Вступ

Авіаційне виробництво а потім експлуатація – складний тандем, який постійно розвивається і удосконалюється. Розвиток технологічних модифікацій літаків вміщують в себе довершеність авіоніки, рівень комфорту, підвищення швидкості з урахуванням екологічності і економічних параметрів. Новітні технології конструктивних елементів підвищують якість нових літаків.

При цьому можна відмітити, зростання загальної кількості пасажирських та вантажних перевезень як в Україні, так і в світі, основою яких є технічна надійність повітряного судна (ПС) при значних навантаженнях в штатних умовах. Швидкоплинність зміни напрямлення навантаження на системи посадки і злету літаків повинні бути забезпеченими надійною конструкцією всього механізму. Постійний контроль, після кожного приземлення, зовнішнього виду механізмів шасі надає можливість гарантувати надійну посадку після виконання політного завдання.

Однак, економічна ситуація та фінансові можливості які склалися в авіаційній галузі України як при виробництві так і на експлуатації не зумовлює належний рівень розвитку авіації, що значно знижує рентабельність ринку та покращення умов пасажирообігу в даної галузі.

У складній економічній ситуації України важливою умовою чергового розвитку повітряного транспорту є підняття ефективності його роботи.

Основними напрямками підвищення ефективності є:

- розробка і впровадження нових типів ПС;
- підвищення кваліфікації обслуговуючого і авіаційного персоналу;
- розробка й впровадження сучасних технологій відновлення та поточних ремонтів і обслуговування авіаційної техніки (АТ) в період експлуатації;
- поліпшення існуючих та розробка нових, сучасних засобів та методів контролю і оцінки технічного стану як виробів АТ, так і ПС у цілому;
- розроблення конструктивних виробничих технологій відновлення та удосконалення функціональних систем ПС на базі результатів аналізу технічного огляду опорних ФС, що експлуатуються за результатами вивчення

рівня забезпечення цими функціональними системами потреб сучасних ПС, які стосуються економії паливно-енергетичних ресурсів.

Важливим чинником, який впливає на рівень безпеки пасажирів виступає працездатність шасі літака узгоджена з безперебійною роботою гідравлічної системи.

Відповідно до теми дипломної роботи, в якості об'єкта конструктивного відновлення обрано стійки шасі на які впливає набігаючий потік повітря змішаний з пилом і піском та значні навантаження під час посадки далекомагістральних літаків, які широко використовується багатьма авіакомпаніями.

Тому, вибір конструктивного відновлення є актуальним.

На цей час в Україні існує багато авіакомпаній, що здійснюють регулярні та чартерні авіаційні перевезення пасажирів та багатотонні вантажі. Вантажні літаки з українською реєстрацією здійснюють перевезення важких негабаритних конструкцій в інших країнах світу, згідно домовленості, які укладаються із авіаційним керівництвом даних країн.

РОЗДІЛ 1

РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕННЯ ЛІТАКІВ ПРОТОТИПІВ

1.1 Аналіз технічних даних літаків прототипів і їх геометричних параметрів

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

Цей літак призначений для експлуатації на далекомагістральних маршрутах, достатньо обладнаний засобами аеронавігаційними якостями і відповідати 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.

Проектований літак призначений для здійснення комерційних перевезень пасажирів, багажу, вантажів та пошти на далекі відстані у сфері діяльності цивільної авіації.

В основі проекту закладено виконання таких основних вимог:

- забезпечення необхідної економічності перевезень;
- забезпечення максимальною безпекою перевезення пасажирів;
- забезпечення умовами максимального комфорту для пасажирів під час польоту;
- забезпечення можливості виконання польотів в умовах поганої видимості та в умовах польоту по приладах;
- забезпечення використання ЗПС невеликих аеродромів;
- забезпечення стабільності перевезень.

У процесі проектування необхідний обсяг виконання цих вимог має відповідати нормам, визначеним в Авіаційних правилах України та документах ІКАО. Відповідно на першому етапі проектування літака збираємо статистичні дані щодо кількох літаків.

Таблиця 1. Статистичні параметри літаків прототипів

Найменування і розмірність	Прототипи		
	Ил-96	McDonnell Douglas DC- 10	Boeing 747- 200B
Макс. платне навантаження, кг	58000	48300	52000
Екіпаж, чол.	3+9 бп	5+10 бп	4+8 бп
пасажироемність	436	380	440
Навантаження на крило, кН/м ²	5,6	6,52	6,97
Дальність польоту з G_{\max} , км	10000	9390	12700
Діапазон крейсерських висот, км	9500-12000	9500-10700	9500-12200
Вкр. мах/Н, км /год	870	925	905
Вкр. екон /Н, 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
Питома витрата палива взл., кг / кН год	0,59	0, 63	0,63
Питома витрата палива Крейс., кг / кН год	0,39	0, 36	0,34
Ступінь підвищення тиску	38	22	24
Посадкова швидкість, км / год	250	252	254
швидкість відрива, км / год			320
Довжина розбігу, м	2 800		3125
Довжина пробігу, м	2 300		1700
Дистанція злітна, м	2700	3200	3230
Дистанція посадкова, м	1650		1875
Злітна маса, кг	265000	259500	157500
Посадкова маса, кг	175000	182800	134 000
Відносна маса пустого літака,%	54,65	48	55,2

Продовження таблиці 1.

Відносна маса палива,%	25,5	35,5	26,3
Від. маса платн. навантаження,%	20,4	17,8	22,8
Розмах крила, м	60,1	50,39	59,6
Стрілоподібність по 1/4 хорди	35	35	37,5
Середня 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 ГО 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 ВО,%	23	25	23
Висота ВО, м	7,8	7,4	10,2
Стрілоподібність ВО по 1/4 хорди,	40	50	45
Відносна площа ВО,%	20	12	15
подовження ПО	1,3	1,5	1,6
звуження ПО	2,2	2,2	
Відносна площа РН,%	31	36	33
База шасі, м	22,19	23,16	25,6
Колія шасі, м	11,15	11,58	11

Ці дані зведені в таблицю № 1.

Обґрунтування схеми літака слід виконувати на підставі інформації, наведеної в 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. Така 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 та підвищується комфорт для пасажирів.

Даний літак проектується за класичною однокільовою схемою розташування горизонтального оперення. При відмові 50% двигунів у польоті літак повинен 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 дозволяє при відмові одного двигуна продовжити безпечний політ літака. 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 ефективного гальмування коліс через відсутність капотування.

Найважливішим завданням при проектуванні літака є максимальне зменшення витрат палива, як за рахунок аеродинамічного конструювання, так і за рахунок раціонального вибору силової установки. Економічність експлуатації визначається головним чином абсолютною витратою палива. Витрати на амортизацію двигунів становлять 15% від загальних витрат і приблизно вдвічі вищі за витрати на амортизацію літака. Щодо витрат на паливо, то вони становлять понад 30% і є найбільшою статтею загальних витрат при авіаперевезеннях. Норми льотної придатності літаків транспортної категорії вимагають, щоб пасажирський літак мав щонайменше два двигуни. Це необхідно

для того, щоб у разі відмови одного двигуна в кінці ЗПС літак міг здійснити зліт і набір безпечної висоти з певною величиною вертикальної швидкості та кутом нахилу траєкторії зльоту θ . Оптимальна кількість і тип двигунів на літаку залежать від його маси, дальності польоту L , класу аеродрому базування, параметрів двигуна і остаточно визначається за результатами розрахунків на наступних етапах виконання курсового проектування. На даному етапі Тип кількість двигунів орієнтовно визначається за статистичними даними з урахуванням ступеня підвищення тиску двигунів і ступеня двоконтурності.

Висновки до розділу 1

В даному розділі дипломної кваліфікаційної роботи було виконано:

- аналіз літаків-прототипів і вибір основних параметрів літака;
- були проведені розрахунки основних льотно-технічних характеристик літака за допомогою комп'ютерної програми, розробленої на кафедрі конструкції літальних апаратів, всі результати яких представлені в додатку А.

РОЗДІЛ 2

РОЗРАХУНОК ГЕОМЕТРИЧНИХ І КОМПАНОВОЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ПРОЕКТОВАНОГО ЛІТАКА

Компоновка літака об'єднує ряд взаємозв'язаних процесів, таких як аеродинамічну, об'ємно-масову і конструктивно-силову компоновку, центрувальні розрахунки. Об'єднана сума яких повинна працювати на економічну ефективність проектного літака.

Виходячи з вимог аеродинамічної компоновки, яка забезпечує швидкісні вимоги в широкому діапазоні, максимальної аеродинамічної якості літака в заданому діапазоні швидкостей, передбачає забезпечення мінімального опору літака і, зокрема, мінімальних втрат на балансування.

Основні вимоги до компоновання літака зводяться до наступного:

- Компоновання має найкраще забезпечувати виконання ЕТТ до літака;
 - кожен агрегат (вантаж) літака має бути розташований так, щоб він найбільш успішно виконував свої функції;
 - компоновання літака має забезпечувати зручність контролю та обслуговування цих основних систем та агрегатів, а також зручність зняття та встановлення знімних частин та агрегатів;
- технологічне членування конструкції має передбачати широкий фронт робіт при виробництві та зручність загального збирання літака;
- силова схема повинна забезпечувати (при можливо повному виконанні попередніх вимог) меншу вагу конструкції за достатньої міцності та жорсткості.

Компоновання літака пов'язує в собі також взаємозалежні процеси:

- аеродинамічну;
- об'ємно-масову;

Виконання кожного з цих умов направлено на отримання високої економічної ефективності літака. Забезпечення виконання аеродинамічних вимог повинні ґрунтуватися на аеродинамічна компоновка, яка зводиться до вирішення

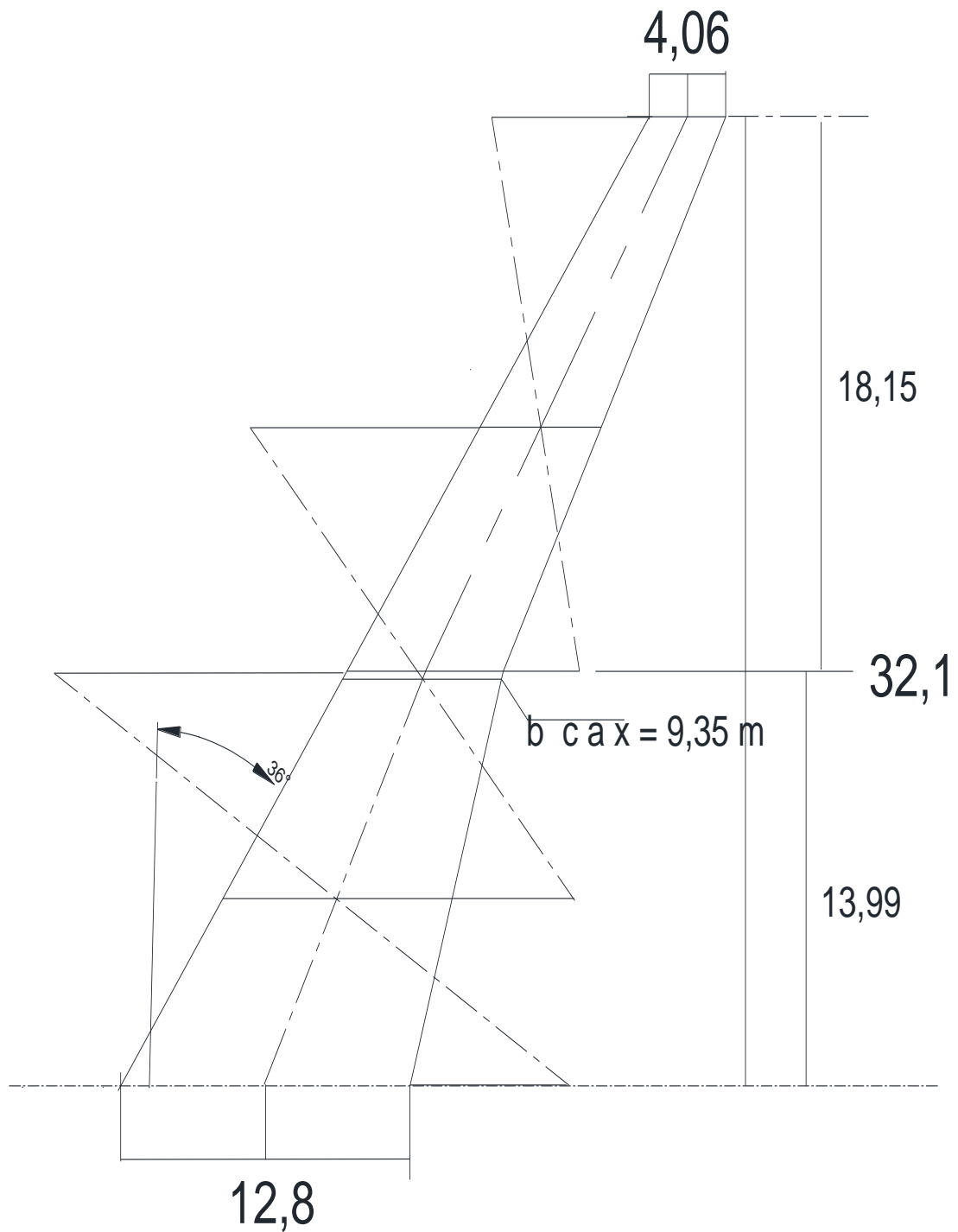


Рисунок 2.1. Визначення аеродинамічної хорди крила

Визначення геометричних характеристик елеронів і механізації крила.

Максимальна товщина крила:

$$C_i = b_i \cdot \bar{c} = 10,416 \cdot 0,12 = 1,249 \text{ м завдань щодо забезпечення:}$$

- великого діапазону швидкостей V від злітно-посадкових до V_{\max} максимальних з мінімальним часом переходи швидкості від однієї до іншої на початковому і остаточному режимах польоту літака;

- максимального аеродинамічного якості літака в крейсерському польоті із заданою швидкістю. На базі вимоги забезпечення мінімального опору літака і, окремо, мінімальних втрат на балансування;

- при зльоті та посадці можливо більшої величини C_y літака;

- на всіх режимах польоту літака має мати нормований запас стійкості і керованості;

- на літаку повинні бути найбільш сприятливі умови для роботи силової установки, що відзначаються оптимально можливими втратами на вході

повітря в двигуни і на виході газів з вихідних сопел двигунів;

- безпечного вибуття літака на граничні режими польоту (наприклад, великі швидкості або великі кути атаки), що не вводять до флаттеру, бафтинг, штопору, глибоким невдач і іншим вкрай небезпечних явищ.

2.1. Формування технічного завдання на проект

На основі результатів статичних даних складаємо таблицю з вхідних даних проєктованого літака, вибираємо основні параметри.

Таблиця 1.2 Вихідні дані та вибрані параметри

Параметр	Проектований літак
Число пасажирів $n_{пас}$	440
Кількість членів екіпажу $n_{ек}$	4 +8 бп
Маса спорядження та службового вантажу $m_{ссв}$, кг	377,99
Маса комерційного навантаження $m_{кн}$, кг	50160
Коефіцієнт додаткового навантаження K_I	1,15
Маса багажу одного пасажера $m_{б}$, кг	15

Рейсовий час t , год	
Крейсерська швидкість польоту $V_{кр}$, км/год	890
Число «М» польоту при крейсерській швидкості	0,79
Розрахункова висота початку крейсерського польоту $H_{кр}$, км	7,2
Дальність польоту з максимальним комерційним навантаженням $L_{пол}$, км	12500
Довжина злітної смуги аеродрому базування (ЗПС+КПБ), км	3,6
Кількість двигунів $n_{мар}$	2
Кількість реверсивних двигунів $n_{рев}$	2
Енергоозброєність, T/W , Н/кг	2,43
Ступінь підвищення тиску двигуна m_z	24
Подовження крила по повній площі λ	6,97
Звуження крила по повній площі μ	3,2
Тип аеродинамічного профілю крила	Ламінарний типу НАСА
Закінцівки «Уіткомба»	Не застосовуються
Застосування спойлерів або інтерцепторів	Так
Середня відносна товщина крила C	0,14
Стрілоподібність крила по 0,25 хорд α , град	37,5
Ступінь механізованості крила z	0,84
Еквівалентний діаметр фюзеляжу D_ϕ , м	7,13
Подовження фюзеляжу λ_ϕ	7,5
Стрілоподібність горизонтального оперення $\alpha_{го}$, град	16
Стрілоподібність вертикального оперення $\alpha_{во}$, град	30

2.1.2 Розрахунок геометричних характеристик крила

Геометричні характеристики крила визначаються, виходячи з злітної маси m_0 і питомого навантаження на крило P_0 літака.

Знаходимо площу крила:

$$S_{кр} = \frac{m_0 \cdot g}{P_0} = \frac{285113 \cdot 9,81}{6279} = 445,44 \text{ м}^2$$

Прийmemo згідно літака прототипу

Розмах крила обчислюємо за формулою:

$$l = \sqrt{S_{кр} \cdot \lambda_{кр}} = \sqrt{445,44 \cdot 7,38} = 57,335 \text{ м}$$

Коренева хорда:

$$b_o = \frac{2S_{кр} \cdot \eta_{кр}}{(1 + \eta_{кр}) \cdot l} = \frac{2 \cdot 445,44 \cdot 2,59}{(1 + 2,59) \cdot 57,335} = 11,209 \text{ м}$$

Кінцева хорда:

$$b_k = \frac{b_o}{\eta_{кр}} = \frac{11,209}{2,59} = 4,327$$

Средньоаеродинамічна хорда крила визначається геометричним шляхом (рис.2.1.) що складає 9,35 м

Силовa схема крила визначається кількістю лонжеронів і їх положення, та розміщенням місця членування крила.

На сучасних літаках застосовується кесонне дво- або трьох- лонжерон крило. Приймаемо кесонне двухлонжеронное крило. Относительное положение лонжеронов в крыле по хорде:

Відносне положення лонжеронів в крилі по хорді один:

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

де: X_i - 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.

– Передній лонжерон:

$$x_1 = \bar{x}_1 \cdot b_o = 0,2 \cdot 11,209 = 2,241 \text{ м}$$

$$x_1 = \bar{x}_1 \cdot b_k = 0,2 \cdot 4,327 = 0,865 \text{ м}$$

– Задній лонжерон:

$$x_2 = \bar{x}_2 \cdot b_o = 0,6 \cdot 11,209 = 6,725 \text{ м}$$

$$x_2 = \bar{x}_2 \cdot b_k = 0,6 \cdot 4,327 = 2,596 \text{ м}$$

– Середня відносна товщина профіля: $\bar{c}_{cp} = 0,12$

Визначаємо геометричні параметри елеронів:

розмах елерона:

$$l_{эл} = 0,35 \frac{l}{2} = 0,35 \frac{57,335}{2} = 10,033 \text{ м}$$

Хорда елерона:

$$b_{эл} = 0,24 \frac{b_i}{2} = 0,24 \frac{8,2}{2} = 0,948 \text{ м}$$

Площа елерона:

$$S_{эл} = 0,065 \frac{S_{kp}}{2} = 0,065 \frac{445,44}{2} = 14,476 \text{ м}^2;$$

Осьова компенсація елерона:

$$S_{комп.эл} = 0,25 S_{эл} = 0,25 \cdot 14,476 = 3,62 \text{ м}^2;$$

Площа тримера елерона:

$$S_{тр} = 0,07 S_{эл} = 0,07 \cdot 14,476 = 1,013 \text{ м}^2 ;$$

Діапазон відхилення елеронів:

$$\text{вверх } \delta'_{эл} = 25^\circ ; \quad \text{вниз } \delta''_{эл} = 15^\circ$$

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.

2.2 Розрахунок геометричних характеристик фюзеляжу

При виборі форми та розмірів поперечного перерізу фюзеляжу необхідно виходити з вимог аеродинаміки (обтічність та площа поперечного перерізу). Найбільш доцільною формою поперечного перерізу вважається круглий переріз, або поєднання кількох кіл по вертикалі та горизонталі. Визначення геометричних та конструктивно-силових параметрів фюзеляжу. Довжину фюзеляжу вибираємо з урахуванням схеми літака, особливостей компоновання та центрування, а також умов забезпечення посадкового кута. Визначаємо довжину фюзеляжу

$$\lambda_{\phi} = \frac{D_{\phi}}{L_{\phi}}; \quad L_{\phi} = \lambda_{\phi} \cdot D_{\phi} = 9.02 \cdot 6,60 = 59,53 \text{ м}$$

При визначенні діаметра фюзеляжу прагнуть забезпечити, з одного боку, мінімальний переріз міделю, а з другого - забезпечення компоновочні вимоги.

Одним із основних параметрів, що визначає мідель пасажирського літака, є висота пасажирського салону.

Приймаємо висоту пасажирського салону $h_1 = 2,2$ м; ширину проходів $b_{\text{ПП}} = 0,4$ м; відстань від вікна до підлоги $h_2 = 1$ м; $h_3 = 1,2$ м.

Діаметр фюзеляжу визначається числом крісел у ряду. Приймаємо два ряди з 3-х місним блоком і один ряд з 4-х місним блоком на першому поверсі, на другому поверсі два ряди з 3-х місним блоком, тоді діаметр

$$\text{фюзеляжу } D_{\phi} = B \cdot n + C_{\text{П}} \cdot n_{\text{П}} + 2 \cdot \delta_1 + 2 \cdot \delta_2;$$

де: B - ширина трьохмісних блоків сидінь:

n - число блоків сидінь,

$C_{\text{П}}$ - ширина основних проходів,

$n_{\text{П}}$ - число основних проходів,

δ_1 - відстань між сидінням і внутрішню поверхню стінки кабіни,

δ_2 - товщина стінки кабіни,

$D_{\phi} = 7,13$ м - максимальний діаметр.

Літак розрахований на перевезення 440 пасажирів, ширина проходу $b_{пр}$ дорівнює 390 мм, ширина блоку 3-х крісел дорівнює 1430 мм, висота крісла над підлогою дорівнює 1100 мм, ширина підлокітника $b_{п}$ дорівнює 45 мм. Ширина кабіни

$$B_{каб} = m \cdot b_{кр} + k_1 \cdot b_{подл} + k_2 \cdot b_{прох}$$

$$B_{каб} = 10 \cdot 460 + 12 \cdot 45 + 2 \cdot 390 = 5920 \text{ мм.}$$

Где: $m = 10$ шт кількість кресел в ряду;

$b_{кр} = 460$ мм ширина кресел;

$k_1 = 12$ кількість підлокітників;

$b_{подл} = 45$ мм ширина підлокітників;

$k_2 = 2$ кількість проходів;

$b_{прох} = 390$ мм ширина проходів;

По заданому числу пасажирів (n) и числу сидінь в одному ряду (m) визначаємо довжину пасажирської кабіни (при виконанні її в одному салоні)

$$L_{к.ПОТР} = l_1 + (i_{ряд} - 1) \cdot B_{ш} + l_2;$$

де l_1 - мінімальні расстояние от плоскости передней перегородки кабіни до першого ряду сидений.

$$i_{ряд} = \frac{n}{m} - \text{число рядів и кресел}; \quad B_{ш} = 900 \text{ мм};$$

l_2 - мінімальна відстань від площини задньої перегородки кабіни до переднього кріплення останнього ряду сидінь.

$$L_{к.ПОТР} = 2000 + \left(\frac{340}{10} - 2\right) \cdot 900 + 2 \cdot 275 = 3235 \text{ мм};$$

Перевіряємо виконання вимог щодо обсягу, що приходить на одного пасажира

$$V_{КАБ} = l_{КАБ} \frac{\pi(D_{\phi} - 0,24)^2}{4} = 32,35 \frac{3,14(6,60 - 0,24)^2}{4} = 1027,2 \text{ м}^3;$$

При тривалості польоту більше 4 годин таке компоновання можна вважати задовільним.

2.2.1 Компонування фюзеляжу.

При виборі форми і розмірів поперечного перерізу фюзеляжу необхідно виходити з вимог аеродинаміки (обтічність і площа поперечного перерізу).

Стосовно до дозвукових пасажирських і транспортних літаків ($V < 800$ км/ч) хвильовий опір майже не позначається. Тому форму профілю слід вибирати з умови забезпечення найменших значень відповідно опору тертя C_{yf} і профільного опору C_{xp} .

Для до звукових літаків носова частина фюзеляжу повинна становити

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

де: D_{ϕ} - діаметр фюзеляжу.

Крім урахування вимог аеродинаміки при виборі форми перетину слід враховувати умови компоновання і вимог міцності.

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

2.2.2 Визначення геометричних і конструктивно-силових параметрів фюзеляжу.

До геометричних параметрів фюзеляжу відносяться:

- діаметр фюзеляжу: $D_{\phi} = 7,13$ м;
- довжина фюзеляжу: $L_{\phi} = 54,19$ м;
- подовження фюзеляжу: $\lambda_{\phi} = 7,6$;
- подовження носової частини фюзеляжу: $\lambda_{нч} = l_{нч} / D_{\phi} = 17,8 / 7,13 = 2,5$;
- подовження хвостової частини фюзеляжу: $\lambda_{хч} = 3$;

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

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

Визначимо наступні параметри фюзеляжу:

2.2.3 Салон літака

Визначаємо параметри салону магістрального літака виходячи з прототипу:

- висоту салону $h_1 = 2,0$ м;
- ширина 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 урахувувати, що знаходження потрібної ширини пасажирського салону ще не допускає знайти оптимальні розміри поперечного перерізу фюзеляжу. З конструктивної точки зору раціонально мати круглий поперечний переріз фюзеляжу, так як в цьому випадку він буде найбільш міцним і легким.

Відстань між нормальними шпангоутами в конструкціях фюзеляжів знаходиться в межах 360 ... 600 мм, залежить від розмірів фюзеляжу і класів компоновки пасажирських салонів.

При компонуванні пасажирської кабіни потрібно дбати про створення належного комфорту і безпеки пасажирів.

Нормаами льотної придатності передбачено, що при польотах з $H = 3500$ м, кабіна повинна бути герметичною, надлишковий тиск в кабіні не менше 567 мм рт. ст. (2400 м), швидкість зміни тиску в кабіні не більше 0,18 мм рт. ст. / с, подача свіжого повітря не менше 24 кг / год на пасажирів, температура в кабіні 18 ... 22 ° С і вологість 30.. .60%.

2.2.4. Кабіна екіпажу

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

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

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.

2.2.5 Багажні приміщення

Багажні приміщення, як правило, розташовують в герметичному об'ємі фюзеляжу під підлогою кабіни або в нижньому поверсі.

Найчастіше багажники влаштовують спереду і ззаду кабіни пасажирів з тією метою, щоб за заданим курсом регулювати завантаження та можливо було зберегти 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 повного комерційного навантаження вантажами за рахунок пошти і вантажів.

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

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

Багажні приміщення проектуємо подібно прототипу.

2.2.6 Кухні і буфети.

Для забезпечення харчування пасажирів міжнародні норми передбачають, що при тривалості польоту менше 3-х годин в даний час харчування пасажиром не видається, в цьому випадку передбачаються буфети для води і чаю. Кухні і буфети повинні розміщуватися обов'язково біля дверей, бажано між кабіною екіпажу і пасажирської, або мати окрему вантажну двері. Буфети і кухні не можна розміщати поблизу туалетних приміщень або поєднувати з гардеробами.

Загальний обсяг і площа кухні

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

$$S_{\text{к}} = \frac{V_{\text{к}}}{h_{\text{к}}} = \frac{52,8}{2} = 26,4 \text{ м}^2;$$

У салоні розміщуємо 3 кухні, в економ класі.

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

Буфет проектуємо аналогічно прототипу.

2.2.7 Гардероби

Гардероби для верхнього одягу пасажирів розміщують поблизу головних дверей для входу і виходу пасажирів. Гардероб для одягу екіпажу бажано побудувати окремим. Реалізують гардероби 2-х типів. Порівняно вузькі з таким об'ємним розрахунком, щоб в ньому могли висіти на плічках, підвішених на нерухомих трубах пальто не більше ніж в 2 ряди, ширина одного ряду займає 500 ... 600 мм, відстань між плічками 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 доцільно розташовувати по можливості поруч з пасажирською кабіною і відділяти від неї шторкою або знімною перешкодою з тим, щоб в літній час, коли гардероби не використовуються, встановлювати на їх місці додаткові сидіння. Головні убори, портфелі та невеликі сумки уберігаються на полицях, розташованих по борту уздовж пасажирської кабіни, полиці розміщуються на висоті від підлоги кабіни 1700 ... 1800 мм.

Гардероб проектуємо подібно прототипу.

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

Нормама 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.

2.2.9 Проектування виходів літака і аварійні засоби.

Нормальні двері для входу і виходу пасажирів виробляють по лівому борту літака. Висота дверей дорівнює 1400...1830 мм, ширина дверей обов'язкова не менше 860 мм. Пороги в дверях не допускаються, 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. Наявність двох нормальних виходів по лівому борту і двох аварійних в правому борту 120 ... 160 пасажирів залишають літак за 30 секунд.

На літаку низькоплані бажано мати не менше двох аварійних люків для виходу на крило.

Норми льотної придатності передбачає мати не менше однієї легкодоступною зовні двері. 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 знаходяться:

- 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 входних 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.

2.3 Розрахунок основних параметрів і компоновання шасі.

При курсовому проектуванні вибирається схема шасі, кількість коліс на опорах, визначаються основні параметри шасі (база, винос головних і носової опор, колія) і характерні кути, а також підбираються пневматики шасі

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

На початковому етапі проектування, коли ще не виконана центрування і немає креслень загального вигляду літака, визначається 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 ускладнюється відрив передньої ноги при зльоті, а при дуже малому можливе перекидання літака на хвіст, коли завантажуються спочатку задні салони і багажники. Крім того, навантаження на носову опору буде занадто мала і літак буде нестійкий при русі по слизькій ВПП і бічному вітрі.

Базу шасі знаходимо з виразу

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

Винос передньої опори становитиме:

$$d = B - e = 21,7 - 1,3 = 20,4 \text{ м.}$$

Колія шасі обчислюється за формулою:

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

З умови запобігання бічного капотування $D_0 > 2H$.

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

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

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

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

При підборі коліс, носової опори враховуються динамічні навантаження, тип пневматиків (балонні, напівбалочні, абочні) і тиск в пневматику визначаються покриттям ЗПП, на якому призначається експлуатувати літак.

На головних і на носовій опорі в залежності від конструкції шасі встановлюють гальмівні колеса.

Визначаємо навантаження на колеса:

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

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

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

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

За обчисленому значенню навантаження на колеса $P_{\text{зл}}$ і $P_{\text{нос}}$ і величиною злітної $V_{\text{зл}}$ і посадкової $V_{\text{пос}}$ швидкостей підбирають по каталогу пневматики виконуючи умови:

$$P^k > P_{\text{зл}}; P^k > P_{\text{нос}}; V^k_{\text{пос}} > V_{\text{пос}}; V^k_{\text{зл}} > V_{\text{зл}}$$

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 міліметровому папері виду літака збоку і спереду, графічно визначають інші параметри шасі.

Шасі повинні бути встановлені так, щоб забезпечувалися умови:

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

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

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

$\gamma_2 > 90^\circ$ - умова перевалювання на носову опору при посадці: $\psi > 35^\circ$; $\epsilon > 5^\circ$.

2.4. Компонування і розрахунок основних параметрів оперення.

Однією з найважливіших завдань аеродинамічного компоунування є вибір розташування горизонтального оперення, для забезпечення поздовжньої статичної стійкості літака з перевантаження його ЦМ повинен знаходитися попереду фокуса літака і відстань носку цими точками, віднесене до значення середньої аеродинамічної хорди (САХ) крила, визначає 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:

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

2.4.1 Визначення розмаху 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 спільно з поворотним стабілізатором.

Висота вертикального оперення $h_{\text{во}}$ визначається в залежності від розміщення крила щодо фюзеляжу і розташування двигунів на літаку.

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

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

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

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

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

Приймаємо:

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

2.4.2 Стрілоподібність оперення.

Стрілоподібність оперення приймають більше, ніж стрілоподібність крила. Так надходять для забезпечення керованості літака при появі хвильового кризи на крилі.

Приймаємо:

$$\chi_{\Gamma 0}=35,5^{\circ}, \quad \chi_{\text{во}}=45^{\circ};$$

2.5. Вибір і ув'язка силових схем агрегатів

Під силовою схемою розуміють зчленування конструктивних елементів, які забезпечують сприйняття навантажень і їх передачу до місць врівноваження у вигляді поперечної сили, що вигинає і крутного моментів.

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

- стіночні елементи крила (лонжерони і балки) і оперення повинні бути зав'язані з посиленими шпангоутами фюзеляжу
- повинно бути передбачено місце для проходу кесона центроплана через фюзеляж.
- ніші шасі не повинні перетинати силового набору крила.
- силові елементи хвостового оперення повинні спиратися на посилені шпангоути фюзеляжу.
- кронштейни кріплення керма виконуються 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 компонованні силової схеми стрілоподібності оперення.

2.6 Центрування літака.

Таблиця 1. Центрувальна відомість мас спорядженого крила

Найменування об'єкту	Маса $m_i, \text{кг}$	Координата центра ваги, м	Момент мас, $m_i x_i$
Крило (конструкція)	9740,82	2,55	24838,12
Паливна система	987,42	2,55	2517,83
Управління ПС 30%	3907,35	3,55	13902,38
Електрообладнання	3277,40	0,593	1943,50
Система протиобледеніння 70%	786,78	0,34	187,25
Гідросистема 70%	1147,09	3,55	4081,35
Споряджене крило без палива і шасі	21308,06	2,22	47303,43
Основні опори шасі	3000	3,26	9780,36
Паливо	33159,56	2,55	84553,55
Всього	56949,83	2,48	141803,3

Координати центру ваги спорядженого крила визначаються за формулами:

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

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

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

Таблиця 2. Центрувальна відомість мас спорядженого фюзеляжа

	Найменування об'єкта	Відносна маса	Маса, кг	Координати	Момент масс кГм
	Фюзеляж	0,09791	10284,96	19,7	202613,6
	ГО	0,00999	1049,4	1,49	1569,9
	ВО	0,0131	1376,09	2,019	2779,15
	Дошка приладів	0,0052	546,23	1,5	819,35
	Аеронавігаційне обладнання	0,0044	462,198	0,5	231,1
	Силова установка	0,08701	9139,96	2,04	18645,5
	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	Декоративна обшивка	0,0064	672,288	20,76	13956,7
17	Хіміїдина		189	4,15	784,35
18	Протиоблід. Система 30%	0,00749	236,03	24,91	19600,44
19	Крісла пасажирів		1533,65	14,0	21471,1
20	Аварійно рятувальні обладнання		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

Продовження таблиці 2

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	1050045

Координати центру мас 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 центри 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 визначаємо положення носка САХ крила щодо носка фюзеляжу, тобто величину $X_{\text{сах}}$ за формулою:

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

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

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

Центрування, як відомо, називають відносне положення центра ваги літака від носка САХ, виражене в її відсотках:

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

Таблиця 3. Зведена центральна відомість

Найменування об'єкта	Маса, m _i · кг	Координата ЦМ X _i , м	Момент маси, кг·м
споряджене крило (Без палива і шасі)	21308,06	19,0	404853,1
Переднє шасі (випущено)	943,38	4,5	4245,21
Основне шасі (випущено)	3000	19,9	59700
Паливо	33159,56	21,5	712930,5
Споряджений фюзеляж (без комерційного навантаження)	51035,21	18,0	918633,8
Комерційне навантаження	50160	15,5	219712,5
Екіпаж	400	35,5	14200
пасажери	4725	19,5	92137,5
багаж пасажирів	210	2,8	588
Продукти харчування	943,38	3,6	3396,16
Переднє шасі (прибрано)	3000	19,9	59700
Основне шасі (прибрано)	48XXX		

Таблиця 4. Варіанти центрування літака

№	Найменування	Маса, кг	Момент мас	Центр мас	Центрування
1	Злітна маса (шасі випущено)	105045	2416351	23,0	0,361
2	Злітна маса (шасі прибрано)	105045	2415502	22,99	0,360
3	Посадковий вар. (шасі випущено)	75045	1771351	23,60	0,32
4	Перегоночний вар.	86145	2191651	25,44	0,21
5	Стояночний вар.	53335	1401613	26,27	0,15

Висновки по розділу 2

При розрахунку параметрів літака та розробки інтер'єру салона і розташуванню необхідного обладнання для обслуговування пасажирів отримані навички конструювання пасажирського далекомагістрального літака, прототипу якого вибрано Boeing 747, який здійснює перевезення 440 пасажирів за рейс з крейсерською швидкістю до 900 км / год на висоті 11200 метрів.

За вихідними даними з допомогою програми розробленої на кафедрі конструкції літальних апаратів визначили наступні параметри: питомого навантаження, відносні маси вузлів конструкції, аеродинамічні навантаження, злітно-посадочні характеристики. У розрахунковій частині був зроблений розрахунок геометричних параметрів літака і центрування літака.

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

РОЗДІЛ 3

3. ВІДНОВЛЕННЯ ЗНОШЕНИХ ПОВЕРХОНЬ ДЕТАЛЕЙ СТІЙКУ ШАСІ

3.1. Шасі які прибираються

Більшість шасі, що забираються, мають гідравлічне управління, хоча деякі з них мають електричний або навіть ручний привід на дуже легких літаках. Шасі розміщується у відсіку, званому колісною аркою. Коли спорядження повністю прибрано, а фіксатори закриті, дотримуючись філософії темної кабіни; на деяких літаках є світлові індикатори увімкнення шасі. Для роботи шасі використовуються резервні системи, а також можуть бути передбачені резервні стійки основного шасі, щоб літак міг успішно приземлитися за різних сценаріїв відмови. На Boeing-747 встановлені окремо чотири основні стійки шасі та незалежні гідравлічні системи (коли у попередніх авіалайнерів було дві). У першого Boeing 747, вагою близько 700 000 фунтів (317514,656 кг), 16 коліс основних шасі на які припадає посадочна вага літака.

У разі відключення електроенергії у легкому літаку завжди доступна система аварійного розкриття шторок так і випуску шасі. Це може бути ручна рукоятка або насос, або механічний механізм вільного падіння, який розчіплює фіксатори та дозволяє шасі опускатися під дією сили тяжіння.

Найбільший у світі реактивний вантажний літак Ан-225 має 4 колеса на здвоєних передніх стійках шасі (як його менший «товариш по стайні» Ан-124 також використовує таку ж схему) і 28 на головному шасі всього 32 колеса та шини.

3.1.1 Конструкція шасі Б-747

Шасі - прибирається, з керованою передньою опорою. Основне навантаження сприймають чотири основні опори шасі. Дві з них встановлені під фюзеляжем біля задньої кромки крила, вони забираються вперед у підфюзеляжну нішу, дві інші під крилом, забираються всередину (рис. 3.1. фото). Передня опора

забирається вперед у фюзеляж. На основних опорах встановлені чотириколісні візки, на носовому два колеса. Всі колеса з протиковзними дисковими гальмами. Коля шасі 11,00 м. Системи та обладнання гідросистеми складається з чотирьох незалежних контурів, кожен має власний привід від двигунів.



Рисунок 3.1. Розташування основних стійок шасі Boeing 747. Стійки шасі під навантаженням.

Тиск у системі 211 кг/см². Запас рідини у системі 265 літрів, для керування і прибирання шасі.

3.1.2 Конструкція візків шасі

Зазвичай застосовувані візки зі спареною установкою коліс на кожній осі мають жорстку раму, шарнірно прикріплену до амортизаційної стойки.

Візок фіксується до стойки за допомогою стабілізуючого амортизатора. Його попередня натяжка повинна бути достатньою, щоб утримувати візок у польоті від повороту під дією моментів від аеродинамічних та масових сил. Разом з тим стабілізуючий амортизатор повинен дозволяти візку повертатися для збереження постійного контакту передньої та задньої пари коліс з поверхнею аеродрому. Характерним елементом конструкції візків шасі є компенсаційний механізм. За його відсутності момент сил тертя T щодо шарніра O , що виникає при гальмуванні коліс або при русі по в'язкому ґрунту (рис.3.3.), призводить до

збільшення на ΔP навантаження на передні колеса і розвантаження такою ж силою задніх коліс.



Залежно від інтенсивності гальмування сила ΔP може становити 0,3...0,8 від навантаження колеса на стоянці. Такий перерозподіл навантаження збільшує знос пневматиків, знижує ефективність гальмування та погіршує прохідність літака по ґрунтовому аеродрому.

Компенсаційний механізм працює в такий спосіб (рис.3.3). Осі коліс

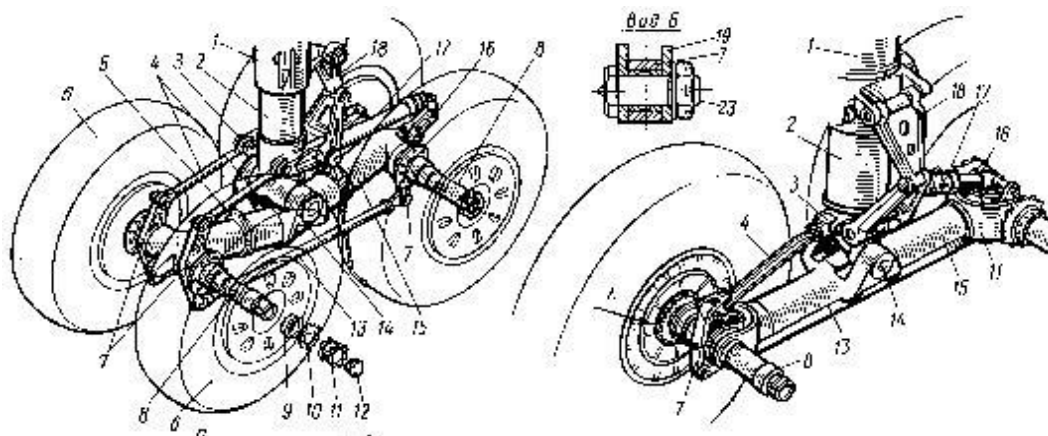


Рисунок 3.3. Візок зі спареною установкою коліс на кожній осі. разом з гальмівними механізмами вільно встановлені в вухках рами візка і утримуються від провертання тягами та важелями компенсаційного механізму.

При гальмуванні момент реакції S тяги 1 - 2 протидіє моменту сил тертя T щодо шарніра. Рівняння рівноваги має вигляд

$$\frac{b}{a} = 1 + \frac{c}{R - \delta}$$

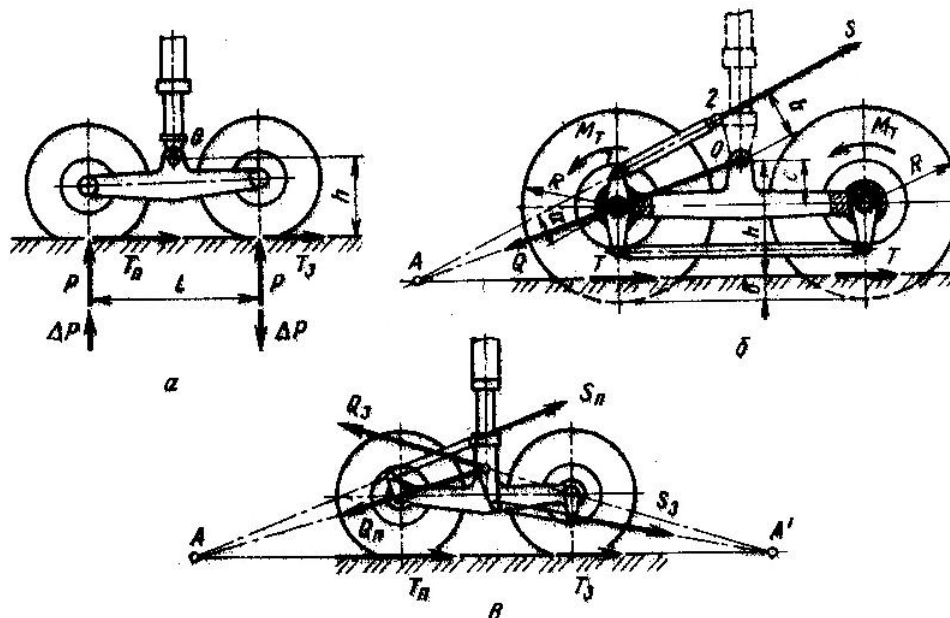


Рисунок 3.4. Сили, що діють на візок шасі

де: b , a та c – відповідно відстані: від осі коліс та шарніра O до лінії реакції S , від шарніра O до лінії, яка проходить через вісь коліс теліжки;

R — радіус необтиснутої шини;

δ — обтискання шини.

При виконанні цієї умови сила T не впливає на вертикальні навантаження коліс, тобто робота компенсаційного механізму не залежить від сил гальмування і визначається геометричними співвідношеннями елементів візка і механізму. Повна ж рівномірність навантаження коліс можлива лише за певного обтиснення пневматика δ .

Можливі інші варіанти розташування тяг і важелів компенсаційного механізму. Один із них показаний на рис. 3.4в. Тут передача гальмівних моментів на шток амортизатора здійснюється окремо від передніх і задніх коліс візка.

3.1.3 Технічне обслуговування і характерні несправності шасі

Силові елементи шасі (колеса, стійки, підкоси) зазнають великих динамічних навантажень, які можуть призводити до появи тріщин і руйнування окремих деталей вузлів рис.3.5. Більшість зчленувань деталей шасі, що труться, працює в умовах сильного забруднення від набігаючого зустрічного потоку



Рисунок 3.5. Зовнішній циліндр носової стійки шасі, що показує область, з якої відламана частина матеріалу циліндра

повітря (особливо на заповнених аеродромах), що викликає підвищений знос деталей і може призвести до заїдання і відмов окремих елементів шасі. Часте застосування гальм при рулюванні та пробігу після посадки викликає нагрівання коліс і значне зношування гальмівних колодок. Всі ці несприятливі умови роботи агрегатів та механізмів висувають дуже жорсткі вимоги до технічного обслуговування шасі.

Вони передбачають контроль технічного стану який може привести до появи люфтів стійок шасі та найбільш навантажених деталей шарнірних з'єднань, періодичне змащення рухомих шарнірних:

-з'єднань і підшипників коліс шасі, контроль зарядки амортизаторів стійок гасителя коливань передньої стійки і пневматикою коліс шасі;

-випуску шасі.

Перевірка люфтів стійок шасі проводиться після підйому літака на підйомниках з метою визначення сумарних люфтів у шарнірних з'єднаннях силових елементів та надійності стопоріння стійок у випущеному положенні. Люфти стійок (осьові та поперечні) визначаються за величиною переміщення коліс при додатку до них певних осьових та бічних навантажень.

Невідповідність люфтів вимогам технічних умов може бути викликано наступними причинами:

1) ослабленням затягування болтів кріплення до шпангоуту кронштейнів вузлів навішування передньої стійки та випресування з них зовнішніх кілець шарнірних підшипників. Тому поперечний люфт стійки збільшується, а серезка стійки з перекосом натискає на гак замка випущеного положення стійки і стійка не завжди може ставитися на замок випущеного положення. Люфт зовнішніх кілець шарнірних підшипників утворюється внаслідок заклинювання підшипника через недостатню кількість і несвоєчасну подачу мастила. При прибиранні - випуску стійки відбувається прокручування зовнішніх кілець у гніздах, що призводить до їх випресування з гнізда. Усувається дана несправність шляхом заміни кронштейнів та підтяжки гайок болтів їхнього кріплення;

2) неправильним регулюванням зазору в з'єднанні верхнього і нижнього плечей підкосу основної стійки, при зламі (збиранні). При відхиленні величини зазору стійка може переміщатися в поперечному напрямку за рахунок наявної «стріли прогину» підкосу, і при зльоті (посадці) може статися «підлом» підкосу від дії на стійку бічних навантажень і, як наслідок, часткове прибирання стійки. Несправність усувається регулюванням підкосу, що ламається;

3) зносом робочих поверхонь деталей шарнірних з'єднань через несвоєчасне змащування. Одна з найпоширеніших несправностей шасі. Усувається несправність заміною зношених деталей, переважно карданних сполук;

4) неповним закриттям гака замка випущеного положення передньої стійки. Погана захищеність замку від попадання в нього піску, бруду тощо призводить до швидкого зношування деталей замку та утворення на них надирів, що, у свою чергу, знижує надійність роботи замку. Одним з доступних і ефективних профілактичних заходів щодо підвищення надійності роботи замку є своєчасне промивання та змащення деталей замку.

Контроль амортизаторів шасі полягає в контролю правильності зарядки їх азотом і оливою АМГ-10. Неправильне заряджання амортизаторів стійок шасі призводить до підвищених перевантажень стійок і літака при посадці, що може призвести до появи тріщин або поломки окремих вузлів шасі. Контроль зарядки може здійснюватися шляхом безпосередньої перевірки тиску азоту та кількості оливи в амортизаторі або виходу штока амортизатора при стоянці літака. При перевірці та дозарядці амортизатора азотом (повітрям) попередньо необхідно переконатися у справності манометра.

Демонтаж коліс з літака проводиться після встановлення його на підйомники з метою заміни пневматика, огляду коліс і гальм, відновлення мастила підшипників. При кожному демонтажі коліс з літака проводиться промивання підшипників та їх огляд. При виявленні тріщин, кольорової гама підшипників колесо замінюється. Перед установкою коліс видаляються пил і волога, що потрапили на фрикційні колодки гальм або гальмівний барабан. Підшипники коліс не повинні бути сильно змащені. При затягуванні гайки підшипників коліс необхідно провертати колеса з метою вибірки люфтів та зазорів. Повільно обертаючи колесо, гайку затягувати доти, доки не відчувається опір обертанню колеса. Це свідчить про те, що у підшипниках немає зазорів. Після цього рекомендується відвернути гайку у зворотний бік на 1/6 обороту, перевірити легкість обертання колеса та законтрувати гайку.

Забороняється проводити розбирання колеса при тиску в пневматиці.

Несправності коліс шасі провертання покриття щодо обода колеса. Визначається по зміщенню червоних міток-смуг, нанесених на покритті та обід колеса при його - монтажі. При виявленні усунення необхідно демонтувати пневматик і перевірити герметичність камери і стан вентиля. Дефектні деталі замінити; попадання в зимовий період снігу в гальмівні пристрої основних коліс шасі. З цієї причини знижується ефективність гальм, а гальмування стає нерівномірним. Тому в зимовий період необхідно вкривати колеса чохлами, а перед першим польотом проводити продування гальмівних пристроїв коліс стисненим повітрям з метою видалення снігу, що потрапив у них; заклинювання поршня в циліндрі гальма внаслідок - відсутності мастила та попадання всередину циліндра бруду та піску. Від чого один з гальм коліс виключається з роботи і гальмування коліс стає нерівномірним і малоефективним. Визначається дана несправність за величиною мінімального тиску вступу в дію гальм, який має бути не більше 2 кгс/см^2 по кабінному манометру. При виявленні даної несправності необхідно зняти гальма, промити поршні та циліндри та оглянути їх. Після огляду змастити циліндр і поршень мастилом ЦИАТИМ – 201. Нерівномірне гальмування коліс через неправильне регулювання і розрегулювання гальм внаслідок нерівномірного зносу колодок. Усунення даної несправності досягається суворим дотриманням технології регулювання та періодичною перевіркою регулювання гальм. При цьому необхідно враховувати, що нормальним експлуатаційним зазором між колодками і гальмівним барабаном вважається зазор, отриманий при прокручуванні регулювального гвинта (в сторону збільшення зазору) на два обороти після попереднього підтискання колодок до гальмівного барабан цим гвинтом; руйнування підшипників коліс внаслідок перезатягування гайки кріплення колеса.

При перевірці на землі збирання-випуску шасі перевіряються: час збирання-випуску, постановка стійок на замки як у випущеному, так і прибраному положенні, відсутність неприпустимих зазорів між колесами та планером при збиранні стійок, відповідність технічним вимогам зазорів між щитками шасі та контурами ніш шасі планера. Причинами незбирання (невипуску) шасі можуть

бути заїдання штока амортизатора основної стійки у проміжному положенні або підвищений вихід штока амортизатора. Виявляється перевіркою виходу амортизатора щодо зміни зазорів між щитками стійки та колеса в прибраному положенні шасі, а також по зменшенню зазорів між покришкою колеса та елементами планера у прибраному положенні стійки.

Усувається несправність заміною стійки; -Неправильна установка косинця підведення повітря до гальма при монтажі колеса. Визначається за невідповідністю положення косинця нанесеним червоним міткам на колесі. При неправильній установці косинця при збиранні стійки він упирається в стрингер центроплана і перешкоджає тим самим повному збиранню стійки. Усувається несправність підрегулюванням положення кутника.

Зразкове загальне правило для необхідного тиску в шинах наводиться виробником у їхньому каталозі. Goodyear, наприклад, рекомендує, щоб тиск був на 4% вищим, ніж потрібно для даної ваги або як частина номінального статичного навантаження та накачування. Шини багатьох комерційних літаків повинні бути заповнені азотом і згодом не розведений більш ніж 5% кисню, щоб запобігти самозайманню газу, яке може виникнути в результаті перегріву гальм, що виділяють легкі пари з шини. Напів - активне шасі згідно зі специфікаціями авіакомпаній, авіалайнер повинен досягати висоти до 90 000 зльотів та посадок та 500 000 км пробігу по землі. Звичайне шасі призначене для поглинання енергії приземлення і не дуже ефективно знижує викликані землею вібрації планера при посадці, рулюванні та зльоті. Вібрації планера та втомні ушкодження можуть бути зменшені за допомогою напівактивних масел, які змінюють демпферування в широкому діапазоні колійної швидкості та якості злітно-посадкової смуги.

3. 2. Несправності конструкцій шасі літака пов'язаних з зносом деталей.

Однією з вагомих несправностей шасі літака є його зношування стійки під час приземлення і зльоту від набігаючого потоку навколишнього середовища

повітря в суміші з пилом і піском з полоси приземлення чи злету. Усунути таку несправність неможливо в умовах аеропорту, тому визначається величини заглибини на дзеркалі стійки і при достатньому заглибленні знімають на ремонтні роботи.

Недолік такого зносу впливає на зміну положення шасі, тобто неконтрольованого переміщення *шасі в площині направлено переміщення літака* від технічних вимог при приземленні і значному навантаженні може призвести до зламу не тільки підпори а й цілого шасі або частини його циліндричної деталі (див. рис. 3.5).

Такий відкол поверхні циліндра може пройти при низько частотній вібрації і значній їх амплітуді, що створюється від комплексу сумарних навантажень і динамічного переміщення шасі (від шимі) в момент приземлення особливо на передній стійці.

Таким чином зміна положення кута нахилу стійки шасі по відношенню до розрахованого згідно навантаження як основних так і передніх може привести до відчутних дефектів. Тому перекіс рухомих деталей поршень-циліндер в амортизаторі між собою, який відбувається за рахунок зносу поршня в подовжньому напрямку, і переміщення стійка шасі навіть на десяті частки кута від проектних значно підвищують навантаження на злом основного механізму шасі.

Отже положення особливо навантажених функціональних систем літака повинні строго відповідати розрахунковим параметрам.

Недопущення зміни положення важко навантажених деталей шасі ґрунтується на своєчасному виявленні погіршностей на видимих ділянках стійки шасі при перед політному огляді технічного стану літака.

Недоліки зміни геометричних розмірів вирішуються методами наплавки покриттів різноманітними технологіями і матеріалами або електрохімічними покриттями. Для нарощування спрацьованої поверхні широко застосовують напилення, електролітичні покриття, використовують полімерні матеріали тощо. При виборі матеріалів необхідно використовувати ті ж поверхневі матеріали, які

були базовими при виготовленні деталі. При цьому виникає необхідність ремонтувати чи відновлювати первісну базу. При відновленні деталі та наступній механічній обробці необхідно використовувати принцип суміщення та єдності баз.

У наш час ремонтні підприємства проектують за принципом спеціалізації. Прикладом є ремонтні підприємства, які спеціалізуються на ремонті АТ.

Найвищого рівня спеціалізації досягають тоді, коли в межах конкретного підприємства або цеху зосереджується велика кількість однотипних деталей, наприклад, шестерень, корпусів, втулок, тощо. У цьому випадку розробляють групові технологічні процеси з потоковими методами організації виробництва.

Знос робочих поверхонь деталей шарнірних з'єднань провокується несвоєчасним змащуванням і є одна з найпоширеніших несправностей шасі. Усувається несправність заміною зношених деталей на відремонтовані, переважно карданних з'єднань.

Умови експлуатації карданних сполучень обумовлені зносом за механізмом фретинга.

В період експлуатації знос стійки шасі відбувається від набігаючого потоку в процесі злету або посадки, суміш навколишнього середовища з піску і вологи підвищує знос за абразивним механізмом паралельно з окислювальним.

Значні контактні навантаження, складний об'ємно-напружений стан, що виникає в шпонкових і шлицевих сполуках ініціюють інтенсивний розвиток фреттинг-ушкоджень [Дух], ослаблення посадки, поломки та порушення режиму роботи механізму. Істотними є масштаби впливу даного виду контактної взаємодії на надійність повітряних суден і двигунів [90]. Змінні тиску повітря, акустичні навантаження, вібрації ушкодження локалізуються в найбільш навантажених і схильних до вібраційних впливів місцях: втулка несучого гвинта вертольота, шасі, корпус фюзеляжу, шарнірні з'єднання. Найбільш небезпечним наслідком фреттингу є те, що він сприяє поломкам від дії циклічних і статичних напруг, що виникають в ході експлуатації стійки шасі. . [Олександр Г1=53_6]



Однак у ряді експериментів **539** встановлено, що при збільшенні амплітуди, залежно від умов і випробуваних матеріалів, до певної величини (10 ... 150мкм), знос змінюється мало, а потім починається його різке зростання. Цей ефект пов'язують із зміною механізму зношування, якщо перевищується певна критична амплітуда ковзання. Кількісні та якісні закономірності розвитку процесів на контакті пов'язаних пар при фреттинг-корозії, як показує аналіз літературних даних, залежать від багатьох факторів, які можна умовно розділити на три групи: умови навантаження контакту; навколишні умови; властивості матеріалів. Однак єдиної думки про характер впливу різних факторів на інтенсивність розвитку фреттинг-корозії, про процеси, що протікають на контакті пар, зі зміною зовнішніх умов, немає. Зміна енергетичної

залежності між напругою та непружною деформацією, а також по кінетиці зміни останньої явища внутрішнього розсіювання енергії поділяють на три групи: релаксаційне, гістерезисне та мікропластичне внутрішнє тертя [13]. Відмінності між цими видами внутрішнього тертя проявляються у характері залежності величини розсіяної енергії від температури, частоти та амплітуди діючих напружень. Аналогічні процеси матимуть місце, якщо вести навантаження таким чином, щоб миттєво було зафіксовано постійну деформацію. У цьому випадку напруга стрибкоподібно збільшується до певної величини, а потім плавно знижується.

Таким чином, для опису поведінки під навантаженням реальних твердих тіл необхідно враховувати тимчасову залежність напруги та деформації. Хвиля напруг, що періодично змінюється, буде викликати періодичну зміну деформації. Але внаслідок релаксації деформація відстає по фазі. Внаслідок чого, зміна температурних умов сприяє прояву фону релаксаційного внутрішнього тертя, яке з підвищенням температури зростає. При частотах коливань, коли деформація встигає слідувати зміною напруги чи умовах браку часу прояви релаксаційних процесів, внутрішнє тертя прагне до нуля, а зв'язок між напругою і деформацією визначається величиною нерелаксированного модуля пружності. Таким чином, для внутрішнього тертя релаксаційного походження характерні взаємозалежні залежності від температури та частоти коливань. Величина амплітуди прикладеної напруги не впливає на згасання цього типу, оскільки напруга та деформація пов'язані лінійно.

3.3 Технологія процесу відновлення стійки шасі

В сучасній експлуатації АТ незмінно використовуються шасі ЛА. Працездатність яких залежить від бездоганної роботи силових конструктивних елементів які в свою чергу працюють в відкритому зовнішньому середовищі. Робочі поверхні стійок шасі підлягають зношуванню, особливо на передній частині циліндричної площини при взаємодії з набігаючим потоком повітря разом

з частками пилю і бруду з злітної полоси при посадці і зльоті. В результаті пошкоджень збільшуються витoki змащуючої сировини з розподільних та контрольних мастильних камер, що руйнує ущільнення, відбувається розрегулювання системи, погіршуються експлуатаційні параметри по переміщенню штока шасі в циліндрі. Внаслідок цього зменшується продуктивність амортизаційної системи всієї стійки шасі.

Між оглядним періодом визначається період роботи обладнання між двома черговими оглядами або між черговим плановим ремонтом і оглядом.

Перед кожним злетом перевіряється стан стійки, зовнішнім оглядом дзеркала циліндра і штока кожного шасі, для виявлення умов усунення дрібних недоліків та виявлення обсягу дефектів які впливатимуть на експлуатаційні можливості агрегату. Або підготовчих робіт для виконання при черговому плановому ремонті.

При зовнішньому огляді системи шасі перевіряється:

- а) відповідність роботи агрегату в умовах заданих циклів роботи, продуктивності і величинам переміщень по крайнім точкам стиснення механізму;
- б) герметичність переходів, вузлів ущільнення і місць приєднання шасі до шпангоутів рухомих з'єднань;
- в) наявність потьоків оливи на стійці;
- г) правильність регулювання і контровки динамічних з'єднань;
- д) чистота допоміжних механізмів працюючих в вузлі шасі.

При виявленні недоліків в роботі шасі необхідно:

- а) відрегулювати з'єднань в шасі (якщо це можливо) відповідно до даних в паспорті або доповісти командирі літака і прийняти рішення до даного агрегату. Налаштування тиску клапанів необхідно здійснювати за манометрами;

Результати огляду занотовують у відомість дефектів.

3.3.1. Підбір матеріалів для моделювання вузлів тертя

Ряд матеріалів для модельного дослідження являє собою широкий спектр в практичному машинобудуванні обумовлений великим досвідом і засобами

підбору пар. При цьому необхідно враховувати, що матеріали які взаємодіють в залежності від умов тертя і впливу на них навколишнього середовища. Для проведення дослідження використовувалися матеріали, що застосовуються в машинобудуванні для вузлів прецизійних пар, таких як:

а) стійку шасі виготовляють з конструкційного сплаву 30ХГСА і термічно обробляють до HRC 48-50 для експериментальних досліджень можливо використати загартовану вуглецеву сталь 45, 38ХМЮА, ХВГ і інші які термічно обробляються.

б) відповідний зразок повинен ткож бути загартований.

Нами використовувалися сталь 45 (загартована HRC = 45 ... 48) як модельна для проведення дослідження в парі тертя з сталлю У-8А (загартована на мартенсит HRC = 48 ... 51).

Матеріалом для перенесення іонів металу використовували поліетиленгліколь ПЕГ-400 вибір якої обумовлений розчинністю в воді, та хорошим змащуванням як поверхнево яктивною речовиною яка має екологічно чисті і негорючі характеристики. Поліетиленгліколі володіють крім поверхнево активними ще й мають довжину вуглецевої молекули такої як вуглецеві мастильні речовини.

3.3.2. Електрохімічний механізм нанесення цинкового покриття на сталь 45 в поверхнево-активній речовині поліетиленгліколі 400.

Для проведення дослідних розробок нами вибраний електролітичний розчин на базі поліетиленгліколієвої (ПЕГ) сполуки. Її висока здатність розчинятися у воді створює поверхнево активну речовину дозволяє не тільки змащувати поверхні тертя але й працювати як електроліт. Сумістний вплив гліколей різної молекулярної маси обумовлюють дипольну провідність. Проте серед широкого спектру ПЕГів було виокремлено ПЕГ-400 так як число 400 означає вагу молекули а це сорозмірно з молекулами моторних олів [9].

Звісно, що зв'язок між іонами металів і молекулами ПЕГ реалізується в результаті їх донорно-акцепторної взаємодії з утворенням координаційного зв'язку [10]. Акцептором є іон металу, донором - атом кисню, що заходиться в складі термінальних гідроксильних груп, що надає пару електронів для утворення зв'язку. Тому з точки зору міжчасткових взаємодій найбільш інформативними є валентні коливання взаємин в оксидільних групах (1079-1132 см⁻¹) і валентні коливання кінцевих ОН-груп (3320-3446 см⁻¹) гліколей.

При виникненні іонного зв'язку між двома невимушеними іонами енергія їх тяжіння визначається законом Кулона:

$$E_{\text{прит}} = q^+ q^- / (4\pi r \epsilon),$$

де q^+ і q^- - заряди взаємодіючих іонів,

r - відстань між іонами,

ϵ - діелектрична проникність даного середовища.

При зближенні, рівних зарядів, іонів між ними вимальовуються сили відштовхування, обумовлені взаємодіями електронних хмар.

Енергія відштовхування іонів описується рівнянням Борна:

$$E_{\text{вшт}} = B / r^n,$$

де: B - константа, n можливо приймає значення від 5 до 12 (залежить від розміру іонів).

Загальна енергія визначається сумою енергій тяжіння і відштовхування:

$$E = E_{\text{тяж}} + E_{\text{вшт}}$$

Умови переміщення матеріалу донора (анода) на досліджуваний зразок проводили на модельному контртілі - склі, що обумовлювалося необхідністю одержати більш чистий експеримент. Скло не проводить струм, тому електрони допоміжного електрода прямують через робочу рідину на зразок (катод). Дана схема створює умови чистого експерименту допомога досліджувати трибоелектрохімічні параметри катода - зразка. Генератор частотних сигналів ГЗ-33 в дослідженні використовували з діапазоном частот від 20 Гц до 200 кГц. Вихідну напругу установлювали 60 вольт. Структурна електрична схема живлення показана на (рисунку 3.1). Сигнальні частоти задаються від генератора

(2) подаються на амперметр і діод потім на допоміжний електрод, проходячи через робочу рідину і зразок (3).

Найбільш вірогідніші місця проходження електричного сигналу через зони, в яких деформується матеріал там він свіже створений без окисних плів, це зони

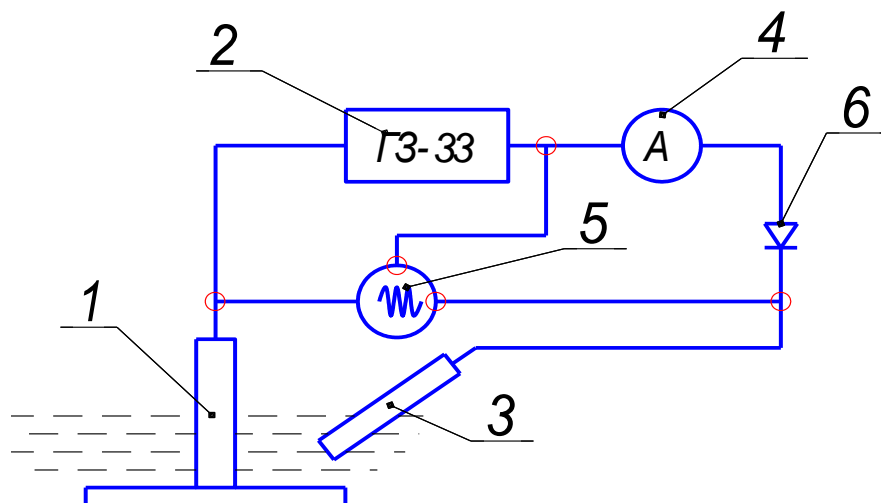
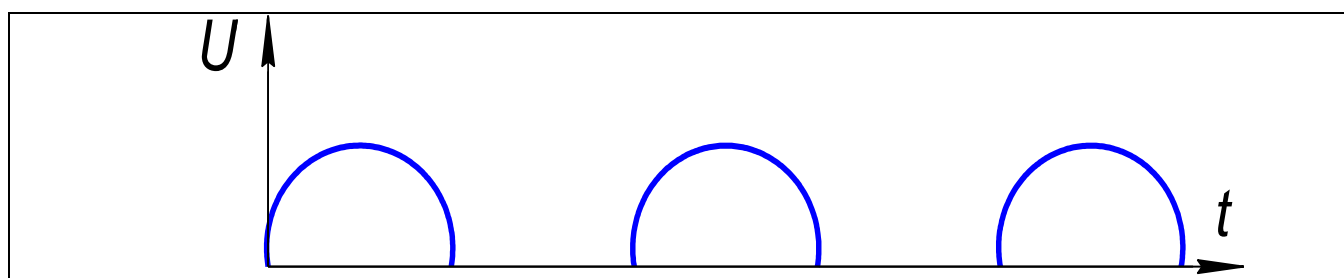


Рисунок 3. 6. Електрична схема: 1 – зразок Ст45(мартенсит), 2 - генератор сигналів, 3 - допоміжний електрод цинк, 4 - амперметр, 5 - осцилограф, 6 – діод.

фактичного контакту мають найменший електричний опір. Двопроменевий осцилограф (5) інспектує сигнали генератора і показує характеристики його в прохідній зоні тертя.

З огляду на те, що струму повинен бути односпрямованим, в цепу передбачений діод (6). Робоча участь діоду пропускати струм в єдиному напрямку, від анода - помічного електрода до катода зразка. При цьому одержуємо односпрямований рух електричних зарядів в зоні тертя через зразок.



а. Характеристика сигналу який подається в зону тертя згідно кривої №2 (рис. б)

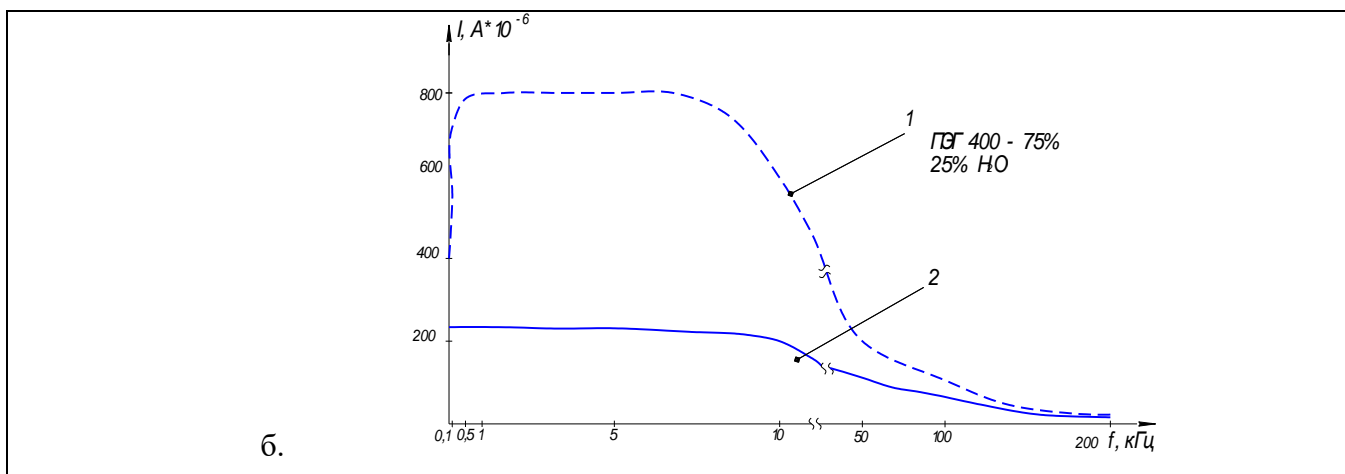


Рисунок 3.7 Графік зміни сили струму по електричній схемі в середовищі ПЕГ від частоти напруги з допоміжним електродом хромом. 1 змінний струм; 2 односпрямований імпульсний струм (через діод).

Обладнання, що дає односпрямований струм зумовлює можливість отримати переміщення електронів (іонів) в одному напрямку, за рахунок цього представляється можливість керувати масопереносом матеріалу донора в даному разі цинком (Zn).

3.4. Трибологічні дослідження електролітичного переносу іонів допоміжного електроду на поверхню тертя

З графіка (рисунок 3.7 б) видно, що струм, який проходить по електричному колу робочої рідини, через зразок при змінному струмі майже в чотири рази більше, проте природа утворення поверхневих плівок має однонаправлений порядок осадження іонів на електропровідну поверхню. Тому необхідно мати не змінний струм а направлений в одному напрямку, але такий параметр значно знижує його величину при відсіканні половини графічної частини синусоїди, що знижує силу струму вчетверо.

Для визначення умов утворення ТП на поверхні тертя зразка в середовищі чи при терті без змащення використовуємо контр-тіло скло (рис.3.8.поз.6), як модельний варіант.

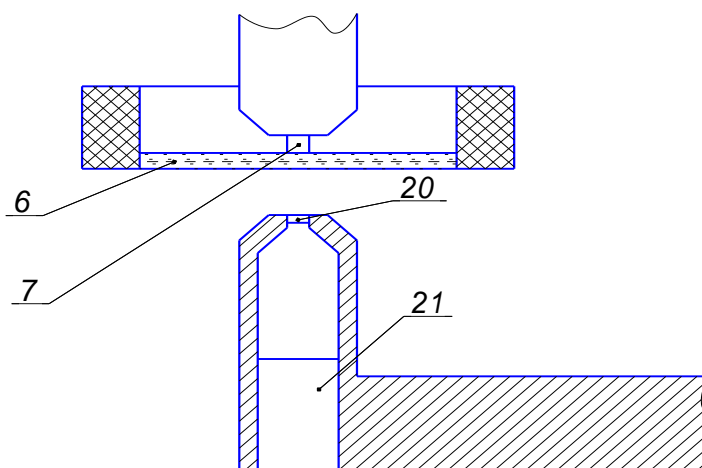


Рисунок 3.8. Схема фотографування поверхні тертя робочого зразка (7).

При цьому на поверхні тертя фіксуються ТП які утворюються завдяки взаємодії поверхні з середовищем властивості контр – тіла не враховуються. Ємність, ванна виготовлена з немагнітного і неелектропровідного матеріалу дном якої є контр-тіло розташовані горизонтально. Крутний момент на ванну надається через гумовий пас, що дає можливість проводити експеримент в змашувальних, корозійних середовищах та в повітрі з урахуванням швидкості обертання. Контр - тіло скляна пластина з фотографічного скла, яка пропускає світло без заломлення. На оптичній осі вмонтованого об'єктива мікроскопу (поз. 20 рисунок 3.8) розташовують зразок робочою площиною на мікроскоп в осі якого, через систему лінз світло фокусується в фотокамеру 21 «Quick Cam Express» зі стандартним програмним забезпеченням для опрацювання та фіксації на екрані комп'ютеру 23 і записування на електронні носії стан та якість поверхні тертя. Ця система дає змогу контролювати умови утворення ОП на металевій поверхні (робочого зразка) по «абсолютно» твердому контр-зразку 6, яким є електрично нейтральне скло. Оскільки після напрацювання на поверхні скла завжди залишаються мікро сліди від металевого матеріалу, то з них можливо зробити експрес-аналіз продуктів зношення, поміряти їх величин на металографічному мікроскопі.

В процесі переміщення при терті випромінюються акустичні хвилі, тому

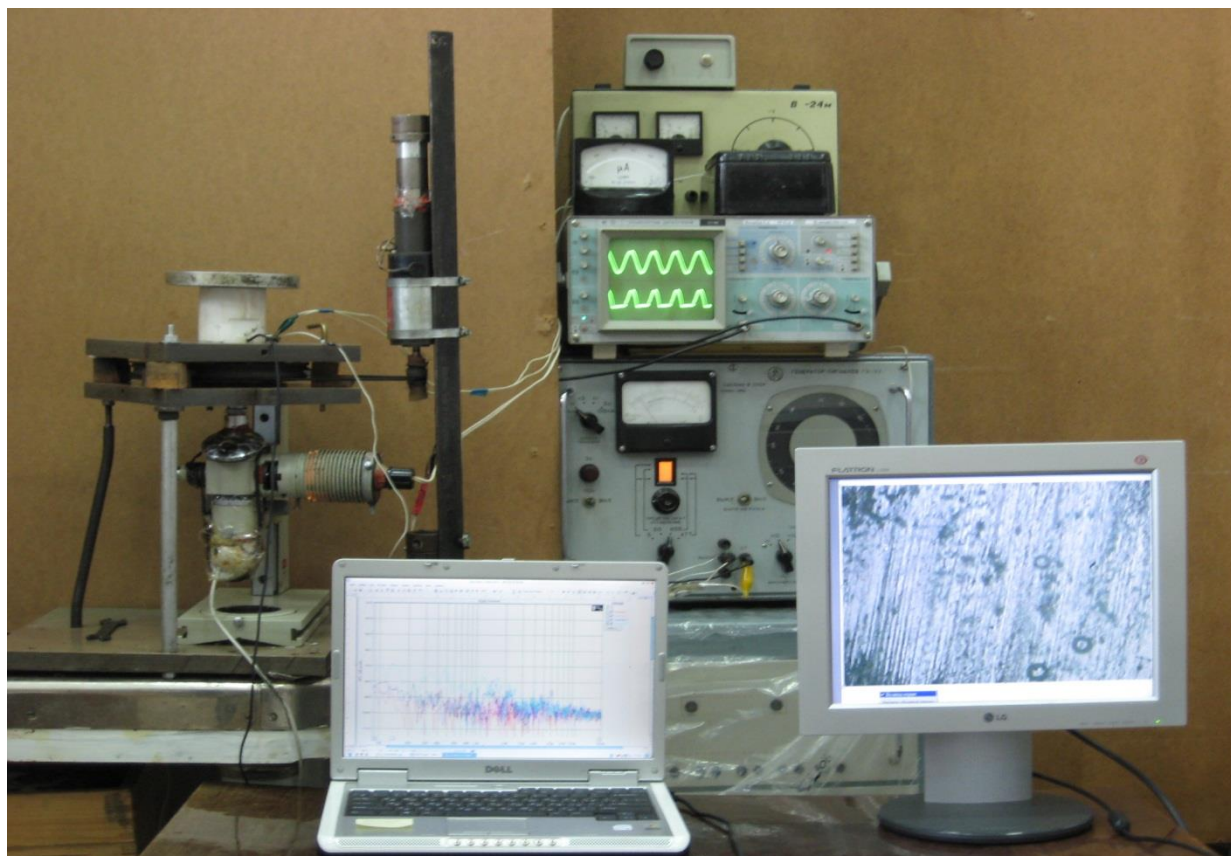


Рисунок 3.4=9 Загальний вигляд трибологічного комплексу: 1 електродвигун, 2-станина з мікроскопом, 3 Метам Р-1 «ЛОМО», 4 фотокамера "Quick Cam Express", 5 статор з тензометричною балкою та пружиною для навантаження і акустичним датчиком схованим в фторопластовому статорі, 6 - диск з контртілом, 7 комп'ютер для прийому вібраційних сигналів, 8- комп'ютер для обробки і фотографування поверхонь тертя.

пристрій для дослідження матеріалів на тертя та зношування оснащений акустичним мікрофоном для фіксації частотних характеристик, що виводяться на екран комп'ютера за допомогою програми Spectrum LAB з можливістю запису на магнітні носії. Нарощування окисних плівок супроводжується акустичним сигналом, який на графіку подається у вигляді частотної кривої по (рис. Рисунок 3.7) всій довжині звукового сигналу. У момент зриву або злому окисної плівки з поверхні металу на підвищених частотах 10...20 кГц спостерігається сплеск частотної складової у вигляді різкого піків.

Технологія дослідження і проведення експерименту значно спрощується при отриманні одночасного записування частотних даних та фотографування поверхні тертя паралельно з даними коефіцієнта тертя.

Дослідження матеріалів при однонаправленому терті в ЕП здійснюють наступним чином: дзеркало робочого зразка підготовляють притиранням на абразивній мікронній шкурці, потім промивають спиртом або бензином «Галоша» і зважують на аналітичних терезах АДВ-200М з точністю до 10^{-4} грама. Далі робочий зразок розміщують в змінному наконечнику (рис. 3.8 поз.7) і встановлюють необхідне навантаження за допомогою гайки (рис. 3.4) навантаження. Ємність для робочого середовища заповнюють необхідною рідиною. Далі вмикають ЛАТР і за допомогою амперметра встановлюють необхідну величину струму в електролітичному осередку для заміру коефіцієнту тертя. За допомогою генератора сигналів налаштовують частоту струму, який проходить через зону контакту його параметри спостерігають на осцилографі. Вмикають привід для відносного руху контр-тіла і зразка та встановлюють необхідну швидкість експериментальних досліджень. Зміни утворення поверхневих плівок в процесі тертя фіксуються фотокамерою з послідувочою обробкою на комп'ютері. Отримання відбитку поверхні робочого зразка на комп'ютері виконують по променю світла, що проходить від мікроскопа Метам Р-1 «ЛОМО», відбивається від поверхні робочого зразка та в зворотньому напрямі повертається до мікроскопу, а з нього до фотокамери з послідувочою обробкою на комп'ютері. В той же час за допомогою акустичного мікрофону фіксуються частотні параметри, які виводяться на екран комп'ютера стандартною програмою SpectrumLAB. Знос поверхні тертя вимірюють за допомогою мікроскопу способом міток, які роблять мікротвердоміром ПМТ-3, до і після досліду, не розбираючи вузол тертя.

Від початку створення і повної пасивації захисних плівок на металевій поверхні матеріалу проходить деякий час. Для досягнення пасивації по-поверхні в стаціонарному режимі, стали 45 в навколишньому середовищі необхідно 19 секунд, до отримання нальоту товщиною 20 ... 30 мкм. В умовах тертя ковзання

без мастила чи в оливі на поверхні тертя утворюються плівки товщиною до 20 мкм, але при такій товщині збільшується знос. Подальшого зростання ТП не спостерігається, що поєднано з механічним стиранням, розтріскування і винесенням їх із зони тертя. Проконтролювати таку ситуацію, в динамічному режимі без спеціальних пристосувань або зупинки пари що треться і розбирання, не є можливим.

Ґрунтуючись на поставлених завданнях робота подається базуючись на технології електрохімічного переносу матеріалу, по гальванічним технологіям необхідно вивчити динамічний характер переміщення матеріалу підсобного електроду на робочу поверхню тертя, а також провести моніторинг переміщення продуктів зносу зразка. Висвітлити і визначити параметри утворення поверхневих трибологічних оксидних плівок, крім того значно більше проаналізувати швидкість і характер утворення, що є складною технологічною задачею.

Дослідження тертя і зношування проводили на загартованій сталі 45 для модельних досліджень використовували скло як контр-тіло в середовищі поліетиленгліколя - 400 розчиненого водою. Утворенням ТП супроводжується зміною стану трибосистеми, що відтіняється на трансформаційній зміні коефіцієнта тертя і топографії зовнішньої поверхні віднесеної до контр-тіла. Отримані зображення дозволяють контролювати кінетику утворення вторинних структур на поверхні зразка, реєструючи топографію поверхонь тертя, в процесі напрацювання, при зміні параметрів тертя, одночасно фіксувати швидкість зростання захисних плівок з наступним записом на електронні носії.

Використовуючи дану методику трибологічних досліджень, вірогідно, спрогнозувати поведінку утворення захисних плівок їх швидкість заміни і характеристика переміщеного матеріалу для відновлення на поверхні металу або склі.

За трибологічною схемою тертя палець-площа, зразок з площею контакту в декілька квадратних міліметрів проходить шлях більш як в 90 разів більший, ніж та ж точка на поверхні контр-тіла ($C = 2\pi R = 2 * 3,14 * 45 = 282,6\text{мм}$) до повторного зіткнення з тією ж точкою на площині контр-тіла. Використовуючи

механізми переміщення каретки зі зразком від центра до твірної, положення зразка про взаємовідносини до поверхні контртіла можна змінювати. Таким чином, можливо, демонструвати чистий експеримент по реальній новій поверхні.

У зону тертя, можливо подавати різні рідини крапельним методом і наливом в спеціально спроектовану ванну.

Дослідження метал по металу не дозволяє перспективи проводити моніторинг поверхні. Використовуючи методику акумулювання даних по хімічно нейтральному контр-тіло, імовірно проводити прогнозування підбору трибопар для обставин тертя ковзання.

Так як процес тертя всякчас випромінює частотні сигнали, трибологічний комплекс обладнаний акустичним пристосуванням для зняття акустичних характеристики в процесі тертя металевого зразка по скляній або той чи інших поверхнях. Отримані вібраційні параметри видаються на екран комп'ютера стандартним програмним забезпеченням SpectraLAB – який існує двоканальним спектроаналізатор, здатний обробляти вхідний сигнал в реальному часі з можливістю запису на магнітні носії. Для чистоти вимірювання та зменшення впливу побічних звуків від працюючих механізмів всі подробиці установки виконані з неметалевих матеріалів, в своїй основі фторопласту. Підшипники виготовлені з фторопласту 4, їхня робоча частота колихається в діапазоні незначних значень від 700 до 950 Гц, каретка з закріпленим зразком має робочу частоту поблизу 800 Гц. Двигун винесено за межі підстави установки, а крутний момент переходить гумовим ременем.

Момент тертя відмірюється двома способами: перший - реєструється через зміни струму після трансформатора та на двигуні в залежності від навантаження; другий - тензометричною балкою, яка вмонтована в каретку, де вставлений акустичний датчик і пружина навантаження.

Найбільш придатними для таких обставин тертя були б умови, при яких ОП з поверхні тертя не відділялися і не перешкоджали зміні поверхневих деформаційних процесів. При терті метал по металу постійно проходить заміна ОП в точках дійсного контакту, де тиск досягає величини, при яких

перевищується міцність більш м'якого металу матриці на зминання. У цих місцях відбувається деформація металу і ліквідація поверхневої плівки, що допомагає розвитку корозії і швидкого зносу металу.

3.4.1. Вплив частоти сигналу на трибологічні параметри вузла тертя з електродом цинк

З попередніх досліджень, виявили, що найсильніший акустичний сигнал трибологічної пари проходить на частотах до 5 ... 7 кГц. На підставі графіка рис. 3.7б видно, що півперіод односпрямованого струму, направлено в зону контакту зразок-скло становить 0,4...0,2 А, вже на частоті 1000 Гц. На рисунку 3.10 зображено трибологічні параметри сталі 45 в парі з склом з використанням допоміжного електроду цинку, де зауважено, що підвищення лінійних параметрів зразка, тобто при деяких параметрах тертя дещо збільшується ОП на поверхні тертя зразка. На низьких частотах до 1500 Гц при концентрації ПЕГ-400 25%, проходять електрохімічні процеси переносу маси допоміжного електроду за рахунок достатньої величини струму, що дорівнює 0,6...0,8 А. Струм формується при наявності двох електрохімічних процесів: перший – за наявності електродної провідності води, якої в електроліті 75% яка дисоціює на іони кисню і водню; другий процес характеризується дипольною провідністю ПЕГ-400, молекули якої встигають реагувати на незначну частоту в 1,5 кГц.

Підвищення концентрації ПЕГ- 400 до 75 % збільшує електричний опір середовища до 1...1,2 мОм, при цьому знижується вплив електрохімічної процесу, а струм знижується до рівня 0,2 - 0,3 А.

При фіксації результатів частотного випромінювання (рис.3.11 червона лінія –верхня від -10Db на рівні 1kG до -60Db на рівні 20kG) з зони тертя сила акустичного сигналу змінювалася при параметрах тертя в точці №10 рисунок 3.10 (25 % ПЕГ- 400 і 17000 Гц частота яка подається в зону тертя) на графіку

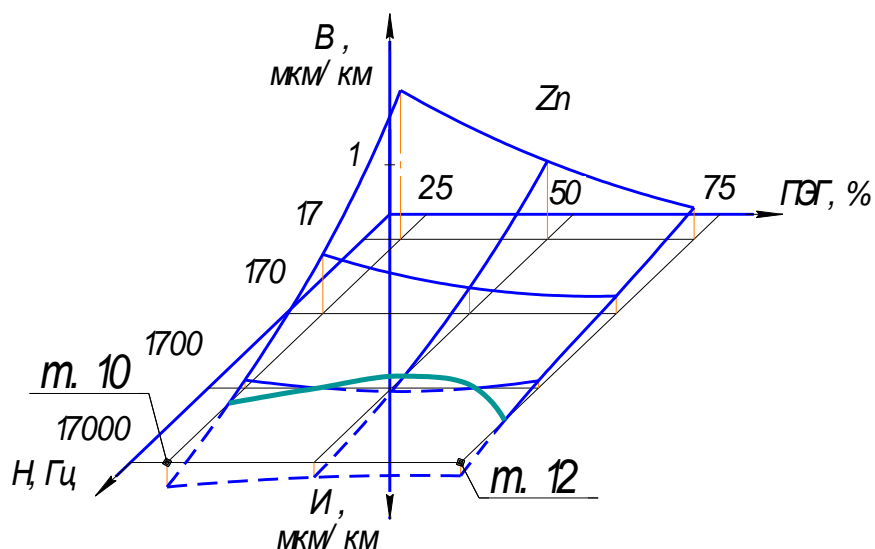


Рисунок 3.10 Трибологічні параметри Ст 45 по склу в середовищі ПЕГ-400 від щільності середовища і частоти електричного сигналу (допоміжний електрод цинк).

(рисунок 3.6) вказує на підвищений знос зразка. Діапазон частотної характеристики на відрізку частот 1...5 кГц визначався вихідною силою акустичного сигналу -30...-10 Дб (рисунок 3.11 крива 1). Підвищення концентрації ПЕГ-400 до 75 % присаджує вихідну силу частотної складової до -30...-50 Дб (рисунок 3.117. Крива 4) відповідно на графіку точка 12 рисунок 3.6. В діапазоні зміни частот від 3000 Гц до 17000 Гц приросту маси і розмірів зразка не виявлено. Умови доставки матеріалу допоміжного електроду на поверхню в зону тертя, проходять за рахунок змін на поверхні при найбільшому нестійкому стані матеріалу в процесі деформації. Поверхнева витривалість характеризується незначними деформаційними вимірами які інспірують низькочастотну складову електричного сигналу, що подається від генератора.

Низькі частоти на рівні 7..20 Гц у різноманітних матеріалах збуджують вузли кристалічної ґрадки, приводячи поверхню в нестабільний стан на мікрорівнях поверхні, при цьому прираховується деформаційна складова від переміщення при терті.

Умови існування змащувальних особливостей робочим середовищем залежать від їх концентрації у розчиннику, тобто воді, в даному випадку ПЕГ-

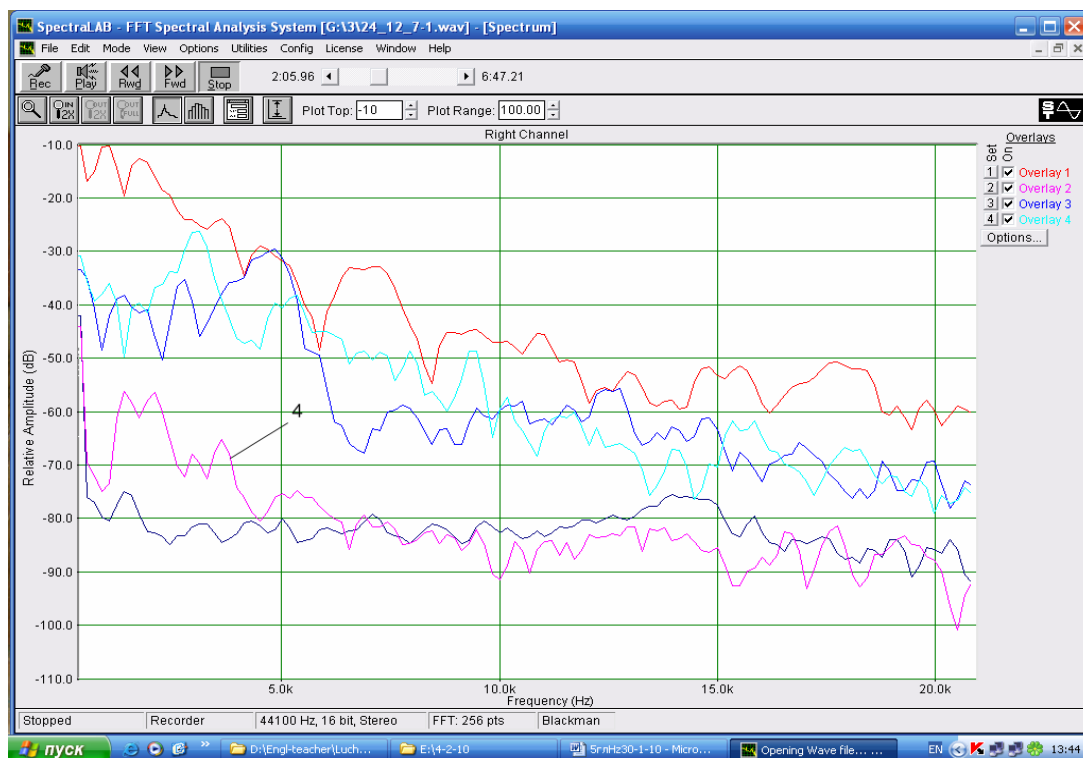


Рисунок 3.11 Характер частотного сигналу при використанні допоміжного електроду (Zn) цинку

400 добре розчиняється у воді при цьому не зменшує властивостей ПАР і змашувальних параметрів, тому в процесі тертя в обставинах підвищеної його концентрації проходить гідродинамічний механізм тертя за рахунок підвищення густини змашувального середовища. Тому умови гідродинамічного тертя характеризує крива 2 (рисунок 3.11 синя) і т. 13 75% ПЕГ при 1800 Гц (рисунок 3.10).

Сучасній методиці властивий високий ступінь зосередження енергії за короткий час на просторі в місцях фактичного контакту поверхонь. Енергія при цих процесах концентрується на невеликих площах шорсткої поверхні дотичних конструкційних деталей, і щільності енергії може досягти велетенських значень, обумовлених мільйонами ватів на квадратний міліметр (так як площа фактичного контакту рідко сягає більше 1000 мкм²).

Імпульсна природа енергії, що діє протягом миттєвого проміжку часу, приводить до виділення великої потужності в робочій зоні. Тому на площі поверхні, яка вимірюється одиницями квадратних мікрон, за час, визначений

мікросекундами, температура в контактi досягає десятків тисяч градусів. За рахунок чого створюється прискорення (каталізатор), у декілька тисяч разів перевищуючі швидкість хімічних реакцій від звичайних умов.

3.5 Аналіз дослідження технологічного процесу відновлення

Топографічні дослідження (рисунок 3.12) поверхні тертя показують, що зростання ТП формуються при різних механізмах трибологічних процесів по різному, що впливає на їх формоутворення і експлуатаційні параметри. На топографічній поверхні (рисунок 3.12 а,б) видно створення ТП по досить грубій поверхні тертя, спостерігаються ділянки поверхні без плівок, які всякчас

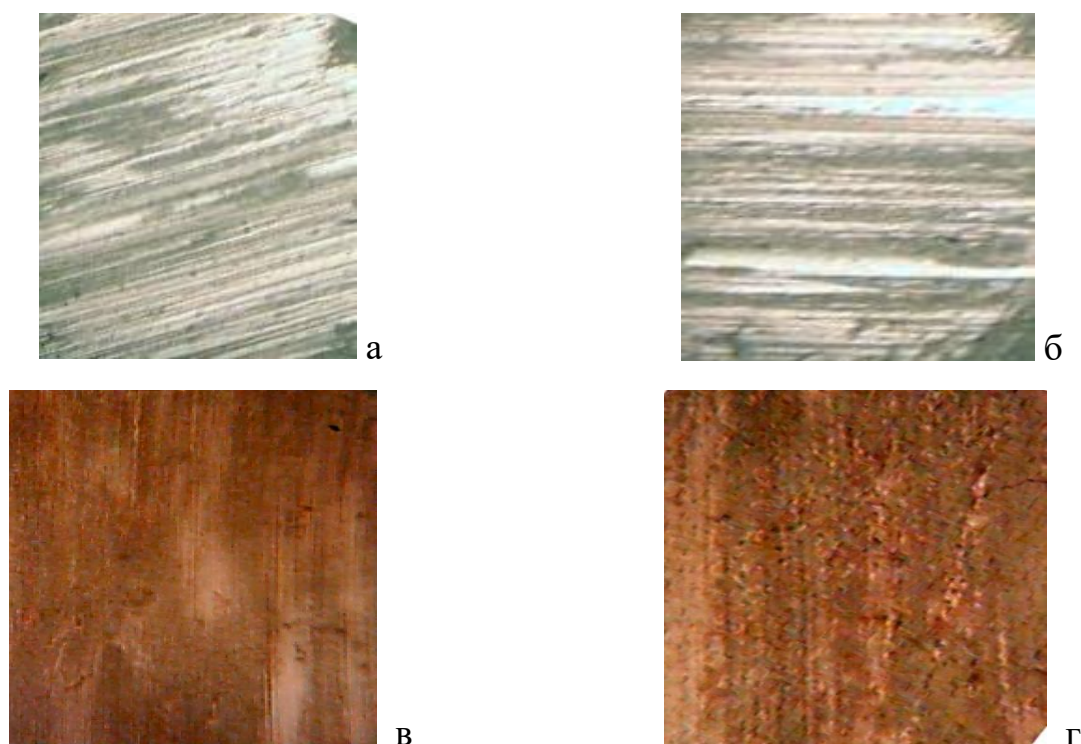


Рисунок 3.12 .а,б. Характер утворення ТП на поверхні тертя сталі 45 по контртілу - скло в середовищі ПЕГ-400 75 % : (а,б) в змінному струмі (графік сили струму №1- рис.3.7).- (в,г) в односпрямованому струмі (графік сили струму №2 –рис.3.7), збільшенні 90^x

присутні в полі зору мікроскопу, товщина яких в деяких місцях досягає 15...20 мкм. Дія змінного струму, постійно, в одному напівперіоді наносить іони цинку а за другим відриває іонну складову, що створює значний рельєф. Кількість залишку покриття буде залежати від електродного потенціалу, в даному досліді, від цинку по відношенню до матеріалу катода тобто сталі 45 з урахуванням складу електроліту.

При односторонньому напрямку дії струму на зону тертя, плівки відзначаються дрібнодисперсною поверхневою структурою і розташовуються по всьому полю тертя з подальшим стиранням і подрібненням (рисунок 3.12 в,г), характеристика струму показана на рисунку 3.7а.

З результатів досліджень можливо підсумувати, що дія односпрямованого струму на зону тертя започатковує ТП більш придатні для підняття опору зносу, так як тонкі плівки мають перевагу на всій ділянці тертя. Проте знижена сила струму провокує збільшення часу нанесення покриття але підвищує якість поверхневого шару за рахунок поступового формування поверхні в процесі тертя.

Висновки до 5 розділу

В даному розділі наведено аналіз системи та методу відновлення, аналіз розробки та аналіз обладнання для виконання технологічного процесу.

Розглянуто роботи які потрібно виконувати при огляді шасі на стоянці перед польотом звертаючи увагу на гідравлічну систему та роботи при виявленні недоліків та пошкоджень;

- роботи по відновленню виконуються при малому, середньому та капітальному ремонті;

- наведені способи ремонту стійки шасі.

Обговорено початкові данні для розробки технологічного процесу відновлення стійки шасі.

Дослідження процесів відновлювання сталевих деталей стійки шасі, на різних режимах за допомогою електролітичних технологій і випробування на зносостійкість проводили в електроліті ПЕГ-400.

Установка дозволяє досліджувати та візуально в динаміці спостерігати за процесами репарації зношування поверхонь тертя при електрохімічних технологіях нанесення покриттів.

РОЗДІЛ 4

ОХОРОНИ ПРАЦІ У ЦЕХАХ КІНЦЕВОГО СКЛАДАННЯ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

4.1. Загальні положення

Ці Правила поширюються на суб'єкти господарювання (далі - підприємства) незалежно від форми власності, які виконують роботи із складання, відпрацювання та випробування літальних апаратів і їх систем.

Правила є обов'язковими для працівників (у межах покладених на них завдань та функціональних обов'язків), які виконують роботи із складання, відпрацювання і випробування літальних апаратів та їх систем у цехах кінцевого складання і здійснюють проектування виробничих, адміністративних та побутових приміщень для цих цехів.

Правила встановлюють вимоги безпеки та санітарно-гігієнічні вимоги до облаштування робочих місць працівників у цехах кінцевого складання літальних апаратів, у яких виконуються роботи із складання, відпрацювання та випробування літальних апаратів і їх систем.

Правила містять вимоги з охорони праці до виробничих та допоміжних приміщень, організації та виконання технологічних процесів під час монтажу і випробування систем та кінцевого складання літальних апаратів.

Положення цих Правил роботодавець повинен урахувати при розробці інструкцій з охорони праці для професій та видів робіт з урахуванням конкретних умов підприємства.

4.2. Загальні вимоги

4.2.1. Цехи кінцевого складання літальних апаратів, що проектуються, будуються та перебувають на реконструкції, повинні відповідати вимогам цих Правил.

Порядок і терміни приведення діючих цехів у відповідність до цих Правил визначаються у кожному окремому випадку роботодавцем за погодженням із територіальними органами Держпромгірнагляду, Державного пожежного нагляду та санітарно-епідеміологічного нагляду.

4. 2.2. У разі відсутності в нормативно-правових актах з охорони праці вимог, які необхідно виконувати для забезпечення безпечних і нешкідливих умов праці на певних роботах, роботодавець зобов'язаний вжити погоджених з органами державного нагляду за охороною праці заходів, що забезпечать безпеку працівників. За наявності об'єктів, машин, механізмів, устаткування та робіт підвищеної небезпеки роботодавець повинен отримати дозвіл від органів державного нагляду за охороною праці на початок виконання робіт підвищеної небезпеки відповідно до Порядку видачі дозволів Державним комітетом з нагляду за охороною праці та його територіальними органами, затвердженого постановою Кабінету Міністрів України від 15.10.2003 N 1631 (1631-2003-п) (зі змінами) (далі - ДНАОП 0.00-4.05-2003).

4. 2.3. Роботодавцю не дозволяється давати вказівки працівникам на проведення робіт, що суперечать чинним нормативно-правовим актам з охорони праці.

4.2.4. Уведення в експлуатацію нових і реконструйованих цехів кінцевого складання літальних апаратів без дозволу органів Державного нагляду за охороною праці не дозволяється.

4.2.5. Машини, механізми, устаткування, транспортні засоби і технологічні процеси, що впроваджуються у виробництво, повинні відповідати вимогам нормативно-правових актів з охорони праці.

4. 2.6. Не дозволяється застосування у виробництві шкідливих речовин, на які не розроблені граничнодопустимі нормативи (концентрації), методика, засоби метрологічного контролю і які не пройшли токсикологічну експертизу.

4.2.7. У разі надходження до цеху нових небезпечних речовин або наявності такої їх кількості, яка вимагає вжиття додаткових заходів безпеки, роботодавець зобов'язаний повідомити про це органи державного нагляду за

охороною праці, розробити й узгодити з ними заходи щодо захисту здоров'я та життя працівників.

4. 2.8. При роботі зі складання, відпрацювання та випробування систем літальних апаратів у цехах кінцевого їх складання і при проектуванні виробничих та адміністративно-побутових приміщень для цих цехів необхідно дотримуватись вимог Правил пожежної безпеки України, затверджених наказом МНС України від 19.10.2004 N 126 (z1410-04), зареєстрованих у Мін'юсті України 04.11.2004 за N 1410/10009 (далі - НАПБ А.01.001-2004).

4.2.9. Заміна устаткування на інше, що має відмінні, ніж у того, що замінюється, виробничо-технічні характеристики (принцип дії, конструкцію, продуктивність, параметри технологічного процесу, розміри, масу тощо), або його перекомпонування, або зміна схеми об'язки виконуються за проектом, узгодженим зі службою охорони праці підприємства.

4. 2.10. У разі зміни технологічного процесу, заміни устаткування, виникнення аварійної ситуації, аварії або травмування працівників технологічні регламенти та інструкції, розпорядчі документи з охорони праці цеху необхідно переглянути і за необхідності унести до них зміни, затвердити у встановленому порядку до закінчення терміну їх дії.

4.2.11. Забезпечення пожежної безпеки покладається на керівників і уповноважених ними осіб згідно зі статтю 2 Закону України "Про пожежну безпеку" (3745-12). Відповідальність за порушення встановлених законодавством вимог пожежної безпеки регламентується Законом України "Про пожежну безпеку" та Законом України "Про внесення змін до деяких законодавчих актів України щодо посилення відповідальності за порушення встановлених законодавством вимог пожежної безпеки" (651/97-ВР).

4.3. Організація роботи з охорони праці

4.3.1. До виконання робіт, пов'язаних із складанням літальних апаратів, допускаються особи, які досягли 18 років. Ці особи підлягають попередньому та

періодичним медичним оглядам відповідно до вимог Положення про медичний огляд працівників певних категорій, затвердженого наказом МОЗ України від 31.03.94 N 45 (z0136-94), зареєстрованого в Мін'юсті України 21.06.94 за N 136/345 (ДНАОП 0.03-4.02-94) (зі змінами).

4.3.2. Працівники, зайняті на роботах з підвищеною небезпекою, що передбачені Переліком робіт з підвищеною небезпекою, затвердженим наказом Держнаглядохоронпраці від 26.01.2005 N 15 (z0232-05), зареєстрованим в Мін'юсті України 15.02.2005 за N 232/10512 (далі - НПАОП 0.00-4.12-2005), та Переліком робіт, де є потреба у професійному доборі, затвердженим наказом МОЗ України та Держнаглядохорон праці України від 23.09.94 N 263/121 (z0018-95), зареєстрованим в Мін'юсті України 25.01.95 за N 18/554 (ДНАОП 0.03-8.06-94) (зі змінами), повинні проходити попереднє спеціальне навчання і перевірку знань та один раз на рік перевірку знань відповідно до нормативно-правових актів з охорони праці.

4.3.3. Роботодавець відповідно до вимог Типового положення про порядок проведення навчання і перевірки знань з питань охорони праці, затвердженого наказом Держнаглядохоронпраці України від 26.01.2005 N 15 (z0231-05), зареєстрованого в Мін'юсті України 15.02.2005 за N 231/10511 НПАОП 0.00-4.12-2005), з урахуванням специфіки виробництва розробляє Положення про навчання з питань охорони праці, яке затверджується наказом і діє у межах підприємства.

Повторний інструктаж проводиться не рідше одного разу на три місяці. Інструкції з охорони праці на підприємстві повинні відповідати вимогам Положення про розробку інструкцій з охорони праці, затвердженого наказом Держнаглядохоронпраці України від 29.01.98 N9 (z0226-98, зареєстрованого в Мін'юсті України 07.04.98 за N 226/2666 (далі - ДНАОП 0.00-4.15-98).

4. 3.4. Для виконання робіт з підвищеною небезпекою роботодавець своїм наказом призначає відповідальних керівників за безпечне їх проведення.

4.3.5. На всі роботи, пов'язані зі складанням літальних апаратів, повинна бути розроблена технологічна документація та забезпечене її виконання.

Працівники забезпечуються засобами індивідуального захисту згідно з нормативно-правовими актами з охорони праці.

4.3.6. Посадові особи повинні до початку виконання своїх обов'язків та періодично один раз на три роки) проходити в установленому порядку навчання, а також перевірку знань з питань охорони праці відповідно до ДНАОП 0.00-4.12-05 (z0231-05, z0232-05).

4.3.7. Перелік робіт з підвищеною небезпекою, на які перед їх виконанням оформляється наряд-допуск, наведено у додатку 1.

Наряд-допуск затверджується керівником підприємства.

Наряд-допуск на виконання робіт підвищеної небезпеки видається на період, який необхідний для виконання даного обсягу робіт, але не більше ніж на 5 діб. При перерві в роботі більше ніж на добу наряд-допуск анулюється.

Оформлення нарядів-допусків на виконання робіт в електроустановках, газонебезпечних робіт, ведення вогневих робіт на вибухопожежонебезпечних та вибухонебезпечних об'єктах проводяться відповідно до Правил безпечної експлуатації електроустановок споживачів, затверджених наказом

Держнаглядохоронпраці України від 09.01.98 N4 (z0093-98), зареєстрованих у Мін'юсті України 10.02.98 за N 93/2533 (далі - ДНАОП 0.00-1.21-98), та відповідно до Інструкції з організації безпечного ведення вогневих робіт на вибухопожежонебезпечних та вибухонебезпечних об'єктах, затвердженої наказом Мінпраці України від 05.06.2001 N 255 (z0541-01), зареєстрованої в Мін'юсті України 23.06.2001 за N 541/5732 (далі - ДНАОП 0.00-5.12-2001).

Оформлення наряду-допуску на виконання робіт підвищеної небезпеки не здійснюється, якщо вони систематично виконуються працівниками згідно з технологічним процесом і з належною організацією їх безпечного виконання.

4.3.8. Видавати наряд-допуск мають право особи, призначені наказом керівника підприємства.

4. 3.9. Відповідальними за правильну організацію та безпечне ведення робіт є:

а) особа, яка видає наряд-допуск (віддає розпорядження);

- б) відповідальний керівник робіт;
- в) відповідальний виконавець робіт;
- г) особа, яка допускає до роботи.

4.3.10. Особа, яка допускає до виконання небезпечних робіт, є відповідальною за правильне та своєчасне відключення енергоносіїв на ділянці виконання небезпечних робіт та надає роз'яснення відповідальному виконавцю робіт щодо стану обладнання, комунікацій та ін.

4. 3.11. Наряд-допуск заповнюється у двох примірниках.

4. 3.12. Порядок видачі нарядів-допусків, їх реєстрації та зберігання визначається наказом по підприємству.

4.3.13. Наряди-допуски, що видаються на виконання робіт підвищеної небезпеки у вибухопожежонебезпечних приміщеннях на підприємстві, повинні погоджуватись з органами пожежного нагляду та доводитись до відома служби охорони праці в письмовому вигляді.

4.3.14. Керівник випробувань при кожному завданні на проведення пневматичних випробувань повинен ознайомити працівників незалежно від ступеня їх досвіду і навчання з особливостями даних випробувань, указати на небезпечні операції і місця під час цих випробувань і забезпечити безпечні умови праці при виконанні робіт.

4.4. Освітлення й електробезпека

4. 4.1. Природне та штучне освітлення у виробничих, допоміжних і побутових приміщеннях повинно відповідати вимогам санітарних норм і правил.

4. 4.2. Коефіцієнт природної освітленості для приміщень кінцевого складання літальних апаратів потрібно приймати: при боковому освітленні в середньому 1,0; при верхньому та боковому освітленні в середньому 3,0.

4.4.3. Вікна, розташовані із сонячного боку, повинні бути оснащені пристосуваннями, які забезпечували б захист від попадання прямих сонячних променів. Не дозволяється захищувати вікна та інші світлові прорізи стелажми, матеріалами, обладнанням.

4.4.4. Очищати віконне скло і ліхтарі необхідно залежно від ступеня забруднення, але не рідше двох разів на рік.

4.4.5. Штучне освітлення у виробничих приміщеннях і на робочих місцях залежить від характеру робіт, що виконуються, і повинне забезпечувати освітленість згідно з нормами СНиП II-4-79 відповідно до норм освітлення, наведених у таблиці:

№ з/п	Найменування приміщень, споруд	Площина нормування роботи	розряд	Освітлення лк	
1	Цех кінцевого складання ЛА	В -ЛА	IIIа	1500	200
2	Загальне освітлення цеху	Г - 0,8 м від підлоги	IIIа	-	400
3	Фарбувальна	Г - 0,8 м	IIIб	-	300
4	Випробувальні дільниці	Г - 0,8 м від підлоги	IIIа	-	400
5	Клейові роботи	Г - 0,8 м від підлоги	IIIа	-	400

| Примітки:

1. У таблиці норми освітлення наведені при застосуванні газорозрядних ламп.

2. Освітленість при застосуванні ламп розжарювання необхідно знижувати за шкалою освітленості:

- на один ступінь при системі загального освітлення для розрядів I-V і VII, а також при системі комбінованого освітлення, якщо нормативна освітленість становить 750 лк і більше;

- на два ступені при системі загального освітлення для розрядів VI і VII.

3. Нормативні значення освітленості в люксах, які відрізняються на один ступінь, слід приймати за шкалою 0,2; 0,3;

0,5; 1; 2; 3; 5; 7; 10; 20; 30; 50; 75; 100; 150; 200; 300; 400;
500; 600; 750; 1000...

4.6 Освітленість для системи комбінованого освітлення є сумою освітленості від загального і місцевого освітлення.

4.7. Загальне освітлення в приміщеннях мийки, консервації та розконсервації двигунів та гвинтів повинно бути не менше 300 лк.

4.8. При виконанні в приміщеннях робіт I-V розрядів освітленість проходів, проїздів та інших місць, де роботи не виконуються, повинна бути не менше 75 лк при газорозрядних лампах і не менше 30 лк - при лампах розжарювання.

5. Вимоги безпеки під час проведення складальних робіт

5.1. Загальні положення

5.1. Вимоги безпеки повинні викладатися у маршрутній карті (МК), карті технологічного процесу (КТП), карті типового (групового) технологічного процесу (КТТП), операційній карті (ОК), карті типової (групової) операції

(КТО), відомостях операцій (ВОП), карті ескізів (КЕ), технологічній інструкції (ТІ), відомостях оснащення (ВО), комплектувальній карті (КК) відповідно до вимог "Загальні правила відображені і оформлені вимогами безпеки праці в технологічній документації", затверджених постановою.

5.2. Усі монтажні роботи як на літальному апараті, так і на його окремих агрегатах, вузлах тощо, у цеху кінцевого складання літальних апаратів повинні проводитись на складальних стендах із застосуванням спеціального технологічного оснащення, що повинно бути виготовлене відповідно до діючих галузевих стандартів, авіаційних нормалей (АН) або на підставі креслень підприємства, погоджених зі службою охорони праці та затверджених у встановленому на підприємстві порядку.

5.3. Ручні машини (свердлильні, розсвердлювальні, шліфувальні тощо), які застосовуються під час виконання робіт на літальному апараті чи його окремих блоках, повинні відповідати вимогам ДНАОП 0.03-1.07-73 та ГОСТ 12.2.013.0-91.

5.4. Спеціальне технологічне оснащення по периметру фюзеляжу та площин літальних апаратів повинне бути розміщене відповідно до затверджених схем за видами робіт.

5.5. Контрольно-перевірні апаратура, оснащення та наземне технологічне обладнання повинні бути закріплені персонально за відповідними спеціалістами, які несуть відповідальність за їх збереження та справність.

5.6. Транспортування по цеху комплектуючих агрегатів літальних апаратів має здійснюватись за допомогою спецзасобів (транспортні візки), передбачених технологією. При цьому вантаж, що транспортується, повинен бути надійно закріплений. Під час буксирування агрегату не дозволяється робити різкі та круті повороти, ривки та раптові зупинки. Буксирування агрегату з однієї дільниці на іншу повинно виконуватись механізованим способом із використанням буксирувального пристрою, використовувати несправні засоби буксирування не дозволяється.

5.7. Під час переміщення літального апарата в технологічному потоці, коли має місце перерозподіл ваги відносно центру ваги, літальний апарат повинен бути завантажений страхувальним вантажем. Вага цього вантажу визначається в залежності від стану готовності літального апарата. Зона навколо вантажу для балансування.

5.8. Усі транспортні операції щодо переміщення важких та великогабаритних агрегатів повинні виконуватись під керівництвом спеціально призначених наказом по цеху осіб. Ці особи повинні забезпечувати безпечне пересування агрегатів у технологічному потоці відповідно до їх форм і розмірів.

Висновки по розділу охорона праці

Правила охорони праці є обов'язковими для працівників (у межах покладених на них завдань та функціональних обов'язків), що виконують роботи із складання, відпрацювання і випробовування ЛА та їх систем у цехах для закінчення їх складання.

До виконання робіт, зв'язаних з кінцевим складанням ЛА, мають допуск особи, які досягли 18 років. Особи які допущені до роботи збирання ЛА підлягають попередньому та періодичним медичним оглядам відповідно до вимог «Положення про медичний огляд працівників певних категорій, затвердженого наказом МОЗ»

При різних роботах які виконуються в цехах Природне та штучне освітлення у виробничих, допоміжних і побутових приміщеннях повинно відповідати вимогам санітарних норм і правил.

Транспортування комплектуючих агрегатів ЛА по цеху має здійснюватися за допомогою спецзасобів (транспортні візки), які передбачені технологічною необхідністю. При цьому вантаж, що транспортується, повинен бути надійно закріплений. Буксирування агрегату проводиться на малих швидкостях не дозволяється робити різкі та круті повороти, забороняються ривки та раптові зупинки.

РОЗДІЛ 5

ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

Майбутні розробки Шум. Шум в аеропорту – це екологічна проблема, яка привернула увагу до впливу аеродинамічного шуму від шасі. Довгострокова мета НАСА – обмежити небажаний шум літаків у межах кордонів аеропорту. Під час заходу на посадку шасі опускається на кілька миль від точки приземлення, і шасі є основним джерелом шуму планера, за яким йдуть розгорнуті пристрої підсвічування. При використанні двигунів з пониженою потужністю при заході на посадку необхідно зменшити шум планера, щоб знизити загальний рівень шуму літака. Додавання додаткових обтічників - це один із підходів до зниження шуму від шасі з більш довгостроковим підходом до усунення шуму при початковому проектуванні.

5.1. Аналіз впливу на навколишнє середовище

Одним з найактивніших джерел забруднення атмосфери є транспорт. Хоча сьогодні авіація істотно (приблизно в 15 раз) поступається автомобільному транспорту за кількістю що викидаються в повітря забруднюючих речовин, вона щодня впливає на екологію верхньої тропосфери і нижньої стратосфери. На відміну від інших видів транспорту авіація покриває величезні відстані, впливаючи на якість повітря в локальному, регіональному і глобальному відношенні. При цьому вплив авіації на атмосферу можна розділити 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.

Інтерес до забруднення повітря в аеропортах почав зростати з початку 1970-х років, коли різко активізувалися комерційні перевезення з використанням турбогвинтових літаків. Хімічне забруднення повітря в аеропортах представлено такими авіаційними емісіями як оксиди вуглецю (CO, CO₂), азоту (NO_x), сірки (SO_x), 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 [9]. Національні та міжнародні програми моніторингу якості повітря постійно вимагають від уповноважених авіаційних і урядових організацій проводити контроль якості повітря поблизу аеропортів. Особливу увагу також приділяється впливу авіації на навколишнє середовище, пов'язаного з якістю води, прибиранням відходів, споживанням енергії, і впливу на локальну екологію 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 [9]. 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 CH₄, 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 лінійних 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 твердотільних продуктів неповного згоряння палива, які грають роль ядер конденсації.

Особливу увагу серед продуктів спалювання авіаційного палива займають парникові гази, чії 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 сірки 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.[10]

Міжнародна організація цивільної авіації (ІКАО) на період до 2050 р прогнозує постійне зростання обсягу авіаперевезень. ця тенденція ілюструється даними щодо вдосконалення української авіації. З початку ХХІ 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, при енергосировинна - майже в 5 разів. Все це означає практично пропорційне збільшення негативного впливу на ОС від діяльності ЦА.

Екологічні проблеми на рубежі століть до певної міри виступали в якості стримуючих факторів розвитку ЦА в деяких країнах. Вони, зокрема, були використані для вирішення економічних і політичних питань в міжнародних відносинах. Так, в 1990-х рр. були введені обмеження польотів українських ПС в Європу по шуму, що в 2000-і рр. послужило однією з причин різкою заміни ПС вітчизняного виробництва на іноземні. У другій половині 2000-х років ситуація в міжнародній ЦА змінилася, тому в робочих документах Комітету ІКАО щодо захисту навколишнього середовища від впливу авіації CAEP-8 і в підсумкових документах 37-й асамблеї ІКАО (2010 р) визначено нові цілі, розширено коло

розглянутих міжнародною спільнотою проблем авіаекології . Змінилися пріоритети діяльності ІКАО з охорони ОС від забруднення.

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

На даний момент проблема утилізації компонентів літальних апаратів, які відпрацювали свій ресурс, є однією з найважливіших для всієї аерокосмічної галузі. З кожним роком все більша кількість аерокосмічної техніки (АКТ) накопичується на різних майданчиках, займаючи великі площі. Тому питання її утилізації стає все актуальнішою.

Як і будь-який технологічний процес, утилізація повинна бути строго регламентована. Однак АКТ - це досить складна техніка, яка складається з великої кількості різних елементів, не всі з яких прості в утилізації. Це обумовлено в основному різноманітністю застосовуваних матеріалів і складністю конструкції різних вузлів. Крім того, важливо домогтися не тільки виконання безпосередньо утилізації, а ще й по можливості отримати вторинні матеріали, які можуть бути використані для різних цілей.

Нормативно-технічна база в технологічних процесах утилізації. Вимоги, що пред'являються до процесів утилізації, залежать від матеріалів, які підлягають утилізації. В основному, в області авіаракетобудування існують такі види утилізованих матеріалів:

- 1) складаються з алюмінієвих сплавів;
- 2) складаються з титанових сплавів;
- 3) складаються з композиційних матеріалів .

Велике утруднення викликає той факт, що елементи і вузли літальних апаратів складаються з різних матеріалів. Це ускладнює процес утилізації, т. К. До безпосередньої утилізації необхідно проводити розбирання даних вузлів, що збільшує час проведення процесу утилізації. Однак при цьому виникає можливість добути деякі корисні матеріали, такі як рідкісні метали, золото, срібло і т. д., які у великій кількості присутні в деталях літальних апаратів .

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.

Окремих нормативних документів, що регламентують процес утилізації виробів з алюмінієвих сплавів, застосовуваних безпосередньо в авіакосмічній галузі, які не знайдено, що говорить про те, що дані вироби утилізуються як звичайні вироби з алюмінію і його сплавів.

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 [11] 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, фурану).

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

Існує велика кількість літературних джерел, які описують різні процеси утилізації елементів літальних апаратів, виготовлених з композиційних матеріалів. Однак їх аналіз, зокрема, [12] 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 [13] говориться про те, що необхідно розробляти і актуалізувати нормативну документацію щодо композиційних матеріалів. Так, наприклад, комплексний стандарт по процесам утилізації та переробки полімерних композитів і виробів з них, який буде введений в дію в 2016-2017 р.р. [14].

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. Якщо заклепка виготовлена з композитного матеріалу то її 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 визначенні ступеня відповідності виробу вимогам безпеки персоналу при його утилізації, ступеня 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 $Z(t)_{\text{утил.}}$, 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)

$$U_{утил} = Z(t)_{утил.і} / P(t)_{утил.баз},$$

Вище приведена формула оцінки утилізації відходів. Я б хотів прорахувати реальні залишки такого виробництва, але , нажаль , дані є конфіденційними, і можу тільки залишити формулу для ознайомлення.

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 зростаючого повітряного трафіку, 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 повітряного транспорту на навколишнє середовище, очевидна. авіаційній галузі, що сприяють зниженню екологічного навантаження повітряного транспорту на навколишнє середовище, очевидна.

На початку ХХІ 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, що нормує викид парникових газів при авіаперевезеннях;
- 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 екологічно більш вчинені літаки нових поколінь.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

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

2. Розроблено аванпроект необхідних параметрів складових деталей до літаків місцевих повітряних ліній з дальністю польоту до 2100 км.

3. Отримані основні геометричні параметри основних частин проектованого літака для місцевих 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 є не вирішеною.

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

8. Установлено, що наявність тріщин, які виникають під час відриву заклепок не призводить до руйнування елементів обшивки літака після 1000 циклів навантаження.

9. Показано, що тріщини які утворились на кінцях отворів під заклепки не створюють концентраторів напружень, напруження на кінцях таких тріщин не перевищує 1 МПа. 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. Запобіганням попередженню захворюванням при роботі на ділянці 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. 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.Визначені 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 екологічно більш вчинені літаки нових поколінь.

Список бібліографічних посилань використаних джерел

1. Гаража В.В. Конструкция самолетов. Учебник, Киев, КМУГА, 1998, 565 с.
2. Конструкция и прочность самолетов и вертолетов. Учебник. Под ред. К.Д. Миртова, Ж.С. Черненко. – 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. 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. ДНАОП 0.00-4.15-98
7. 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.
8. ICAO Aircraft engine emission Databank. November 2016.
<https://www.easa.europa.eu/document-library/icao-aircraft-engine-emissions-databank>
9. Охрана окружающей среды. Том 1. Авиационный шум: Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. ИКАО, Издание 3, июль 2008 г.
10. Офіційний сайт ІКАО. [Електронний ресурс]. – Режим доступу:
<https://www.icao.int/Pages/default.aspx>
11. ДСТУ 3211:2009/ГОСТ 1639-2009. Брухт та відходи кольорових металів та сплавів [Текст]. — К.: Держстандарт України, 2011. — 76 с.
12. 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>
13. 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

14. Голего Н.Л. Некоторые особенности изнашивания металлов в условиях виброперемещений / Н.Л. Голего, А.Я. Алябьев, А.В. Милецкий // Проблемы трения и изнашивания. – 1987. – Вып. 32. – С. 24-28.

15. 539- Waterhouse R.B. Fretting wear // Wear. – 1984. – V. 100. – P. 107-118.

16. Амплитудная зависимость фреттинг-износа в связи со структурным состоянием стали / В.В. Шевеля, Г.С. Калда, В.П. Олександренко, И.В. Шевеля // Вимірювальна та обчислювальна техніка в технологічних процесах. – 2001.– №1. – С. 29-33.