

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

Факультет літакобудування

Кафедра технології виробництва літальних апаратів

Пояснювальна записка

ДО дипломної роботи
(тип кваліфікаційної роботи)
магістра
(освітній ступінь)

на тему «Технології для складання відсіку Ф1 пасажирського літака типу
АН-140 та засобів технологічного оснащення»

XAI.104.163.23O.134.2582563 ПЗ

Виконав: здобувач(ка) 2 курсу групи № 163
Галузь знань 13 «Механічна інженерія»
(код та найменування)

Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-
космічна техніка»
(код та найменування)

Освітня програма «Технології виробництва та
ремонті літальних апаратів»
(найменування)

Попов В'ячеслав Олександрович

(прізвище та ініціали здобувача (ки))

Керівник: Катерина МАЙОРОВА
(ім'я та прізвище)

Рецензент: Юрій ЧОРНИЙ
(ім'я та прізвище)

Харків – 2024

Міністерство освіти і науки України
Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

Факультет _____ літакобудування _____

Кафедра _____ технології виробництва літальних апаратів _____

Рівень вищої освіти _____ другий (магістерський) _____

Галузь знань _____ 13 «Механічна інженерія» _____
(код та найменування)

Спеціальність _____ 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» _____
(код та найменування)

Освітня програма _____ «Технології виробництва та ремонту літальних апаратів» _____
(найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Катерина МАЙОРОВА _____
(підпис) (ім'я та прізвище)

«_____» _____ 20__ р.

**ЗАВДАННЯ
НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ**

_____ Попов В'ячеслав Олександрович _____

(прізвище, ім'я та по батькові)

1. Тема кваліфікаційної роботи _____ «Технології для складання відсіку Ф-11
пасажирського літака типу Ан-140 та засобів технологічного оснащення» _____
керівник кваліфікаційної роботи _____ Майорова Катерина Володимирівна, к.т.н., _____
доцент _____

(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом Університету № 2036-уч від « 23 » 11 2023 року

2. Термін подання здобувачем кваліфікаційної роботи _____ 16 січня 2024 р. _____

3. Вихідні дані до роботи _____ Графік виконання кваліфікаційної роботи; державні
та галузеві стандарти; креслення базової конструкції відсіку Ф-1 літака Ан-140
та оснащення.

4. Зміст пояснювальної записки (перелік завдань, які потрібно розв'язати)
Виконати конструктивно-технологічний аналіз конструкції пасажирського
літака і корпусу гідравлічного приводу насосних агрегатів літака, розробку
технології виготовлення корпусу, економічні розрахунки та аналіз.

5. Перелік графічного матеріалу _____ Складальне креслення носової частини
фюзеляжу Ф-1 літака типу Ан-140, схема складання, складальне креслення
технологічного оснащення; робочі креслення.

6. Консультанти розділів кваліфікаційної роботи

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
Конструкторський розділ	Трубаєв С.В., зав. каф.103	20.11.2023	15.01.2024
Технологічний розділ	Майорова К.В., зав. каф.104	20.11.2023	15.01.2024
Економічний розділ	Майорова К.В., зав. каф.104	20.11.2023	15.01.2024
Спеціальний розділ	Майорова К.В., зав. каф.104	20.11.2023	15.01.2024

Нормоконтроль _____ « ____ » _____ 20__ р.
(підпис) (ім'я та прізвище)

7. Дата видачі завдання « ____ » _____ 20__ р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів кваліфікаційної роботи	Примітка
1	Конструкторський розділ	15.01.2024	
2	Технологічний розділ	15.01.2024	
3	Економічний розділ	15.01.2024	
4	Спеціальний розділ	15.01.2024	

Здобувач

(підпис)Попов В.О.

(прізвище та ініціали)

Керівник кваліфікаційної роботи

(підпис)Катерина МАЙОРОВА

(ім'я та прізвище)

Зміст

Реферат	8
Вступ.....	9
1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ.....	10
1.1 Конструктивно-технологічний аналіз конструкції носової частини фюзеляжу пасажирського літака Ан-140	11
1.1.1 Опис конструкції пасажирського літака	11
1.1.2 Технологічні особливості конструкції пасажирського літака	12
1.1.3 Конструктивно-технологічний аналіз конструкції носової частини фюзеляжу пасажирського літака Ан - 140	13
1.2 Розробка поліпшеної конструкції носової частини фюзеляжу пасажирського літака і обґрунтування рішення розрахунками	14
1.2.1 Технічний опис базового варіанту конструкції задньої бічної панелі.....	14
1.2.2 Визначення діючих навантажень на панель фюзеляжу літака Ан - 140.....	16
1.2.3 Опис модифікованої панелі фюзеляжу літака АН-140 з застосуванням слоїстих конструкцій.....	20
1.2.4 Розрахунок модифікованої панелі на міцність.....	23
1.2.5 Ваговий аналіз варіантів панелей	29
1.3 Технічні умови на виготовлення носової частини фюзеляжу пасажирського літака.....	29
1.4 Оцінка технологічності складання носової частини фюзеляжу пасажирського літака.....	30
1.5 Висновки	32
2 ТЕХНОЛОГІЧНИЙ РОЗДІЛ.....	33
2.1 Аналіз існуючого виробництва, технологічні заходи щодо підвищення якості виробу і ефективності виробництва	34
2.2 Конструктивно-технологічне членування носової частини фюзеляжу	36
2.3 Схема складання і маршрутний (збільшений) технологічний процес. Обґрунтування методу складання та необхідної номенклатури складальних пристосувань для носової частини фюзеляжу і підзбірок, що входять	38
2.4 Розробка схеми ув'язування заготівельної і складальної оснастки і розрахунок точності складання	41
2.4.1 Розрахунки первинних допусків на бічну частину шпангоута для двох варіантів складання	43
2.4.2 Розрахунок точності складання бічної частини шпангоута для двох варіантів складання і ув'язки, порівняння з допуском на бічну частину шпангоута.....	44
2.5 Розробка і нормування маршрутно-операційного технологічного процесу складання носової частини фюзеляжу	47
2.6 Обґрунтування засобів ведення складального процесу	47

Технічні умови на постачання підборок носової частини фюзеляжу	48
2.7 Розробка операційного технологічного процесу для складання низинки носової частини фюзеляжу	49
2.8 Розробка схеми базування складових частин носової частини фюзеляжу.....	50
2.9 Технічні умови на проектування і конструкція пристрою складання носової частини фюзеляжу	51
2.9.1 Технічні умови на проектування пристрою складання носової частини фюзеляжу.....	51
2.9.2 Конструкція стапеля складання носової частини фюзеляжу	52
Монтаж стапеля складання носової частини фюзеляжу	53
2.10 Конструкція калібру вузлів навішування шасі.....	54
2.11 Схема засобу механізації	54
2.12 Уточнення типу виробництва.....	55
2.13 Вибір організаційної форми складання носової частини фюзеляжу	55
2.14 Розробка циклового графіка складання носової частини фюзеляжу	56
3 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ	58
3.1 Техніко-економічні показники цеху, що проектується	59
3.1.1 Визначення витрат на зарплатню робітників виробництва	60
3.1.2 Визначення витрат на зарплатню допоміжних робітників	61
3.1.3 Розрахунок площ і обсягу цеху.....	62
3.1.4 Розрахунок вартості основних фондів цеху.....	62
3.2 Визначення собівартості продукції у відповідності з виробничою програмою .	63
3.2.1 Основні складові собівартості продукції	63
3.3 Висновки	64
4. СПЕЦІАЛЬНИЙ РОЗДІЛ	65
Вступ.....	66
4.1 Порівняльний аналіз відомих фінішних методів обробки деталей.....	67
4.2 Аналіз перспективних фінішних методів, що допускають групову обробку деталей	71
4.3 Конвергенційна технологія фінішного оброблення авіаційних деталей	73
4.4 Висновки	80
Висновки.....	82
Список використаної літератури	83
ДОДАТКИ.....	87

Реферат

Пояснювальна записка до кваліфікованої роботи магістра (КРМ) містить наступне: розділів – 4; рисунків – 28; таблиць – 6; додатків – 1; сторінок – 87.

Конструкторський розділ КРМ містить конструкторські розрахунки проектування відсіку Ф-1 пасажирського літака типу Ан-140, наведено розроблену конструкцію бічної верхньої панелі з модифікацією шляхом заміни конструкції на тришарову композитну.

Технологічний розділ містить конструктивно-технологічний аналіз носової частини та розроблений варіант технології її виготовлення зі складальною оснасткою, розглянуті організація процесу складання.

В економічному розділі проведені економічні розрахунки щодо визначення витрат на основні матеріали, покупні вироби і зворотні відходи. Розраховані витрати на заробітну плату працівників, витрати на управління цехом і техніко-економічні показники цеху.

У спеціальному розділі розглянуто особливості фінішного оброблення крайок авіаційних деталей.

Вступ

Турбогвинтовий регіональний літак Ан-140 розроблений авіаційним науково-технічним комплексом ім. О.К. Антонова (ДП "Антонов", Україна) у середині 1990-х рр. для заміни флоту авіалайнерів Ан-24 і Як-40, чії льотно-технічні та економічні характеристики перестали відповідати сучасним вимогам [1].

Етапи розробки літака Ан-140: 1993 - початок розробки в АНТК "Антонов" нового регіонального літака. 1997, 17 вересня - перший політ дослідного зразка літака Ан-140. 1999 рік, 11 жовтня – перший зліт серійного літака Ан-140 виробництва Харківського державного авіаційного виробничого підприємства (ХДАВП) [1].

У 2000 році за підсумками тестової експлуатації конструкцію літака було доопрацьовано - подовжено крило та збільшено дальність польоту. Нова модифікація одержала назву Ан-140-100. Видано Сертифікат Авіаційного реєстру Міждержавного авіаційного комітету (АР МАК) схвалення виробництва літака Ан-140 на ХДАВП та Сертифікати типу на літак Ан-140100 АР МАК та Державним департаментом авіаційного транспорту України. 2001 рік - початок серійного випуску літака Ан-140 на ХДАВП і регулярної експлуатації. 2002 рік – перші серійні Ан-140-100 вийшли на повітряні лінії [1].

В даний час літак виробляється в Україні, Росії та Ірані (де він отримав назву Іран-140) і експлуатується рядом авіакомпаній цих країн. Літак може виготовлятися двох типів: Ан-140 та Ан-140100 (з подовженим крилом) [1].

1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1 Конструктивно-технологічний аналіз конструкції носової частини фюзеляжу пасажирського літака Ан-140

1.1.1 Опис конструкції пасажирського літака

Пасажирський літак, прототип Ан-140, призначений для перевезення від 40 до 52 пасажирів на місцевих авіалініях протяжністю від 2000 до 2500 км [2].

Фюзеляж літака типу Ан-140 виконаний за напівмонококовою конструкцією і складається з працюючої обшивки, підкріпленої поперечним і поздовжнім силовим набором. Працююча обшивка є безперервною опорою для цього силового набору, забезпечує не тільки створення аеродинамічної форми, що зручно обтікає, але і сприймає всі види навантажень, які діють на фюзеляж. Поперечний силовий набір складається з нормальних, силових та посилених шпангоутів. Нормальні шпангоути забезпечують утворення форм поперечних перерізів фюзеляжу та є опорою для поздовжнього силового набору та обшивки. Силкові шпангоути забезпечують передачу зосереджених сил (від вузлів кріплення крила, оперення тощо) на діючу обшивку у вигляді розподілених зусиль. Посилені шпангоути окантовують вирізи в панелях обшивки під двері та люки. Поздовжній силовий набір – стрінгери та балки (посилені стрінгери). Фюзеляж довжиною 21,57 м у поперечному перерізі має круглу форму з діаметром міделя 2,82 м. Мідель (міделевий переріз) – це найбільший за площею поперечний переріз тіла, що рухається у повітрі. Фюзеляж має три технологічні роз'єми, які умовно ділять його на носову, середню, хвостову частини та законцювання. У фюзеляжі літака знаходяться кабіна екіпажу, пасажирська кабіна, що включає пасажирський салон та службові приміщення (побутовий та багажно-вантажний відсіки), відсік допоміжної силової установки (ДСУ). Під підлогою фюзеляжу розміщені багажновантажний та технічний відсіки, відсіки передньої та основних опор шасі (рис. 1). Частина фюзеляжу літака, де знаходяться люди, виконана герметичною. Ця зона обмежена шпангоутами №1...38. Кабіна екіпажу розташована між шпангоутами №1...7 [1].

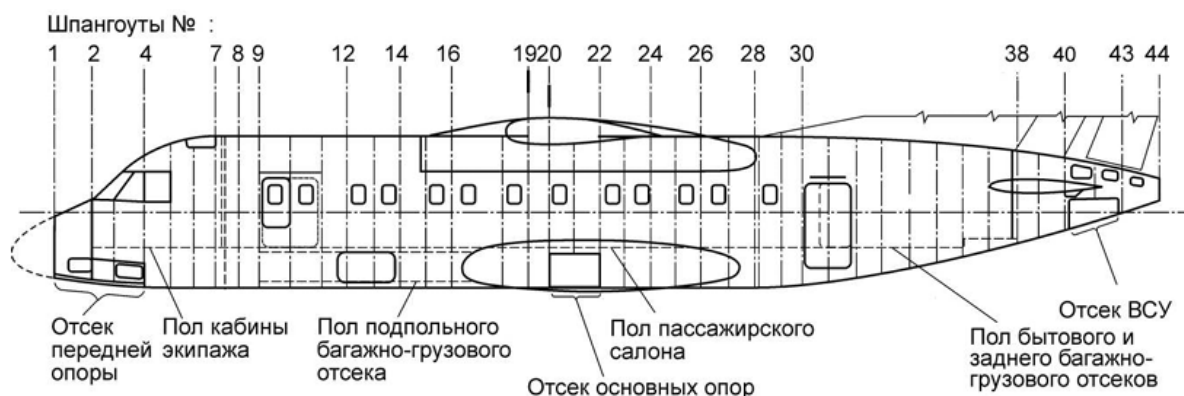


Рис. 1.1. Схема фюзеляжу літака Ан-140 [1].

В якості силових установок використано два турбогвинтових двигуни ТВЗ-117МА-Сб2, що забезпечує необхідні тактико-технічні вимоги, а також роботу і функціонування всіх систем літака. На літаку встановлено радіозв'язкове та радіонавігаційне обладнання для польотів вдень, вночі та в складних метеоумовах.

Планер являє собою суцільнометалевий моноплан з високо розташованим крилом, однокільовим вертикальним оперенням. Горизонтальне оперення розташоване в хвостовій частині фюзеляжу. Крило літака – високо розташоване вільнонесуче малої стрілоподібності. За конструктивно-силовою схемою крило кесонної конструкції кріпиться до фюзеляжа за допомогою спеціальних вузлів. Горизонтальне і вертикальне оперення – це суцільнометалеві, агрегати лонжеронної конструкції.

1.1.2 Технологічні особливості конструкції пасажирського літака

Конструкція літака за своїми конструктивно-технологічними особливостями володіє високою спадковістю по відношенню до конструкції літаків Ан-24, Ан-72, Ан-74.

Основна номенклатура матеріалів, напівфабрикатів, які застосовуються в конструкції планера і систем, є традиційною і освоєною авіапромисловістю.

Основні матеріали, що застосовуються на фюзеляжі:

- обшивка – 1163АТВ и 1163АКВ, Д16Т, Д16чАМВ, D16АТМ;
- типові стрингери – D16чТ;
- силові шпангоути, кронштейни – 1933ТЗ;
- підкладні листи в місцях вирізів – 1163АМВ, 1163АТ.

Максимальні габарити заготовок обшивок одинарної і подвійної кривизни не більше 1800х7000 мм.

Типова довжина заготовок для стрингерів не більше 7000 мм.

Конструктивно-технологічне рішення, що впливає на технологію виготовлення фюзеляжу:

- застосування класних металевих конструкцій автоклавного склеювання (підсилюючі листові підкладки в місцях вирізів під люки, вікна, двері і т.д.) з використанням клею ВК-51А горячого затвердіння;
- клеєклепані поздовжні і поперечні стики на клею ВК-27 (по підслою ВК-25);
- застосування заклепок підвищеного ресурсу герметичності зі зменшеною висотою заставної головки для панелі фюзеляжу;
- застосування в зоні підвищених акустичних навантажень слоїстих клейових обшивок з товщиною пакету 2-2,5 мм;
- оптимальне для даного класу машин застосування на фюзеляжі КМ (обтічники шасі, РЛС і ХЧ, панелі пасажирського салону і багажного відсіку);

– взаємозамінність стекол ліхтаря кабіни екіпажу, що електрично обігріваються зі склом літаків Ан-74, Ан-72;

– розташування основних опор шасі на фюзеляжі.

В якості герметизуючих матеріалів і матеріалів антикорозійного захисту в конструкції фюзеляжу застосовані герметики УЗО МЕМ-5М, ВІТЕФ-1НГ, наповнювачі ВЗ-27М, ґрунти ЕП-021Ч і ЕП-0215, емаль ЕП-140, протикорозійні засоби НГ-222, що дозволяє застосувати традиційну технологію та існуючі засоби механізації.

Кермо на пряму і висоти – змішаної конструкції (металевий каркас, обшивка з ПКМ) і у виробництві потребують освоєння окремих технологій.

В конструкції шасі застосовані матеріали, технологію яких освоєно промисловістю – сталь 30ХГСНМА-ВД; титанові сплави ВТ-22, ВТ-16, алюмінієвий сплав 1933ТЗ.

Для серійного виробництва літаків нове технологічне обладнання не буде потрібне.

З традиційного високопродуктивного обладнання, в тому числі з ЧПУ, за основними видами виробництва буде задіяно:

– по механічній обробці: ПФП-5С, ФП-7, ФП-17, МА-855, МА-655С;

– по поверхневому зміцненню: ДОК-1, ВУД-1000, пристрої по місцевому пневмодинамічному зміцненню типу ПДН;

– по заготівельно-штампувальному виробництву: РО-3М, ОП-3, БДУ-2М, КГЛ-1, QRD-600, ПГР-7, ПГР-6, РФП-2, РЧЕ-250 і так далі;

– по агрегатно-складальному виробництву: клепальний прес КП-204М, сверлильно-клепальний автомат АК-5,5-2,4, АК-2,2-0,5;

– ручний механізований інструмент типу СМ, РМ, КМП, МП і т.д.

Для виготовлення слоїстих конструкцій і конструкцій із ПКМ необхідно на серійному підприємстві мати електричний автоклав типу АЭ-2х8. З метою забезпечення широко оперованого серійного виробництва літака на підприємствах України стик крила з центропланом часто виконують фітингове, з'єднання кіля і стабілізатора з фюзеляжем також фітингове.

1.1.3 Конструктивно-технологічний аналіз конструкції носової частини фюзеляжу пасажирського літака Ан - 140

У носовій частині фюзеляжу розташовані обтічник, виконаний з радіопрозорого матеріалу, що прикриває станцію радіолокації, кабіна пілотів, під якою знаходиться ніша передньої опори шасі, що закривається двома великими і двома малими стулками тришарової конструкції з стільниковим заповнювачем і обшивкою з композиційних матеріалів. Внизу є відсік для обладнання з люком на обшивці. Виходячи з технологічних міркувань носова частина фюзеляжу збирається з верхньої та нижньої частин. У верхній частині розміщені кабіна пілотів, заклений ліхтар та верхній аварійний люк.

Нижня частина включає підлогу кабіни пілотів, нішу передньої опори шасі та відсік для обладнання. Ліхтар кабіни пілотів встановлений між шпангоутами № 2 ... 5 і являє собою ферму, зварену зі сталевих фрезерованих і штампованих з листів профілів, з'єднаних між собою накладками. Скління ліхтаря виконано двома типами скла (рис. 1.2).



Рис. 1.2. Лобове скло носової частини фюзеляжу Ан-140 [1].

Лобове скло складається з двох силікатних птахостійких стекол товщиною 15 мм з вклеєним між ними прозорим плівковим обігрівачем і покривного скла товщиною 5 мм. Скло вмонтовано у ферму зовні з метою сприйняття аеродинамічних навантажень повітряного потоку, що набігає. Скло зсувних кватирок лівого та правого пілотів та задні скла виконані з органічного скла АТ-120, яке встановлюється у ліхтар зсередини – тим самим забезпечується щільне прилягання скла до ферми від дії надлишкового тиску в герметичній кабіні екіпажу. У нижній частині фюзеляжу між шпангоутами № 1 і 4 розташовані поздовжні клепані балки, що утворюють бічні стінки відсіку передньої опори шасі, а в нижній частині шпангоуту № 4 осі літака встановлений замок, що утримує передню опору шасі у випущеному положенні. Навантаження із замку передається на обшивку фюзеляжу за допомогою балок, розташованих уздовж стрінгера №1 між шпангоутами №4...6.

1.2 Розробка поліпшеної конструкції носової частини фюзеляжу пасажирського літака і обґрунтування рішення розрахунками

У даній роботі поліпшення конструкції носової частини фюзеляжу направлено на зменшення маси, за рахунок застосування тришарової панелі замість збірної.

1.2.1 Технічний опис базового варіанту конструкції задньої бічної панелі

Верхня бічна панель (рисунок 1.1) збірного типу розробляється для носової частини фюзеляжу літака. Панель складається з обшивки подвійної

кривизни, стрингерів Z-образного перетину, ободів шпангоутів, книц, кутників.

Базова панель Ф1 літака АН - 140 представлена на рисунку 1.3, а на рисунку 1.4 представлено стик базових панелей.

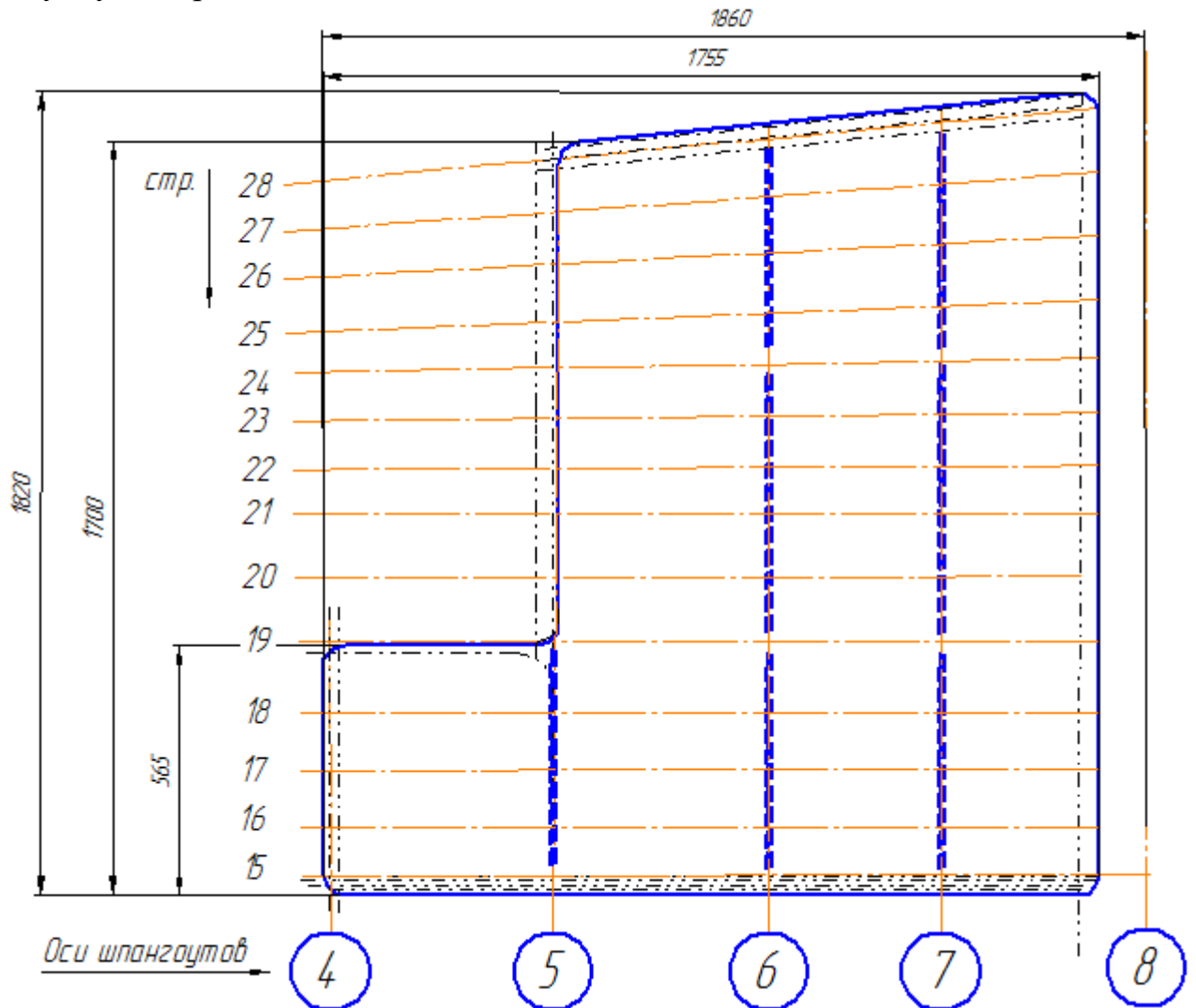


Рис. 1.3. Базова панель

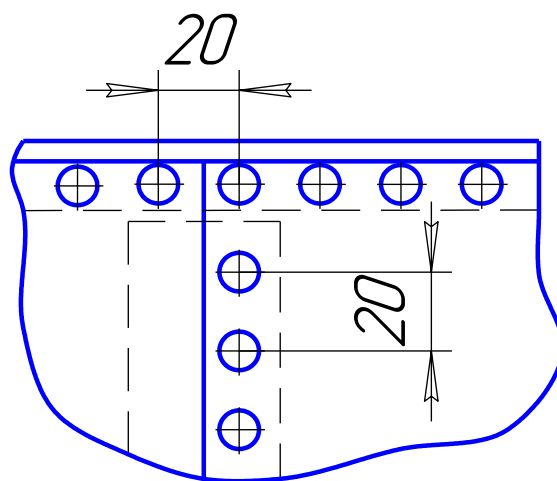


Рис. 1.4. Стик панелей

Панелі носової частини подвійної кривизни з'єднані між собою по поздовжнім стикам стрінгерами 28,28а. Поздовжні стики панелей виконані «внахлест». Поперечний технологічний стик по шпангоуту 4 виконано «встик» на накладній панелі.

Як по подовжніх, так і по поперечним стикам панелей клепаання виконано на клеї ВК-51А заклепками АНЧ-300, АНЧ-301. Зазори по поперечним стикам 4 ± 2 мм заповнюються герметиком ВІТЭФ-1НТ.

Широке панелірування Ф1 дозволяє використовувати передові методи складання з використанням базових отворів (БО). У кожній секції всіх обводів шпангоутів передбачено по 2-3 БО.

Ліхтар являє собою зварену конструкцію зі сталевих (СР1-2А) профілів.

Всі панелі збірні, стрінгерного типу виконані з листа 1163 АТВ завтовшки 2мм з привареними точковою електрозваркою (ТЕЗ) стрінгерами кутового перетину.

Пояси шпангоутів Z-образного перетину виконані з Д16Т. Кріплення секцій обводів здійснюється за допомогою клепааних з'єднань.

Нижній відсік носової частини складається з підлоги пілотів з нішею шасі, шпангоута 1, низинок шпангоутів від 2 до 7 і нижніх панелей. Обшивка панелей виконана з листа 1163 АТВ завтовшки 2мм, підлога пілотів – Д16Т завтовшки 2,5мм з приклепаними стрінгерами кутового перетину.

Застосування клеєклепааних з'єднань покращує вібростійкість і ресурс літака.

Панель розташована між шпангоутами 4 і 8.

1.2.2 Визначення діючих навантажень на панель фюзеляжу літака Ан - 140

Для перевірки на міцність модифікованої панелі необхідно знати величини навантажень, що діють в зоні розташування панелі.

Визначення навантажень буде проводитися для розрахункового випадку А – криволінійний політ на малих позитивних кутах атаки $\alpha = +4 \dots +6^\circ$. У польоті на фюзеляж діють наступні види навантажень:

- сили від прикріплених до фюзеляжу частин літака (крил, оперення, шасі, силової установки);
- сили тяжіння агрегатів обладнання та вантажів, розташованих у фюзеляжі;
- сили тяжіння власної конструкції;
- аеродинамічні сили, розподілені на поверхні фюзеляжу (вони майже не впливають на загальну міцність конструкції, але можуть чинити істотний вплив на місцеву міцність і бути розрахунковими для окремих частин фюзеляжу);
- сили надлишкового тиску в герметичних кабінах.

Основними навантаженнями є масові навантаження і аеродинамічні сили. Отже, розрахунок проводимо виходячи з цих сил.

$$n = n_e \cdot f \quad (1.1)$$

де n – розрахункове перевантаження;

n_e – експлуатаційне перевантаження;

f – коефіцієнт безпеки;

Задамо $n_e=3$ і $f=1,5$ тоді

$$n=3 \cdot 1,5=4,5.$$

Значення розподіленого навантаження від маси елементів конструкції фюзеляжу q_ϕ можна наближено представити у вигляді виразу:

$$q_\phi = m_\phi \cdot g \cdot H_\phi \cdot n^p / S_{\text{бок}}, \quad (1.2)$$

де m_ϕ - маса фюзеляжу,

H_ϕ - висота фюзеляжу,

n^p - розрахункове перевантаження в ЦМС для випадку A^1 ;

$S_{\text{бок}}$ - площа бокової проекції фюзеляжу.

Тоді:

$$q_\phi = \frac{2150 \cdot 9,8 \cdot 2,82 \cdot 3}{60} = 3400 (H / m)$$

Епюра q_ϕ зображена на рисунку 1.3.

Внаслідок малого значення q_ϕ в подальших розрахунках це навантаження не враховується.

Фюзеляж працює як балка на зріз і вигин в двох площинах і на кручення.

Осьові сили уздовж осі x , що навантажують фюзеляж, як правило, не дуже великі. Вони можуть бути враховані в розрахунках на міцність.

Визначимо навантаження від вантажів, що знаходяться в передньому, середньому і задньому відсіках фюзеляжу:

$$P_i = m_i g n \quad (1.3)$$

де m – маса вантажу, ($m_1=500$ кг, $m_2=5000$ кг, $m_3=1000$ кг)

Тоді, $P_1 = 500 \cdot 9,8 \cdot 4,5 = 22,05$ (кН),

$P_2 = 5000 \cdot 9,8 \cdot 4,5 = 220,5$ (кН),

$P_3 = 1000 \cdot 9,8 \cdot 4,5 = 44,1$ (кН).

Реакції опор кріплення кіля на фюзеляж за даними ХГАПП $R_1'=3000$ Н, $R_2'=6000$ Н.

Знайдемо реакції R_1 і R_2 опори кріплення крила на фюзеляж (див. рисунок 1.2):

$$\sum M_{R_2} = 0$$

$$P_1 \cdot 5,6 - P_2 \cdot 0,6 - R_1 \cdot 1,4 - P_3 \cdot 6,6 + R_1' \cdot 9,6 - R_2' \cdot 11,4 = 0$$

$$R_1 = (P_1 \cdot 5,6 - P_2 \cdot 0,6 - P_3 \cdot 6,6 + R_1' \cdot 9,6 - R_2' \cdot 11,4) / 1,4 = -242468 \text{ (H)}$$

$$\sum M_{R_1} = 0$$

$$P_1 \cdot 7 - R_2 \cdot 1,4 + P_2 \cdot 0,8 - P_3 \cdot 5,2 + R_1' \cdot 8,2 - R_2' \cdot 10 = 0$$

$$R_2 = (P_1 \cdot 7 + P_2 \cdot 0,8 - P_3 \cdot 5,2 + R_1' \cdot 10) / 1,4 = 47164 \text{ (H)}$$

Перевірка: $\sum P_y = 0$

$$P_1 - R_2 + P + R_1 + P_3 - R_1' + R_2' = 0$$

$$22050 - 47164 + 220500 - 242468 + 44100 - 3000 + 6000 = 0$$

$$0 = 0$$

Розрахуємо значення Q і $M_{изг}$ по ділянках для побудови епюр:

$$M_1 = 0$$

$$M_2 = -P_1 \cdot X \Big|_0^{5,6} = 0 \Big|_{x=5,6} = -123480 \text{ (H}\cdot\text{м)}$$

$$M_3 = -P(5,6+x) + R \cdot x \Big|_{x=0} = -123480 \Big|_{x=0,6} = -108411,6 \text{ (H}\cdot\text{м)}$$

$$M_4 = -P_1(5,6+0,6+x) - R_1 \cdot (3+x) - P_2 \cdot x \Big|_{x=0} = -108411,6 \Big|_{x=0,8} = -264720 \text{ (H}\cdot\text{м)}$$

$$M_5 = -R_2(4,8+x) - R_1' \cdot (3+x) - P_3 \cdot x \Big|_{x=0} = -19800 \Big|_{x=5,2} = -264720 \text{ (H}\cdot\text{м)}$$

$$M_6 = -R_2(1,8+x) + R_1 \cdot x \Big|_{x=0} = -10800 \Big|_{x=3} = -19800 \text{ (H}\cdot\text{м)}$$

$$M_7 = -R_2 \cdot x \Big|_{x=0} = 0 \Big|_{x=1,8} = -10800 \text{ (H}\cdot\text{м)}$$

За отриманими результатами будуюмо епюри (див. рисунок 1.3).

З характеру епюр видно, що значення реакції в вузлах кріплення крила і оперення до фюзеляжу трохи перевищує значення підйомної сили крила.

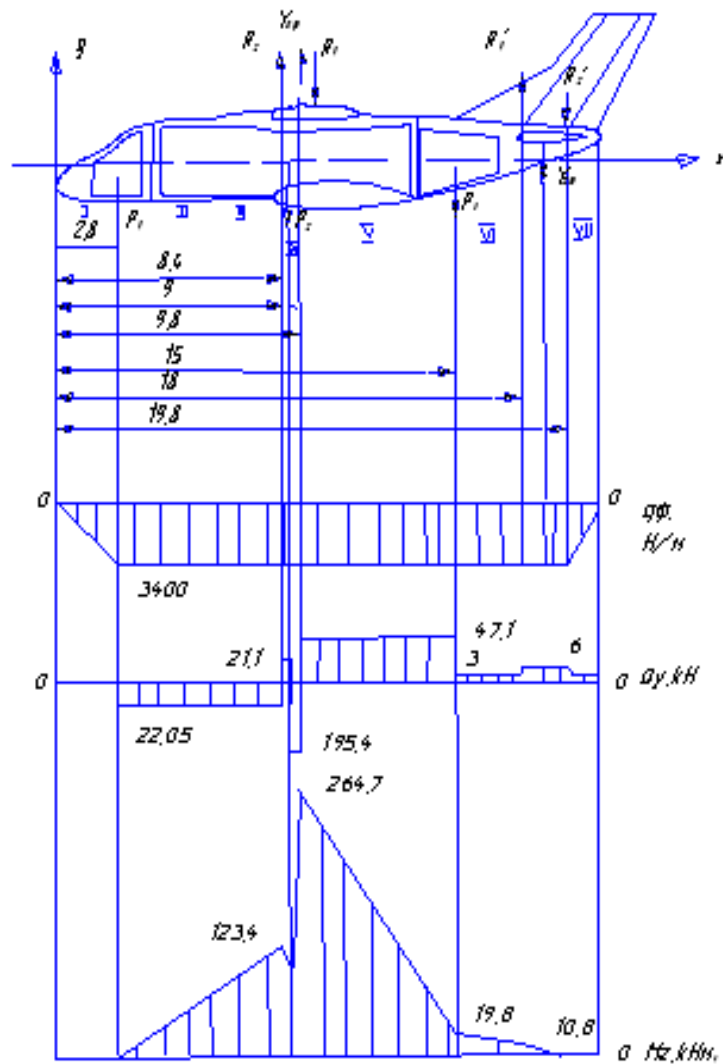


Рис. 1.5. Схема навантаження фюзеляжу пасажирського літака

Вихідними даними для розрахунку навантажень є $M_{изг.}$ і поперечний переріз фюзеляжу. Для круглого перерізу $M_{изг.}$ сприймається панелями верхнього і нижнього склепінь (див. рисунок 1.4). У них діють поздовжні сили

$$P_{пан} = M_{изг.} / H,$$

де $H = 0,9 \cdot D$.

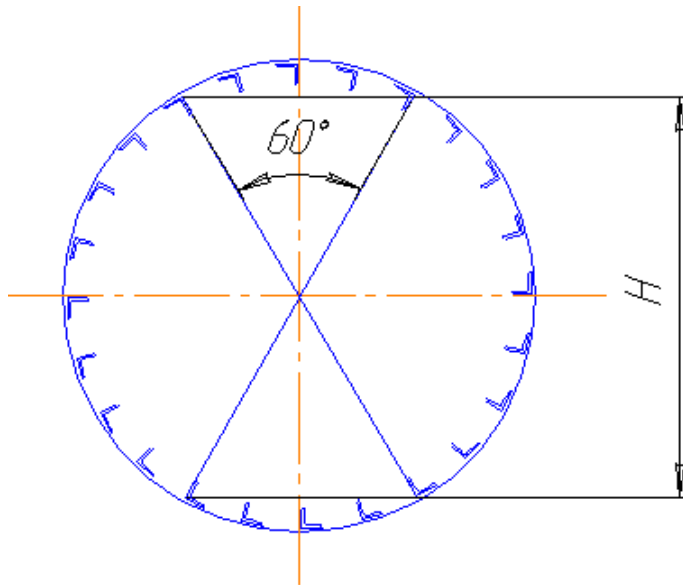


Рис. 1.6. Поперечний переріз фюзеляжу

При обтіканні повітряним потоком на поверхні фюзеляжу виникають місцеві аеродинамічні навантаження, які можуть досягати величини:

$$P_{\text{м.аэр}} = (\text{від } 0,7 \text{ до } 1,0) \cdot 10^5 \text{ Па.}$$

У герметичних фюзеляжах діють значні розподілені навантаження від надмірного внутрішнього тиску, що дорівнюють

$$P_{\text{изб}} = (\text{від } 0,4 \text{ до } 0,8) \cdot 10^5 \text{ Па.}$$

Сумарне розподілене навантаження від $P_{\text{м.аэр}}$ і $P_{\text{изб}}$ в середньому становить:

$$P_{\text{изб}} = (\text{від } 0,7 \text{ до } 1,3) \cdot 10^5 \text{ Па.}$$

1.2.3 Опис модифікованої панелі фюзеляжу літака АН-140 з застосуванням слоїстих конструкцій

Модифікація бічної панелі фюзеляжу літака АН-140 полягає у меті за рахунок застосування слоїстих панелей в конструкції зменшити число стрингерів і шпангоутів та отримати виграш у вазі без зниження міцності.

У зв'язку зі зростанням вимог до сучасних літальних апаратів все більш широке застосування отримують конструкції з високою питомою міцністю, що складаються з меншої кількості деталей, що з'єднуються в єдине ціле за допомогою склеювання. Вирішення цього питання полегшується застосуванням слоїстих конструкцій зі стільниковим або з іншим наповнювачем.

Слоїсті конструкції представляють собою листові обшивки, між якими знаходиться заповнювач, що забезпечує спільну роботу обшивок і необхідну жорсткість конструкції [3-4].

В якості заповнювачів в слоїстих конструкціях застосовуються [3-4]:

– стільникові заповнювачі, що виготовляються з різних матеріалів: алюмінієві, склотканини, титанові сплави, нержавіючі сталі і т.д.;

- наповнювачі у вигляді гофра;
- наповнювачі вафельного типу;
- наповнювачі з пінопласту.

Стільникові конструкції є однією з різновидів шаруватих і являють собою поєднання обшивок і стільникового заповнювача, розташованого між ними.

Заповнювач надає конструкції жорсткість, підвищену стійкість, термо-, звуко-, електроізоляційні властивості.

Загальна стійкість стільникових конструкцій у багато разів перевищує стійкість листів, що входять до неї. Це пояснюється тим, що вона має момент інерції перерізу значно більший, ніж одношарова конструкція тієї ж ваги, так як несучі шари знаходяться на деякій відстані один від одного (від 10 до 30мм).

Підвищена стійкість стільникових конструкцій при стисненні і зсуві дозволяє конструювати їх без підкріплення поздовжнім набором при збільшенні відстаней між шпангоутами. Володіючи високою стійкістю, панелі зі стільниковим заповнювачем дозволяють застосовувати несучі обшивки товщини від 0,3 до 0,6мм, що дуже важливо для зниження ваги конструкції.

Стільникові конструкції мають наступні суттєві переваги перед конструкціями, виконаними з обшивок, підкріплених стрінгерами і шпангоутами:

- велику питому міцність (відношення межі міцності до маси);
- кращі характеристики втомної міцності;
- проектування збірних вузлів вимагає меншої трудомісткості;
- включають меншу кількість деталей, що складають вузол або агрегат.

Стільникові заповнювачі в залежності від застосовуваних матеріалів підрозділяються на дві групи:

1. Заповнювачі малої щільності. До них відносяться стільникові заповнювачі з паперу, склотканини, а також з алюмінієвих сплавів. Основним способом з'єднання елементів конструкції цієї групи є склеювання.

2. Заповнювачі великої щільності. В цю групу входять стільникові заповнювачі з нержавіючих сталей і титану. Елементи таких стільникових заповнювачів з'єднують за допомогою зварювання, а обшивки зі стільниковим заповнювачем – пайкою або зварюванням.

Заповнювачі другої групи застосовують в основному в конструкціях, що працюють в умовах високих температур і інтенсивних навантажень.

Застосовуються стільникові заповнювачі з різною формою клеєння. Широке поширення отримали заповнювачі з шестигранною формою стільникової комірки, оскільки вони більш технологічні, мають найбільш

велику площу стільникової поверхні, отже, площа склеювання з обшивкою. Розмір стільникової комірки визначається довжиною її кордонів.

Стільникові конструкції виготовляють з дренажними отворами або без них в залежності від клейових композицій, що застосовуються для їх склеювання.

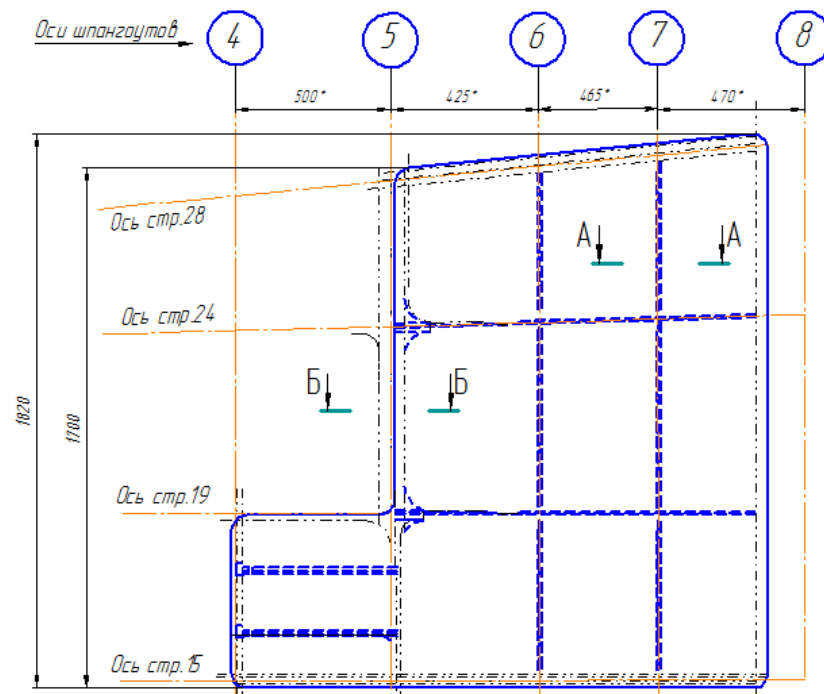
У разі застосування клею ВК-32-200, при затвердінні якого з 1 кг клею виділяється близько 700 гр летючих речовин, дренажні отвори виконуються для видалення летких речовин з стільникових комірок.

Конструкції зі стільниковим заповнювачем застосовують в різних областях народного господарства, але їх високі міцнісні характеристики і мала вага знайшли широке застосування в літакобудуванні. Прикладом такого широкого застосування можуть служити літаки: С-5А, С-141, L-1011 фірми Lockheed; В-727, В-747, В-777, В-2 фірми Boeing; і т.д.

Площа слоїстих конструкцій з алюмінієвих сплавів в окремих випадках досягає сотні квадратних метрів.

Всі перераховані вище переваги призвели до вибору в якості модифікованого варіанту частини конструкції, що збирається варіант слоїстої панелі з стільниковим заповнювачем.

При цьому переслідувалася мета за рахунок застосування слоїстих панелей в конструкції зменшити число стрингерів і шпангоутів, отримати вигреш у вазі без зниження міцності. На рисунку 1.5 представлено модифіковану панель фюзеляжу літака АН-140.



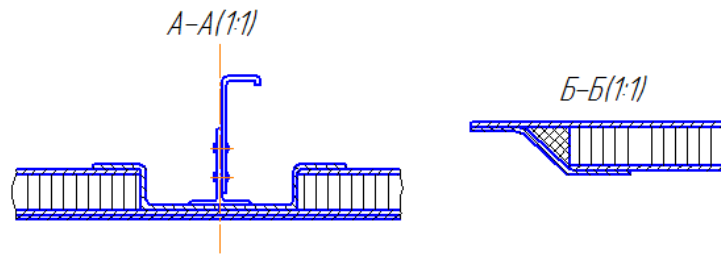
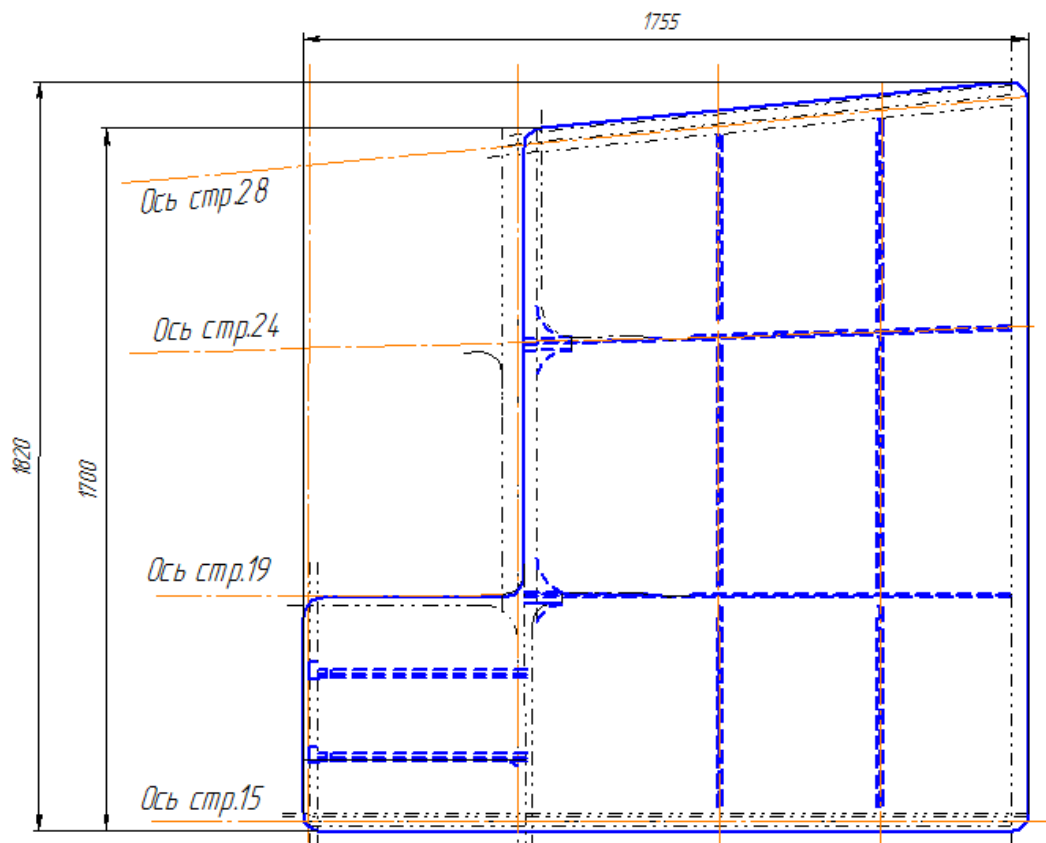


Рис. 1.7. Модифікована панель фюзеляжу літака Ан-140

1.2.4 Розрахунок модифікованої панелі на міцність

Для проведення розрахунку на міцність модифікованої панелі необхідно визначити параметри панелі зі стільниковим заповнювачем (рис. 1.8): δ_{nc} – товщина несучих слоїв; h_3 – висота стільникового заповнювача; a – розмір стільникового комірки; S_3 – товщина фольги стільникового заповнювача.



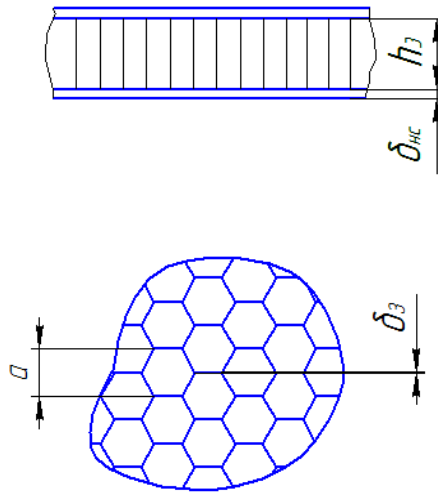


Рис. 1.8. Панель модифікована зі стільниковим заповнювачем

Вибираються матеріали слоїстої конструкції:

- несучих слоїв Д16АТ;
- соти АМГ2-М;
- клей ВК-32-200.

Необхідні параметри панелі знаходяться по монограмі [3], з умов, що вага 1 м^2 панелі зі стільниковим заповнювачем дорівнює вазі 1 м^2 обшивки з Д16АТ завтовшки 1мм.

Вага 1 м^2 листа з Д16АТ завтовшки 1мм:

$$d = F \cdot \delta \cdot \rho = 1 \cdot 0,001 \cdot 2750 = 2,750 (\text{кг})$$

Визначаємо параметри панелі зі стільниковим заповнювачем, виходячи з інтенсивності навантажень, будівельної висоти і габаритів панелі:

$$\delta_{nc} = 0,3 \text{ мм}; S_3 = 0,025 \text{ мм}; a = 6 \text{ мм}; h = 12 \text{ мм}.$$

Розрахункова схема (рис. 1.9) представляє собою пластину, що працює на розтягнення, стиснення під дією $M_{изг}$ і на зрушення під дією сили Q і $M_{кр}$.

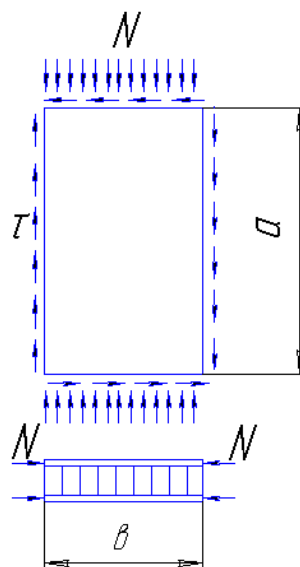


Рис. 1.9 Розрахункова схема

Проводимо розрахунок на міцність тришарової панелі, попередньо зробивши такі припущення: панель працює на стиснення і тому критичні напруження визначаються за емпіричними формулами, справедливим як до, так і за межею пропорційності.

$$\sigma_{KP} = \sigma_B \frac{1+\nu}{1+\nu+\nu^2}, \quad (1.4)$$

$$\tau_{KP} = \tau_B \frac{1+\nu}{1+\nu+\nu^2}, \quad (1.5)$$

де σ_B – тимчасовий опір матеріалу при розтягуванні;
 τ_B – тимчасовий опір при зсуві.

$$\nu = \sigma_B / \sigma'_{KP}; \nu = \tau_B / \tau'_{KP}; \quad (1.6)$$

де σ'_{KP} , τ'_{KP} – критичні напруження стиснення і зсуву до межі пропорційності.

Введемо коефіцієнт $\frac{1}{(1+g)^2} < 1$, який враховує несправність гіпотези плоских перетинів для тришарової панелі.

Тоді $\sigma_{кр}' = \frac{1}{(1+g)^2} \sigma_0$, де σ_0 – критичне напруження, підрахована за умови справності гіпотези плоских перетинів для тришарової панелі.

$$g = \frac{10,8 \cdot h \cdot S \cdot E_{HC}}{b^2 \cdot G}, \quad (1.7)$$

де E – модуль пружності несучих шарів,
 G – модуль зсуву матеріалу заповнювача.

$$G_0 = \frac{43 E_H \cdot J_{пог}}{b^2 \cdot F_{пог}}, \quad (1.8)$$

де $J_{пог}$ – погонний момент інерції;
 $F_{пог}$ – площа поперечного перерізу панелі.

$$J_{пог} = 2\delta_H \left(h_3 + \frac{\delta_H}{2} \right)^2 \approx 2\delta_H \cdot h_3^2 \quad (1.9)$$

$F_{пог} = 2\delta_H$, тоді отримуємо

$$\sigma_0 = \frac{43 E_{HC}}{(b/h_3)^2} \Rightarrow \sigma'_{KP} = \frac{1}{(1+g)^2} \cdot \frac{43 E_{HC}}{(b/h_3)^2} \quad (1.10)$$

Необхідні дані за матеріалами несучих шарів і стільникового заповнювача беремо з джерела [3]

Для Д16АТ:

$E_H=7200$ МПа;	$\tau_B=31$ МПа;
$\sigma_H=27$ МПа;	$\sigma_B=47$ МПа;
$\gamma=2,75$ г/см ³ ;	$\mu=0,33$.

Для АМГ2-М:

$E_H=7000$ МПа;	$\tau_B=31$ МПа;
$\sigma_3=27$ МПа;	$\sigma_B=27$ МПа;
$\gamma=2,68$ г/см ³ ;	$\mu=0,3$.

Проводимо обчислення:

$$g = \frac{10,8 \cdot h_3 \cdot \delta_{HC} \cdot E_H}{b^2 \cdot G_3} = \frac{10,8 \cdot 12 \cdot 0,6 \cdot 7200}{270^2 \cdot 20,24} = 0,04,$$

$$\sigma'_{KP} = \frac{1}{(1+0,04)^2} \cdot \frac{43 \cdot 7200}{(270/12)^2} = 565 \text{ (МПа)}.$$

Критичні напруження зсуву для тришарової панелі до межі пропорційності визначається:

$$\tau'_{KP} = \frac{10,8 R_1 \cdot E_H}{(b/h_3)^3},$$

де R_1 – залежить від a/b для різних g , $R_1=4,2$.

$$\tau'_{KP} = \frac{10,8 \cdot 4,2 \cdot 7200}{(270/12)^2} = 645 \text{ (МПа)}$$

$$\nu' = \frac{31}{645} = 0,05, \quad \tau'_{KP} = 31 \frac{1+0,05}{1+0,05+0,05^2} = 30,9 \text{ (МПа)}$$

Визначаємо нормальні та дотичні напруження. Перерізуюча сила і згинальний момент беруться з графіків аеродинамічних продувок фюзеляжу ЛА.

$$Q=25,1 \text{ (кН)}; M_{изг}=123,4 \text{ (кН}\cdot\text{м)}; M_{кр}=31,5 \text{ (кН}\cdot\text{м)}.$$

$$\tau_0 = \frac{Q}{5,3R \cdot \delta_{HC}} = \frac{25,1 \cdot 10^3}{5,3 \cdot 1,55 \cdot 0,6 \cdot 10^{-3}} = 509 \text{ (МПа)},$$

$$\sigma_0 \frac{3M_{изг}}{2 \cdot \pi \cdot R^2 \cdot \delta_{HC}} = \frac{3 \cdot 123,4 \cdot 10^3}{2 \cdot 3,14 \cdot 1,41^2 \cdot 0,6 \cdot 10^{-3}} = 49,4 \text{ (МПа)},$$

$$\tau = \frac{M_{кр}}{2\pi R^2 \cdot 2\delta_{HC}} = \frac{31,5 \cdot 10^3}{2 \cdot 3,14 \cdot 1,41^2 \cdot 2 \cdot 0,6 \cdot 10^{-3}} = 2,1 \text{ (МПа)}.$$

Розглянемо випадок навантаження гермокабіни. Навантаження на гермокабіни надлишковим тиском у випадках:

1. Політ на максимальній висоті $R^p=-0,075$ (МПа).

2. Розрядка всередині гермокабіни $R^p=-0,075$ (МПа).

Розглянемо одночасну дію внутрішнього тиску $P=0,85 \text{ кг/см}^2$. Для Ф1-навантажень на гермокабіни.

Поздовжні зусилля в обшивці

$$T_{пр}=1/2 \cdot P \cdot R=1/2 \cdot 0,85 \cdot 1,41=60 \text{ (МПа)},$$

де $R=D_\phi/2=2820/2=1410 \text{ мм}$.

Кільцеві зусилля в обшивці $T_k=P \cdot R=0,85 \cdot 141=120 \text{ (МПа)}$.

Поздовжні напруження в обшивці

$$\sigma_{пр} = \frac{T_{пр}}{\delta_{пр}}, \quad (1.11)$$

$$\text{де } \delta_{пр} = \delta + \frac{F_{СТР}}{b}, \quad \delta_{пр} = 0,1 + \frac{0,686}{2} = 0,443 \text{ см}, \quad \sigma_{пр} = \frac{60}{0,443} = 135 \text{ (МПа)}$$

В результаті розрахунків виходить, що діючі напруження менше критичних.

Так як критичні напруження і поперечна жорсткість тришарової панелі досить високі, то нормальні шпангоути можна не ставити.

Кільцеві напруження в обшивці

$$\sigma_k = T_k / \delta_{np} = 120 / 0,443 = 270,9 \text{ (МПа)}.$$

Деформації гермошпангоутів в своїй площині незначні і в розрахунку не враховані.

Розрахуємо типові шпангоути.

В запас міцності обшивка прийнята постійної товщини $\delta = 1,0 \text{ мм}$.

Від дії внутрішнього тиску $P^p = 0,975 \text{ (МПа)}$ радіус циліндричної частини гермокабіни збільшується на величину $W = \frac{PR^2}{E\delta} \left(1 - \frac{V}{2}\right)$, рис. 1.10.

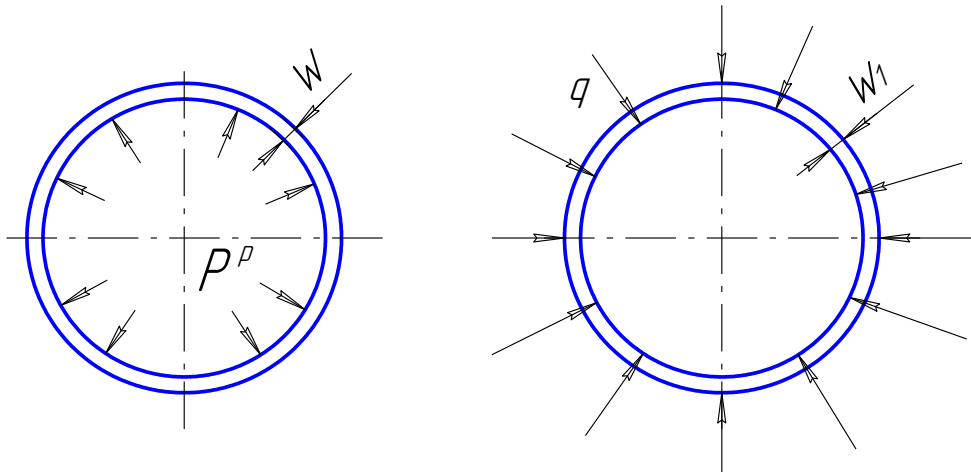


Рис. 1.10. Напруження в обшивці

$$W = \frac{0,975 \cdot 1,41^2 \cdot 10^4}{7,2 \cdot 10^5 \cdot 0,1} \left(1 - \frac{0,3}{2}\right) = 0,27 \text{ см}.$$

Від дії зусилля шпангоута «д» радіус кабіни зменшується на W_1 , рисунок 1.8.

$$W_1 = \frac{g \cdot \lambda \cdot R^2}{2E \cdot \delta}, \text{ где } \lambda = \sqrt[4]{\frac{3(1-\nu^2)}{R^2 \cdot \delta^2}} = \sqrt[4]{\frac{3(1-0,3^2)}{1,41^2 \cdot 0,1^2 \cdot 10^4}} = 0,34 \text{ см}^{-1}$$

Розмір радіусу шпангоута в той же час збільшується на $\delta = \frac{gR^2}{E \cdot F_{шп}}$

$\delta = W - W_1$ - радіальне переміщення шпангоута.

$$\frac{P \cdot R^2}{E \cdot \delta} \left(1 - \frac{V}{2}\right) - \frac{g \cdot \lambda \cdot R^2}{2E \cdot \delta} = \frac{g \cdot R^2}{E \cdot F_{шп}} \Rightarrow g \quad (1.12)$$

$$g = P \frac{1 - \frac{V}{2}}{\frac{\delta}{F_{шп}} \cdot \frac{\lambda}{2}} = 0,975 \cdot \frac{1 - \frac{0,3}{2}}{\frac{0,1}{1,16} \cdot \frac{0,34}{2}} = 5,6 \text{ (кг/см)}.$$

Зусилля в шпангоуті від внутрішнього тиску $T_k = g \cdot R = 5,6 \cdot 141 = 797,4 \text{ кг}$

Напруження в шпангоуте:

а) в регулярному перетині

$$\sigma_k = T_k / F_{шп} = 797,4 / 1,16 = 687,4 \text{ (МПа)}.$$

б) в перерізі по просічці

$$\sigma_k = 797,4 / 0,686 = 1162,3 \text{ (МПа)}; \eta = [\sigma] / \sigma_k = 3840 / 1162,3 = 3,3 > 1,$$

де $[\sigma]_{Д16АТ}=3840(\text{МПа})$ при $\delta(0,5 \dots 1,9)\text{мм}$;

$[\sigma]=\sigma_{в}/K_{к}=4150/1,08=3840(\text{МПа})$.

Радіальна деформація шпангоутів:

$$\delta = W_{III} = \frac{g \cdot R^2}{E \cdot F_{III}} = \frac{5,6 \cdot 1,41^2 \cdot 100^2}{7,2 \cdot 10^5 \cdot 1,16} = 0,13 (\text{см}).$$

Додаткові зусилля визначаємо для панелі, що має мінімальну товщину обшивки $\delta=1,0\text{мм}$.

Додаткові кільцеві зусилля

$$T_K^{\circ} = -\frac{E \cdot \delta}{R} (W - W_{III}) \cdot e^{-\lambda X} (\cos \lambda X + \sin \lambda X)$$

$$T_K^{\circ} = -\frac{7,2 \cdot 10^5 \cdot 0,1}{141} (0,27 - 0,13) e^{-0,34X} (\cos 0,34X + \sin 0,34X);$$

При $x=0$, $T_K^{\circ} \max = -71,5 (\text{кг/см})$.

Поздовжній згинальний момент

$$M_{III}^{\circ} = -2D\lambda^2 (W - W_{III}) e^{-\lambda X} (\sin \lambda X - \cos \lambda X).$$

$$D = \frac{E \cdot \delta^3}{12(1-\nu^2)} = \frac{7,2 \cdot 10^5 \cdot 0,1^3}{12(1-0,3^2)} = 66$$

при $x=0$, $M_{III}^{\circ} = -2 \cdot 66 \cdot (-0,34)^2 \cdot (0,27 - 0,13) \cdot e^{-\lambda x} (\sin \lambda x - \cos \lambda x)$; $M_{III}^{\circ} = 2,14$ (кгс/см).

Визначимо напругу в обшивці в перерізі за типовим шпангоутом. Обшивка з'єднана зі шпангоутом по всьому контуру.

Поздовжні напруження

$$\sigma_{III \max} = \frac{T_{III}}{\delta_{III}} + \frac{6M_{III}^{доп}}{\delta^2} = \frac{60}{0,443} + \frac{6 \cdot 2,14}{0,1^2} = 1419 (\text{МПа})$$

Кільцеві напруження $T_K = P \cdot R$

$$\sigma_K = \frac{T_K + T_K^{доп}}{\delta} = \frac{120 + (-71,5)}{0,1} = 485 (\text{МПа})$$

Визначимо зусилля в стрингерах. Напруга в стрингерах $\sigma_{стр} = \sigma_{кр} = 488$ (кг/см²). Стрингери збірних панелей $P_{стр} = \sigma_{стр} \cdot F_{стр} = 488 \cdot 0,686 = 334,8$ (кг)

Розрахуємо зусилля, що діє на заклепувальний шов:

$$P_3 = P \cdot F_{пан} = 0,975 \cdot 340 \cdot 110 = 36465 (\text{кг})$$

$$n = \frac{4P_3}{\sigma_p \cdot \pi \cdot d_3^2} = \frac{4 \cdot 36465}{400 \cdot 10^6 \cdot 3,14 \cdot 0,003^2} = 130$$

З конструктивних міркувань вибираємо 200 заклепок.

Перевіримо панель на зминання:

$$\sigma = \frac{P_3}{\delta \cdot d \cdot \pi \cdot n} = \frac{364650}{3,14 \cdot 0,001 \cdot 0,003 \cdot 200} = 193,5 < 270 (\text{МПа})$$

Заклепувальний шов при даних навантаженнях з числом заклепок $n = 200$ відповідає вимогам міцності.

1.2.5 Ваговий аналіз варіантів панелей

Для того щоб провести вагове порівняння двох варіантів панелі бічної нижньої лівої, необхідно з'ясувати обсяг кількісних сполук в силовому наборі базової панелі, викликаний застосуванням тришарової обшивки.

Як вже зазначалося раніше параметри тришарової панелі (1 м^2) підбиралися з умови рівності ваги 1 м^2 тришарової панелі і 1 м^2 листа з Д16АТ завтовшки 1мм. Таким чином, обшивка базової конструкції та тришарова обшивка рівні за вагою і в ваговому порівнянні, їх можна не враховувати.

Оскільки товщина обшивки в базовому варіанті дорівнює 1мм, то виграш у вазі буде дорівнює вазі обшивки з 1163АТВ завтовшки 0,5мм на ділянці шпангоутів 1-7.

Площа поверхні, зайнятої панеллю, становить $3,19\text{ м}^2$, зміни ваги $\Rightarrow \Delta G = S \cdot \delta \cdot \gamma = 3,19 \cdot 0,5 \cdot 10^{-3} \cdot 2,75 \cdot 10^3 = 4,38\text{ кг}$

Зміна ваги сталася також за рахунок скорочення числа стрингерів кріплення.

Зокрема, скорочено стрингери 16-18, 20-23, 25-27. Середня маса стрингера становить 0,2кг.

Зменшення числа заклепок призвело до зменшення маси конструкції на 0,1кг.

Таким чином, загальне зменшення маси конструкції за рахунок модифікації $\Delta G_{\text{общ}} = 4,38 + 10 \cdot 0,2 + 0,1 = 6,48\text{ кг}$

В результаті вищенаведених розрахунків бачимо, що застосування тришарової панелі замість збірної зменшило масу конструкції на 6,48 кг, при цьому збереглися необхідні міцнісні властивості.

З урахуванням цієї поправки маса панелі становитиме 44,598 кг.

Дана модифікація була розглянута як альтернатива існуючої конструкції панелі. Тришарова панель має недоліки: проблема утилізації, екологічна безпека і відсутність виробничих потужностей для її виготовлення.

1.3 Технічні умови на виготовлення носової частини фюзеляжу пасажирського літака

Технічні умови (ТУ) є перелік вимог до точності ув'язки, ступеня закінченості елементів, що входять до складу складального агрегату, можливим відхиленням форми і розмірів, виконання з'єднань і посадок, чистоту поверхні, термічній обробці, а також до умов випробування і контролю виробу, що збирається.

1. Вимога щодо встановлення шпангоутів:

- а) допуск на дистанцію силових шпангоутів в будь-якій точці $\pm 2\text{ мм}$;
- б) шпангоути по отворів люків встановлювати з допуском $\pm 1\text{ мм}$

2. Каркас літара кабінні пілотів носової частини фюзеляжу повинен встановлюватися на фюзеляж без деформації.

3. Внутрішню поверхню зібраного агрегату після герметизації фарбувати по СМ-280.

4. Зовнішню обшивку анодувати, з внутрішньої сторони ґрунтувати.
5. Для вирівнювання зовнішнього контуру дозволяється установка прокладок завтовшки до 1,5 мм з Д16АТ (анодованих і ґрунтованих) між каркасом і обшивкою. Ширина прокладок по ширині елементів каркасу; в місцях установки болтів прокладок не встановлювати. Загальна вага прокладок не більше 1кг.
6. Герметичне клепаання з обов'язковим піджаттям пакета, для чого необхідно приміняти техболти, метод клепаання зворотній. Після закінчення клепаання зрізати по всіх швах виступаючі кінці стрічки.
7. Теоретичні обводи і розбивка шпангоутів за кресленням загального вигляду.
8. Допускається збільшення зазору до 4 мм між торцем стрингера і обводом силового шпангоута за умови установки подовжених фітингів.
9. Допускається підрізування торців стрингерів панелей для забезпечення їх нормальної установки у силових шпангоутів не менше 2d заклепки.
10. Непроклеї (відшарування обшивок від сот) по зовнішній і внутрішній поверхнях в зоні 100 мм від торця обтічника РЛС не допускається.
11. Допускається мати на зовнішній і внутрішній поверхнях обтічника не більше трьох непроклеїв площею не більше 4 см² кожен (крім зони, зазначеної в п.10). Відстань між непроклеями не повинно бути менше 200мм.

1.4 Оцінка технологічності складання носової частини фюзеляжу пасажирського літака

Для проектування складального процесу необхідні такі вихідні дані:

- директивні технологічні матеріали;
- програма випуску;
- конструкторські креслення;
- технічні умови на виготовлення.

Директивні технологічні матеріали розробляють в ДКБ в період проектування і виготовлення дослідного зразка нового літака.

Технологічними називають конструкції, які забезпечуючи експлуатаційні якості виробу, в процесі виготовлення дозволяють досягти меншою трудомісткості, простоти обробки і складання, зниження вартості продукції.

Технологічність конструкції літака визначається факторами: формою деталі, вузлів і агрегатів; точністю виготовлення агрегатів; конструкцією стиків; способами з'єднання деталей, деталей відсіків між собою; матеріалами заготовок.

Аналіз технологічності конструкції носової частини фюзеляжу виробляється спираючись на вищеперелічені найважливіші технологічні вимоги, що пред'являються до конструкцій літаків, незалежно від масштабів виробництва.

Для аналізу обрані саме ці вимоги, внаслідок високих льотно-технічних характеристик і можливості багатоцільового застосування пасажирського літака типу Ан-140, а також у зв'язку з допустимою можливістю різкого збільшення масштабу виробництва виробу, що проектується

1. Простота форм і частин носової частини фюзеляжу

Неможливо повністю задовольнити цій вимозі в конструкції агрегату, що проектується, так як до обводів носової частини такого типу пред'являються досить високі вимоги для поліпшення аеродинамічних характеристик, через що не можна обійтися без застосування панелей подвійної кривизни.

2. Раціональне членування конструкції на елементи

Носова частина фюзеляжу має конструктивні роз'єми по шпангоуту 8 для стикування з відсіком Ф2. Носова частина фюзеляжу розчленована на панелі, вузли (див. схему складання і схему членування агрегатів) і деталі таким чином, що при виготовленні і складанні всіх елементів можна широко використовувати наявні засоби механізації складальних процесів і забезпечити зручність виконання ручних робіт.

3. Максимальне використання в конструкції матеріалів, що легко оброблюються

У конструкції переважають традиційні алюмінієві сплави, що легко оброблюються: Д16чАТ, 1163АТВ, В95, Д16чАМ, 1163АТ. В обробці цих сплавів отримано багаторічний досвід.

4. Вимоги точності розмірів, форми і розташування поверхонь

Технічні вимоги по точності розмірів, форми і розташування поверхонь порівняно невисокі. Так, наприклад, допуск на дистанцію в площині типових шпангоутів в будь-якій точці становить ± 2 мм, а також для вирівнювання зовнішнього контуру дозволяється застосування прокладок – компенсаторів, завтовшки до 1,5мм.

5. Застосування стандартизованих деталей і вузлів

Основними підбірками розглянутого агрегату є панелі традиційної конструкції (обшивка стрингери, шпангоути, книці).

Обшивка виконана з стандартного листа 1163АТ завтовшки 1,0мм, стрингери з Д16чАН і В95ПЧАМ, типові шпангоути – з Д16чАМ, підкладні листи – з 1163АТ. У з'єднаннях застосовані заклепки ГОСТ1.34040-79, ГОСТ1.34055-92, болти ГОСТ1.31069-86, ГОСТ1.31042/043-79.

Крім цього, всі стрингери, книці, кутники представляють собою стандартизовані деталі.

6. Наступність конструкції

У конструкції носової частини фюзеляжу пасажирського літака широко використані окремі елементи раніше створених, освоєних в серійному виробництві і перевірених в експлуатації літаків, що дозволяє застосовувати у виробництві добре відпрацьовані операції обробки різанням, тиском і складання, що дають високі техніко-економічні показники.

Основними підбірками є панелі, тому певний інтерес представляє технологічність їх конструкції. Конструкції вузлів і панелей повинні

забезпечити можливість максимальної механізації зварювально-клеєклепальних робіт. Це можливо за таких умов:

1. Панелі мають відкриті доступи, двосторонні підходи до місця клепаання.

2. Розміри панелей відповідають характеристикам високопродуктивних зварювальних машин, клепальних пресів, сверлильного та іншого обладнання.

3. Стрингери на панелях одинарної кривизни повинні бути розташовані по процентних лініях, що забезпечує їх прямолінійність і відсутність закрутки по довжині.

4. Шви на панелях прямолінійні, крок заклепок однаковий.

Повна відповідність конструкції панелей носової частини фюзеляжу перерахованим вимогам дозволило б автоматизувати процеси клеєзварки і клеєклепаання бічних і верхніх секцій панелей і процес клепаання нижньої секції.

1.5 Висновки

В конструкторській частині виконано модифікацію бокової панелі фюзеляжу літака АН-140 та конструктивно-технологічний аналіз конструкції носової частини фюзеляжу. Розроблено модифікований варіант бічної панелі. В якості модифікації було застосовано тришарову панель замість збірної. Проведено розрахунок типових шпангоутів носової частини фюзеляжу. Складено технічні умови на виготовлення носової частини фюзеляжу. Виконано оцінку технологічності, в результаті якої конструкція визнана технологічною.

2 ТЕХНОЛОГІЧНИЙ РОЗДІЛ

2.1 Аналіз існуючого виробництва, технологічні заходи щодо підвищення якості виробу і ефективності виробництва

Стійке економічне зростання країни насамперед забезпечується високим рівнем ефективності суспільного виробництва, яке безпосередньо залежить від ефективності роботи окремих підприємств. При цьому, вироблена різними галузями економіки продукція є джерелом задоволення потреб як окремих громадян, так і економіки в цілому, соціальної сфери.

Залежно від об'єкта виробництва і програми випуску, розрізняють три основні типи виробництва:

- масове;
- серійне;
- одиничне.

Існуюче виробництво дрібносерійне і забезпечує випуск однорідних виробів серіями, що повторюються через певний проміжок часу.

Тут використовується операційна форма складання, що характеризується тим, що бригада в складі двох-трьох чоловік повністю збирає вузол (панель) або виконує групу операцій.

Будь-яке складання піддається технологічному контролю відповідно до креслення і технологічного процесу. Відсоток монтажів без зауважень, що пред'являються, повинен становити не менше 70%; 20% – брак деталей, оснастки, а також технологічні і конструктивні недоречності, які ведуть за собою зниження якості.

При технологічній підготовці до виробництва розв'язують такі основні задачі [5]:

- опрацювання конструкцій технічних систем на технологічність;
- розроблення технологічних процесів виготовлення й технологічного контролю заготовок і деталей, складання, а також допоміжних робіт, починаючи з отримання вихідних матеріалів та заготовок і закінчуючи упаковкою готової продукції;
- типізація і нормалізація технологічних процесів, в тому числі з використанням групової або модульної технології й технологічного оснащення;
- установлення технічних норм часу на виготовлення технічних систем, норми витрат матеріалів і технологічного оснащення;
- проектування спеціального і нормалізованого інструменту, інструменту пристосувань, штампів та іншого технологічного оснащення;
- виготовлення і доводка запроектованого технологічного оснащення;
- проектування і виготовлення спеціального обладнання, засобів механізації й автоматизації основних та допоміжних виробничих процесів, транспортних засобів і нестандартного обладнання, пов'язаних з технологічним процесом й організацією робочих місць;

- розрахунок необхідного обладнання і розроблення планування його розміщення;
- розрахунок виробничої потужності цехів, ділянок, ліній;
- доведення технологічних процесів для забезпечення впровадження запроєктованих режимів різання і норм, а також налагодження обладнання й технологічного оснащення.

Ринкова економіка відображає якість як одним із найбільш важливих чинників підвищення рівня життя суспільства, економічної, екологічної та соціальної безпеки. Якість є комплексним поняттям, яке всесторонньо відображає ефективність господарської діяльності: розробку стратегії, організацію виробництва, маркетинг і т.д. Проблема якості є універсальною та характерною для всіх без винятку підприємств, вона набуває нової актуальності по мірі вдосконалення ринкових відносин і підвищення конкурентної боротьби. На сучасному етапі, в Україні, якість продукції та послуг відіграють все більшу роль. У зв'язку з цим вихід із кризового становища залежить від того наскільки швидко буде проходити освоєння конкурентоздатної продукції (послуг), а також впровадження новітніх систем управління якістю. Світовий досвід показує, що загальна величина затрат на виробництво продукції (надання послуг) більш високої якості (навіть у випадку коли забезпечення останнього викликає додаткові виробничі витрати) значно знижується. Мова йдеться про велику кількість впливу основних чинників на її створення не тільки під час виробничих процесів, а й на усіх етапах життєвого циклу. Тут є підвищення ефективності виробництва, конкурентоспроможності й іміджу підприємства. Необхідно відзначити, що підвищення уваги до управління якістю викликає зменшення продуктивності. Теза, про те що якість можна досягнути лише за рахунок «кількості», є широко розповсюдженою серед управлінців, – помилкова. Даний стереотип залишився від того часу, коли управління якістю зводилося до фізичного огляду кінцевого продукту. У даному випадку підвищені вимоги контролю викликали відбракування значної кількості готового продукту. Однак на сьогоднішній день контроль якості набув більш детального характеру [6-8].

Управління якістю будується на принципах:

1. Стандартизація, яка полягає в тому, що всі основні функції і вимоги системи якості продукції регламентуються державними галузевими стандартами, а також стандартами підприємства.
2. Системність, де процеси планування, розробки, виробництва і експлуатації виробу розглядаються у взаємозв'язку.
3. Оптимальність, яка вимагає, щоб система в цілому і кожен її елемент забезпечував (з мінімальними витратами) оптимальний рівень якості продукції.
4. Наслідування, яке передбачає використання передового досвіду розробки і впровадження системи управління якістю та досвіду роботи інших підприємств.
5. Динамічність – система повинна передбачати своє вдосконалення і розвиток з урахуванням вимог техпроцесу.

б. Автоматизація, де передбачалася б механізація і автоматизація функцій і процесів системи з застосуванням математичних методів і ЕОМ.

Проводячи аналіз існуючого виробництва в цеху-прототипі (ХГАПП, цех № 28), можна прийти до наступних висновків:

- мала кількість конструктивних роз'ємів ускладнює виділення відсіків і секцій з закінченим обсягом робіт і необхідною жорсткістю стиків, що призводить до збільшення розмірів складальних одиниць і ускладнює складальне оснащення;

- складним завданням складального виробництва носової частини фюзеляжу – забезпечення необхідної точності складального пристосування;

- великі габарити носової частини фюзеляжу, обумовлюють горизонтальне розташування стапеля складання, що сприятливо позначається на умовах праці та підвищує безпеку, але в той же час створює ряд незручностей з установки верхніх панелей;

- в цеху різко обмежено застосування механізації і автоматизації;

- основним видом з'єднань є заклепочні (близько 90% від кількості всього кріплення).

Підводячи підсумки, можна сказати, що існуюче виробництво недостатньо розвинене технологічно і в умовах великого замовлення було б малоефективним. Але через малу кількість сучасних замовлень, технологія відповідає пред'явленим до виробництва вимогам.

Пропонуються наступні заходи для підвищення ефективності виробництва (при серійному випуску):

- як зазначалося вище, до 90% з'єднань є клепаними, або клеєклепаними, а високий рівень розвитку технології виробництва такого роду з'єднань дозволяє автоматизувати і механізувати клепально-складальні роботи шляхом застосування автоматичного і пресового обладнання, свердлильно-зенкувальних пристроїв;

- створення спеціалізованих цехів, що займаються вузловим та секційним складанням; створення цеху панелей, в якому будуть збиратися панелі для всіх відсіків фюзеляжу;

- застосування в складальних стапелях різних механізованих і автоматизованих пристроїв, а крім ручного інструменту, ще й механізованого.

2.2 Конструктивно-технологічне членування носової частини фюзеляжу

Схема конструктивно-технологічного членування фюзеляжу розробляється для більш ефективного виробництва. Остаточну конструкцію ділять на секції, вузли та панелі більш зручні у виробництві за показниками технологічності. Це дозволяє організувати паралельно-послідовне складання панелей та секцій, виділяти в паралельне виробництво складання однотипних панелей, що разом з використанням різних прогресивних методів виробництва помітно збільшує продуктивність праці і зменшує цикл

складання. При членуванні використовують конструктивні, технологічні та експлуатаційні роз'єми.

Ступінь членування залежить від економічних і виробничих умов.

Можуть бути різні варіанти схем членування. Зупинимося на двох, наведених нижче, як найбільш раціональних:

1. Носова частина фюзеляжу при вузловому складанні ділиться на деталі, вузли і панелі. На етапі секційного складання підзбірки є панелі, секції панелей і готові частини агрегату.

2. На етапі вузлової зборки ідентичний варіанту 1. Але при секційній збірці з його панелей не утворюють секції і готові частини агрегату, а всі складові панелі монтується безпосередньо в стапелі складання Ф1.

Схема конструктивно-технологічного членування визначена необхідністю вирішення наступних виробничих завдань:

- забезпечення високої якості складання і зменшення кількості ручних клепальних робіт за рахунок застосування засобів механізації;
- скорочення циклу складання за рахунок паралельного виготовлення підзбірок;
- мінімум витрат на виготовлення складальної оснастки за рахунок застосування складання відсіків в стапелях і пристосування для складання вузлів по СО, застосування переналагоджуваних пристосувань, стандартного устаткування;
- можливість виконання в окремих відсіках носової частини фюзеляжу монтажних робіт.

Для складання підборок за варіантом 1 крім стапелів складання панелей потрібні стапеля на окремі підзбірки.

Таким чином, агрегат розчленований на наступні підзбірки:

- нижній відсік носової частини фюзеляжу;
- каркас ліхтаря;
- бічні верхні панелі л / прав.;
- бічні підліхтарні панелі л/прав.;
- передня підліхтарна панель;
- надліхтарна панель;
- підліхтарна балка;
- верхня панель.

Носова частина фюзеляжу має високу ступінь панелірування. Число панелей визначено їх довжиною і шириною. Хоча зайві поздовжні стики збільшують вагу агрегату, але габарити панелей обмежені можливостями свердлувально-зенкувального і пресового устаткування.

Наприклад, свердлувально-зенковальна установка С34-Ф1 дозволяє обробляти панелі довжиною до 10м і шириною не більше 1200мм, при радіусі кривизни 1400-2100мм.

Довжина панелей не впливає на техніко-економічні показники складально-монтажних робіт, тому вони обрані по конструктивних міркувань

з урахуванням можливості виконання складання панелей одинарної кривизни в універсальному стапелі з комплектом рубильників.

Ступінь складальної закінченості підбірок можна оцінити в 90%. Решта 10% припадають на стиковку відсіків, вузлів між собою і доводочні роботи. Ступінь складальної закінченості середній частині фюзеляжу оцінюється в 80%, решта 20% – на доводочні роботи.

2.3 Схема складання і маршрутний (збільшений) технологічний процес. Обґрунтування методу складання та необхідної номенклатури складальних пристосувань для носової частини фюзеляжу і підбірок, що входять

В основному схеми складання літака розробляють послідовно, починаючи від цеху остаточного складання, з урахуванням вимог цехів складання. Залежно від ступеня членування конструкції планера на складальні одиниці і ступеня деформації складальних і монтажних робіт, складальний процес може виконуватися за послідовною, паралельною і паралельно-послідовною схемами.

Послідовна схема застосовується для конструкції агрегатів, що не розчленованих на панелі. Вона нам не підходить, ще й тому, що трудомісткість конструкції агрегату найбільша, а виробничий цикл найтриваліший.

Паралельна схема складання використовується для агрегатів, розчленованих на вузли і панелі, що збираються незалежно один від одного – паралельно. Основний обсяг монтажних робіт винесено на панелі. В стапелі загального складання проводиться стиковка і з'єднання панелей. Загальний цикл складання при такій схемі виявляється найменшим, трудомісткість мінімальної.

Паралельно-послідовна схема складання також відповідає збірці конструкції агрегатів, розчленованих на панелі, які збираються паралельно, після чого стикаються в агрегат.

Монтажні роботи при цьому на панелі не виносяться. Таким чином, переваги панелірування використовуються тільки для складальних робіт. Загальний цикл і трудомісткість складальних робіт при цій схемі складання займає середнє місце між послідовною і паралельною схемами.

Оскільки розміри, що входять в агрегат панелей порівняно невеликі і з'єднання панелей нероз'ємні, то немає сенсу збільшувати масу конструкції за рахунок стиків, тобто доцільно проводити монтажні роботи на панелях, як пропонує паралельна схема складання.

Високий ступінь панелірування агрегату, що проектується і низькі показники послідовної схеми складання виключають можливість застосування цієї схеми. Таким чином, для складання носової частини фюзеляжу пасажирського літака типу Ан-140 найбільш прийнятною є послідовно-паралельна схема складання, так як вона дозволяє максимально розрахувати фронт робіт, скоротити загальний цикл складання і забезпечити необхідну якість виробу, що збирається при невисокій трудомісткості.

Складання літакових конструкцій пропонує установку елементів, що збираються в складальне положення, утворення клепаних, клейових, зварних з'єднань та ін.

Встановлювальні роботи впливають на точність обводів і міцність виробу, визначають величину витрат на складання виробу. В залежності від способів базування в процесі складання розрізняють дві групи методів складання:

1. Деталі встановлюються по базах, розташованим на основній (базовій) деталі. До цієї групи належать такі методи збирання: по СО, по БО, по розмітці на базовій деталі, його привалочних поверхонь.

2. Деталі або вузли встановлюються по базах, розташованим на спеціальному носії розмірів - складальному пристосуванні з компенсацією похибок деталей, або без компенсації. Наприклад, відомий спосіб складання «від обшивки», «від каркаса».

Найбільшого поширення в сучасному літакобудуванні отримали наступні методи складання:

1. по складальних або базовим отворах (СО, БО);
2. по розмітці на базовій деталі;
3. по привалочним поверхням;
4. в пристосуванні з базуванням деталей і вузлів по спеціальним отворах (КФВ, БФО);
5. в пристосуванні з базуванням деталей і вузлів на контури.

Кожен з перерахованих методів характеризується особливостями базування, ступенем забезпечення взаємозамінності при складанні та обсягом оснащення, а також певними точносними та економічними характеристиками.

В даному випадку, з урахуванням особливостей вузлів і панелей, що входять в конструкцію агрегату і є окремими підбірками, в якості основного слід приймати метод складання в пристосуванні з базуванням деталей і вузлів на контури і з базуванням по КФВ і БФО.

Ці методи взаємно замінюючи і доповнюючи один одного, мають наступні переваги в порівнянні зі складанням по розмітці:

- виключається розмітка деталей;
- прискорюється і спрощується процес складання;
- досягається взаємозамінність вузлів, що складаються, панелей, агрегатів;
- можлива механізація процесів складання.

Цим пояснюється широке застосування складальних пристосувань на серійних заводах при виробництві літаків.

Крім того, на додаток до цих методів на окремих операціях, як, наприклад, установка поздовжнього і поперечного силового набору на панелях, доцільно застосовувати метод складання по СО, що забезпечує достатню для даних операцій точність.

Маршрутний (збільшений) технологічний процес складання носової частини фюзеляжу

1. Підготовка стапеля складання носової частини фюзеляжу до виконання складальних робіт.
2. Установка нижнього відсіку носової частини фюзеляжу в стапель складання.
3. Установка ліхтаря кабіни пілотів в стапель складання.
4. Установка бічної верхньої панелі. Правий борт.
5. Установка стикувального стрингера. Правий борт.
6. Повтор операцій №4-5 для бокової верхньої панелі. Лівий борт.
7. Установка бічної підліхтарної панелі. Правий борт.
8. Установка стикувальних стрингерів. Правий борт.
9. Повтор операцій №7-8 для бічної підліхтарної панелі. Лівий борт.
10. Установка передньої підліхтарної панелі.
11. Установка стикувальних стрингерів. Правий і лівий борт.
12. Установка в стапель обшивок підліхтарної панелі, стрингерів.
13. Установка в стапель верхньої панелі.
14. Установка стикувальних стрингерів. Правий і лівий борт.
15. Очищення носової частини фюзеляжу від стружки і сторонніх предметів.
16. Контролювати: а) встановлення, фіксацію деталей і вузлів; б) якість виконання з'єднань; в) відсутність механічних пошкоджень деталей і вузлів.
17. Виїмка носової частини фюзеляжу зі стапеля складання та встановлення його на ложементи.
18. Підготовка стапеля складання носової частини фюзеляжу до виконання складальних робіт.

Обґрунтування методу складання та складу складальних пристосувань для носової частини фюзеляжу і підзбірок, що входять

1. Конструктивні особливості літака як об'єкта виробництва.
Особливість об'єкта складання в значній мірі визначається рівнем вимог до точності виконання геометричних форм і розмірів, а також до ступеня взаємозамінності окремих елементів і частин планера.
2. Обсяг виробництва, що визначає економічну доцільність витрат на технологічне оснащення виробництва.
Вибір методу складання, технологічної послідовності виконання операцій, складу складальної і контрольно-вимірювального оснащення, кількість інструменту, в значній мірі залежить від конструкції зібраного агрегату і його особливостей.
Перш за все, слід визначити:
 - ступінь членування агрегату на конструктивно-технологічні окремі (самостійні) частини;
 - характер сполучення між цими окремими частинами;
 - форми виробу;
 - функціональне призначення окремих елементів конструкції;

- точність виконання розмірів і форм.

До числа основних технологічних вимог, що ставляться до конструкції літака при його складанні, слід віднести, перш за все: забезпечення можливості зменшення трудомісткості і скорочення циклів складання; можливість використання методів складання, що забезпечують мінімальні витрати і мінімальний обсяг ручних підгінних робіт.

У проектуваному цеху необхідні наступні складальні пристосування і робочі місця для успішного складання носової частини фюзеляжу:

- стапель складання носової частини фюзеляжу;
- стапель складання нижнього відсіку носової частини фюзеляжу;
- стапель складання бокових верхніх панелей;
- стапель складання бокових підліхтарних панелей;
- стапель складання підліхтарної панелі;
- стапель складання надліхтарної панелі;
- стапель складання підліхтарної балки;
- стапель складання верхньої панелі.

2.4 Розробка схеми ув'язування заготівельної і складальної оснастки і розрахунок точності складання

Трудомісткість вузлового, агрегатного і загального складання від виробу до виробу зростає, а засобів механізації, що застосовуються при складанні, значно менше, ніж на інших етапах виготовлення. Це багато в чому залежить від недосконалості чинної системи технологічної підготовки виробництва. Великі недоліки є в області забезпечення дедалі більшою точністю виготовлення обводоутворюючих елементів виробів і взаємозамінності вузлів і агрегатів. Особливо гостро стоїть питання забезпечення високої точності виготовлення технологічних роз'ємів літаків.

Причиною таких труднощів те, що для виготовлення елементів, що сполучаються деталей і складальних одиниць часто застосовуються різні, не пов'язані між собою методи ув'язки і способи базування. В окремих випадках невиправдано велика кількість спеціальної ув'язувального і складального оснащення, в результаті чого збільшуються матеріальні і трудові витрати, зростає обсяг підгінних робіт, збільшується цикл виробництва і знижується якість виготовлення.

Геометрична взаємозамінність – ідентичність, тобто рівноцінність об'єктів за розмірами і формою. Для її забезпечення використовують такі основні методи ув'язки заготівельного і складального оснащення: плазово-шаблонний метод (ПШМ), еталонно-шаблонний метод (ЕШМ), координатно-шаблонний метод (КШМ) і метод координатно-аналітичної ув'язки (МКАУ).

Види першоджерел ув'язки:

Креслення – ув'язка забезпечується на основі універсальної системи допусків і посадок. Використовується для ув'язки геометричних параметрів складових частин, жорсткої і простої форми.

Плаз – першоджерело ув'язки при якому ув'язку здійснюють на основі графічних побудов на площині (розкреслювання плазів). До цього першоджерела ув'язки відносять також (ВК) – відбиток контрольний і (ШКК) – шаблон контурний, що виконує функції конструктивних плазів.

Еталон – ув'язка здійснюється за рахунок контактного копіювання поверхонь еталону або його частини.

Програма – ув'язка здійснюється на основі розроблених ММП – математичної моделі поверхні і створення керуючої програми для обладнання з ЧПК.

До першоджерел не відносять програми, записані з плазів або еталонів.

Розглянемо перераховані методи:

1. ПШМ є простим і дешевим методом ув'язки, проте він найменш точний при ув'язці пристроїв для складання агрегатів. Метод застосовують для складання плоских вузлів (лонжеронів, шпангоутів, нервюр та ін.) і монтажу комунікацій (трубо- та електропроводів). Першоджерелом ув'язки в ПШМ є теоретичний плаз (ТП).

2. ЕШМ забезпечує дуже високу точність ув'язки оснащення по обводах і стиках. Однак, цикл підготовки виробництва і витрати виявляються дуже великими. Цей метод можна застосовувати для порівняно невеликих ЛА, що характеризуються високими швидкостями польоту. Першоджерелом ув'язки в ЕШМ є еталон поверхні (ЕП).

3. КШМ забезпечує високу точність ув'язки оснащення по обводам, але менш точний при ув'язці її по стиках. Цикл підготовки виробництва і витрати при використанні КШМ скорочуються. Метод використовують для виробництва ЛА важкого і середнього тоннажу, переважно середніх і високих швидкостей польоту. Першоджерелом ув'язки в КШМ є теоретичний плаз.

4. МКАУ є найбільш молодим і одночасно найбільш прогресивним методом ув'язки. Тут на основі математичної моделі (ММ) і аналітичного еталона (АЕ) створюють керуючі програми (КП) на верстати з ЧПК для виготовлення як деталей виробу, так і шаблонів і елементів складальної оснастки (рубильників, фіксаторів, калібрів стиків). МКАУ дозволяє скоротити в кілька разів терміни підготовки виробництва і витрати у виробництві, забезпечує широкі можливості для кооперації виробництва. Першоджерелами ув'язки в МКАУ являються або аеродинамічна модель, або комп'ютерна математична модель.

Слід зазначити, що перераховані методи ув'язки і взаємозамінності застосовують не кожен окремо, а в різних поєднаннях, що пояснюється конструктивно-технологічними особливостями виробів і масштабами виробництва.

2.4.1 Розрахунки первинних допусків на бічну частину шпангоута для двох варіантів складання

Визначити можливість застосування того чи іншого методу складання вузла можна, порівнюючи похибку складання з допуском на вузол. У технічних умовах (ТУ) на складання агрегатів допуски на контур передбачені тільки для агрегату. На контур вузлів допуски не наводяться, оскільки передбачається, що можливе застосування різних методів складання в залежності від умов виробництва. Останнє при розробці технологічного процесу вимагає обчислення допуску на вузол при заданому допуску на агрегат в певних умовах виробництва. Зокрема, на точність складання впливають прийняті методи збирання агрегату і схема ув'язки оснащення. Тому величина допуску на вузол $\delta_{\text{вузл}}$ визначається за виразом [9-11]:

$$\delta_{\text{вузл}} = \delta_{\text{агр.ТУ}} - C_{\text{пр.агр-вузл.}} \quad (2.1)$$

де $C_{\text{пр.агр-вузл.}}$ - похибка ув'язки оснащення для вузла і агрегату, яка визначається за схемою ув'язки оснащення;

$\delta_{\text{агр.ТУ}}$ - допуск на носову частину фюзеляжу по ТУ ($\delta_{\text{агр.ТУ}} = \pm 2,0$ мм).

1. МКАУ відповідає схема ув'язки, показана на рисунку 2.1:
- 2.



Рис. 2.1. Структурна схема ув'язки СП носової частини фюзеляжу і СП бокової частини шпангоута при МКАУ

Похибка ув'язки СП носової частини фюзеляжу і СП бічної частини шпангоута визначається відхиленнями на незв'язаних етапах. Відповідно до цього:

$$\delta_{\text{б.ч.шпангоута}} = \delta_{\text{н.ч.фюзеляжаТУ}} - C_{\text{пр.н.ч.фюзеляжа-б.ч.шпангоута}}, \quad (2.2)$$

$$C_{\text{пр.н.ч.фюзеляжа-б.ч.шпангоута}} = \pm \sqrt{0,02^2 \cdot 4 + 0,108^2 \cdot 2 + 0,1^2 \cdot 6} = \pm 0,291 \text{ мм}$$

$$\delta_{\text{б.ч.шпангоута}} = \pm (2,0 - 0,291) = \pm 1,709 \text{ мм}$$

2. КШМ відповідає схема ув'язки, показана на рис. 2.2:

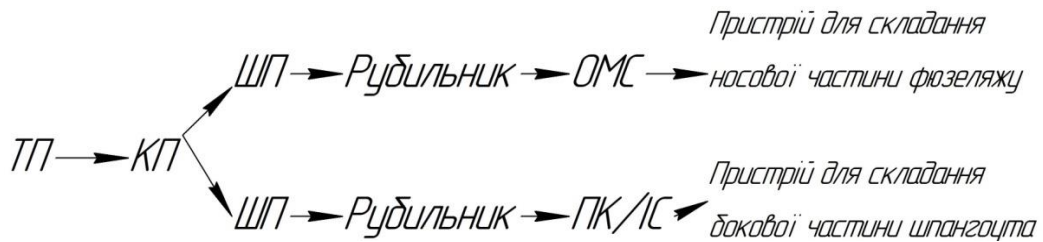


Рис. 2.2. Структурна схема ув'язки СП носової частини фюзеляжу і СП бокової частини шпангоута при КШМ

$$C_{\text{пр.н.ч.фюзеляжа-б.ч.шпангоута}} = \pm \sqrt{0,2^2 \cdot 4 + 0,1^2 \cdot 6} = \pm 0,469 \text{ мм}$$

$$\delta_{\text{б.ч.шпангоута}} = \pm (2,0 - 0,469) = \pm 1,531 \text{ мм}$$

2.4.2 Розрахунок точності складання бічної частини шпангоута для двох варіантів складання і ув'язки, порівняння з допуском на бічну частину шпангоута

Допуск на складання в пристрої з компенсацією похибок визначається за формулою:

$$\delta_{\text{сб}} = \delta_{\text{пр}} + k_{\text{приж}} C_{\text{контур.пр.-дет}} + \delta_{\text{проч}} \quad (2.3)$$

де $\delta_{\text{пр}}$ – допуск на пристрій,
 $C_{\text{контур.пр.-дет}}$ – похибка ув'язки контуру для пристрою і деталі,
 $k_{\text{приж}}$ – коефіцієнт, що залежить від кількості притисків пристрою,
 $\delta_{\text{проч}}$ – частина допуску на складання, обумовлена іншими похибками від поводок і зсувів, викликаних утворенням з'єднань, прогинами пристрою в процесі складання та іншими незалежними від методу складання причинами (вважають, що $\delta_{\text{проч}} = 0,3 \delta_{\text{сб}}$).

Величина допуску на пристрій $\delta_{\text{пр}}$ визначається сумою похибок на етапах перенесення розмірів від першоджерела ув'язки використовуваного методу ув'язки до пристрою. Похибка ув'язки контуру пристрою і деталі $C_{\text{контур.пр.-дет}}$ визначається відхиленнями на незв'язаних етапах перенесення розмірів.

Схеми ув'язки пристрою для складання бокової частини шпангоута і деталі (обода бокової частини шпангоута) для методів МКАУ і КШМ показані на рисунку 2. 3 і 2. 4 (використані дані джерел [9-11]).



Рис. 2.3 – Схема ув'язки пристрою для складання бокової частини шпангоута і виготовлення деталі (обода бокової частини шпангоута) при МКАУ.

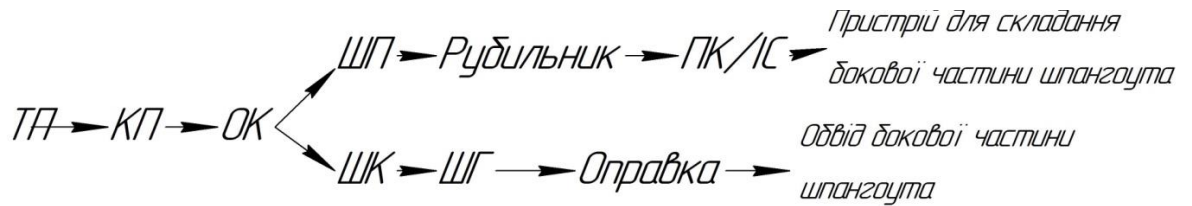


Рис. 2.4. Схема ув'язки пристрою для складання бокової частини шпангоута і виготовлення деталі (обода бокової частини шпангоута) при КШМ

Значення величин $\frac{\delta_i}{2}, k_i, \alpha_i$ для різних етапів перенесення розмірів наведені в таблиці 2. 1.

Таблиця 2. 1 – Величина $\frac{\delta_i}{2}, k_i, \alpha_i$ для різних етапів перенесення розмірів

Етапи перенесення розмірів	$\frac{\delta_i}{2}$	k_i	α_i
ТП–КП	$\pm 0,2$	1,4	0
КП–ОК	$\pm 0,2$	1	0
ОК–ШП	$\pm 0,2$	1,4	0,5
ШП–рубильник	$\pm 0,2$	1,4	0,5
Рубильник–ПК/ИС	$\pm 0,1/\pm 0,1$	1	0
ПК/ИС–пристрій	$\pm 0,1/\pm 0,1$	1	0
ОК–ШК	$\pm 0,2$	1,4	0,5
ШК–ШГ	$\pm 0,2$	1,4	0,5
ШГ–відправка	$\pm 0,3$	1,4	0,5
Відправка – обод бокової частини шпангоута	+ 0,3	1	0
ММ–АЭ	$\pm 0,01$	1	0
АЭ–УП	$\pm 0,02$	1	0
СЧПУ–рубильник	$\pm 0,108$	1	0
СЧПУ–відправка	$\pm 0,108$	1	0

Допуск на пристрій складе:

$$\text{для КШМ: } \delta_{\text{пр}} = \pm \sqrt{0,2^2 \cdot 3 \cdot 1,4^2 + 0,2^2 \cdot 1^2 + 0,1^2 \cdot 4 \cdot 1^2} = \pm 0,56 \text{ мм,}$$

для МКАУ: $\delta_{\text{пр}} = \pm \sqrt{0,01^2 \cdot 1^2 + 0,02^2 \cdot 2 \cdot 1^2 + 0,108^2 \cdot 1^2 + 0,1^2 \cdot 4 \cdot 1^2} = \pm 0,229$ мм.

Похибка ув'язки контуру пристрою і деталі:

для КШМ:

$$C_{\text{контурпр.-дет}} = \pm \sqrt{0,2^2 \cdot 4 \cdot 1,4^2 + 0,1^2 \cdot 4 \cdot 1^2 + 0,3^2 \cdot 1,4^2 + 0,15^2 \cdot 1^2} + 0,5(0,2 \cdot 4 + 0,3) = \\ = \begin{pmatrix} +1,29 \\ -0,19 \end{pmatrix} \text{ мм.}$$

для МКАУ:

$$C_{\text{контурпр.-дет}} = \pm \sqrt{0,1^2 \cdot 4 \cdot 1^2 + 0,108^2 \cdot 1^2 \cdot 2 + 0,02^2 \cdot 4 \cdot 1^2 + 0,15^2 \cdot 1^2} = \pm 0,3 \text{ мм.}$$

Кількість притисків $n_{\text{пр}}$ визначимо зі умови забезпечення заданої точності складання: $\delta_{\text{сб}} \leq \delta_{\text{б.ч.шпангоута}}$. Величини $\delta_{\text{б.ч.шпангоута}}$ визначені в п. 2.15.1.

$$\text{Для КШМ: } \delta_{\text{сб}} = \pm 0,56 + k_{\text{приж}} \cdot \begin{pmatrix} +1,29 \\ -0,19 \end{pmatrix} + 0,3 \cdot \delta_{\text{сб}}, \text{ или } \delta_{\text{сб}} = \pm 0,8 + k_{\text{приж}} \\ \cdot \begin{pmatrix} +1,84 \\ -0,27 \end{pmatrix}.$$

$$\text{Отримуємо: } \pm 0,8 + k_{\text{приж}} \cdot \begin{pmatrix} +1,84 \\ -0,27 \end{pmatrix} \leq \pm 1,531$$

$$\text{звідки } \begin{cases} k_{\text{приж}} \leq 0,4 \\ k_{\text{приж}} \geq 2,7. \end{cases}$$

Приймаємо $k_{\text{приж}} = 0,25$, після цього по табл. 42 [11] знаходимо кількість притисків: $n_{\text{пр}}=5$ і відношення відстані між фіксаторами пристрою $l_{\text{фікс}}$ до довжини бокової частини шпангоута: $l_{\text{фікс}}/l_{\text{дет}} = 0,25$.

$$\text{Для МКАУ: } \delta_{\text{сб}} = \pm 0,229 + k_{\text{приж}} \cdot (\pm 0,3) + 0,3 \cdot \delta_{\text{сб}}, \text{ или } \delta_{\text{сб}} = \pm 0,327 + k_{\text{приж}} \\ \cdot (\pm 0,43).$$

$$\text{Отримуємо: } \pm 0,327 + k_{\text{приж}} \cdot (\pm 0,43) \leq \pm 1,709$$

$$\text{звідки } \begin{cases} k_{\text{приж}} \leq 3,21 \\ k_{\text{приж}} \geq 3,21. \end{cases}$$

Приймаємо $k_{\text{приж}} = 1$, тобто $n_{\text{пр}}=0$.

Проаналізувавши отримані результати, можна зробити висновок, що обидва розглянутих методи ув'язки (КШМ і МКАУ) дозволяють забезпечити необхідну точність складання. Велику точність складання забезпечить метод МКАУ. Метод ув'язки МКАУ передбачає використання обладнання з ЧПУ, комп'ютерної техніки та іншого і є найбільш придатним методом ув'язки для серійного виробництва, тому в даній роботі буде використано даний метод.

2.5 Розробка і нормування маршрутно-операційного технологічного процесу складання носової частини фюзеляжу

Технологічний процес складання носової частини фюзеляжу - це послідовність установки в складальній пристрій в потрібному положенні складальних одиниць, вузлів, деталей та панелей, їх фіксація і з'єднання між собою способами, передбаченими кресленням, визначення спеціальності, розряду і кількості робочих, а також норм часу, вибір інструменту та обладнання.

Розробка робочого технологічного процесу складання для серійного виробництва здійснюється відповідно до креслень конструкції виробу і схеми складання:

1. Суть операцій і переходів техпроцесу. Їх послідовність повинна відповідати певному плану. У загальному випадку процес складання виконується в наступному порядку:

- підготовка деталей до складання;
- установка деталей в заданому кресленнями положенні;
- фіксація деталей;
- підготовка деталей до з'єднання і з'єднання;
- контроль точності і якості з'єднання;
- завершальні роботи.

2. Інструмент та обладнання, необхідне для кожної операції.

3. Норми часу на виконувани види робіт. Нормування складальних робіт враховує умову складання, вага і габарити виробу, а також деталей, що з'єднуються і вузлів. Нормування ведеться згідно нормативів НИАТ. Заводські норми часу будуть значно відрізнятися від норм НИАТ так, як заводські норми часу для одиничного виробництва.

4. Спеціальність, кількість і розряд робітників. Визначення розряду виробляють по тарифно-кваліфікованого довідника.

5. Операції контролю. Технолог розробляє контроль на підставі креслення і технічних умов в наступній послідовності:

- відбір параметрів, що підлягають контролю;
- вибір засобів і методів контролю.

Маршрутно-операційний технологічний процес складання носової частини фюзеляжу представлено в додатку до дипломного проекту, розроблений на основі маршрутної (директивної) технології складання і заводського технологічного процесу складання фюзеляжу пасажирського літака типу Ан-140.

2.6 Обґрунтування засобів ведення складального процесу

У процесі складання носової частини фюзеляжу необхідно виконувати ряд наступних операцій:

- закладка;
- установка;
- фіксація;

- свердління;
- зенкування;
- клепання.

Складання ведеться на стапелі складання носової частини фюзеляжу.

Внаслідок того, що носова частина фюзеляжу погано піддається автоматизації складальних робіт через свою форму і геометрію, то кошти ведення технічного процесу складання звичайні: при фіксації використовуються гвинтові притиски, струбцини, викрутки, торцеві ключі; під час свердління використовуються ручні пневмодрилі СМ 21-6-12000, СМ 21-9-500, сверла від Ø3,1 до Ø9,0 мм, свердла розгортки Ø4,05; Ø5,05; зенкування Ø4; Ø5

При клепанні застосовуються пневмомолотки КМП-16, КМП-24; пневмомашини ФПРМ-12. При установці крупногабаритних подзбірок (наприклад, бічні верхні панелі) використовуються кран-балки.

При нанесенні захисного покриття на замикаючі головки заклепок використовується ґрунтівка ЛК-069-0,25; бензин. При клеєклепанні використовують герметик 930МЭС – 5М; ґрунтівку –АК-069.

Використовуються різьбові з'єднання. Т/гвинти: 3166А-4-10; 3166А-3-12; т/гайки: 3306А-3; 3301А-4; 3306А-4; а також т/шайба: 1703А-4.

Технічні умови на постачання підборок носової частини фюзеляжу

У стапель складання надходять:

1. Відсік підлоги з нішею шасі (шп.1-7, стрингери ліві, праві) в зборі згідно з кресленням і прийнятою схемою членування і складання.
2. Ліхтар кабіни пілотів в зборі згідно з кресленням.
3. Панель передня підліхтарна (шп. 1-3, стрингери ліві, праві) в зборі згідно з кресленням.
4. Панель верхня (шп.5-7, стор.28 ліві, праві) в зборі з окантовкою аварійного люка і обводами шпангоута 6-7 згідно з кресленням.
5. Панелі бокові підліхтарні (шп.1-4, стор.15-28) в зборі згідно з кресленням.
6. Панелі бокові верхні (шп.4-7, стор.15-28) в зборі згідно з кресленням.
7. Балка підліхтарна (по осі симетрії шп.1-2) в зборі згідно з кресленням, ТІ.
8. Шпангоут №5 в зборі згідно з кресленням, ТІ.
9. Деталі стику панелі підліхтарної зі шпангоутом №1: книці виготовлені згідно з кресленням, з НО під кріплення.
10. Деталі стику по шпангоуту №4 стор.16-19: стрічка, книці, профілі, виготовлені згідно з кресленням з НО під кріплення.

11. Деталі стику панелей бокових нижніх і бокових верхніх між собою по стор.15 (ліві, праві), накладки і книці виготовлені згідно з кресленням.

12. Деталі стику між собою і каркасом ліхтаря по стор.28 і 28А шп.1-3 і 6-7. Стрингери, книці, клини, накладки виготовлені згідно з кресленням з НО під кріплення.

Отвори під болти виконуються по 7,9 і 12 квалітетам. Свердління отворів під болти і зенкування гнізд здійснюється ручними свердлильними машинами типу СМ 11-6-3600, УСМ 21, МС-5У.

Для обробки точних отворів в місцях зі стисненими і вільними проходами застосовується метод механізованого розгортання з використанням розгортальних машин типу МР-8У, МР-121, МР-12У, Мр-24У.

2.7 Розробка операційного технологічного процесу для складання низинки носової частини фюзеляжу

Технологічний процес складання відсіку Ф1 нижнього – це послідовність установки в складальній пристрій в потрібному положенні складальних одиниць, вузлів, деталей та панелей, їх фіксація і з'єднання між собою способами передбаченими кресленням, визначення спеціальності, розряду і кількості робочих, а також норм часу, вибір інструменту та обладнання.

Розробка робочого технологічного процесу складання для серійного виробництва здійснюється відповідно до креслень конструкції виробу (рисунок 2.5) і схеми складання.

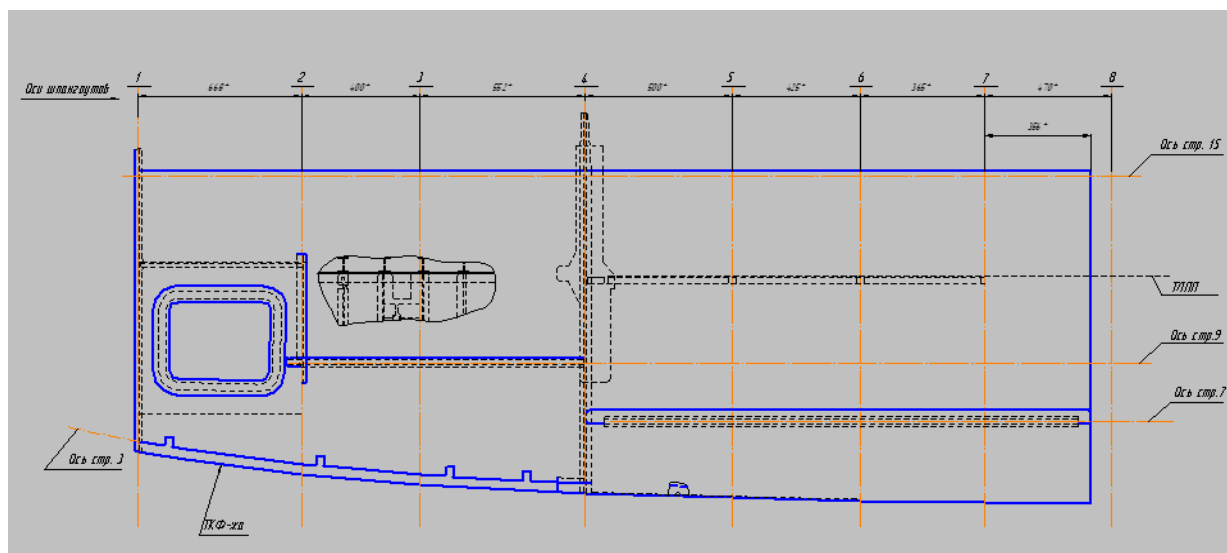


Рис. 2.5. Відсік Ф1 нижній

Розробка операційного технологічного процесу для складання низинки носової частини фюзеляжу представлена в додатку.

2.8 Розробка схеми базування складових частин носової частини фюзеляжу

Проектуючи операції установки підбірок в складальне положення, необхідно вибирати на підбірках базисні поверхні, по яким будуть вести установку і фіксацію підбірок, а також необхідно встановити послідовність подачі підбірок на складання.

Базисні поверхні використовують в якості складальних або встановлювальних баз. Складальні бази визначають взаємне положення елементів, що збираються, а встановлювальні – положення деталей і вузлів щодо пристрою.

Вибираючи бази, необхідно прагнути до дотримання принципів єдності, постійності і збігу баз.

Визначимо основні складальні бази носової частини фюзеляжу:

1) Поверхня каркасу. Ця база використовується в носовій частині при установці і клепанні панелей. В цьому випадку базування здійснюється по поверхнях рубильників і каркасу.

2) Зовнішня поверхня обшивки використовується в якості бази для нижніх панелей (дотримуючись принципу збігу баз).

3) БО обрані в якості складальних баз для низинок силових шпангоутів, для опори носової стійки шасі.

Схема базування носової частини фюзеляжу приведена на рисунку 2.6.

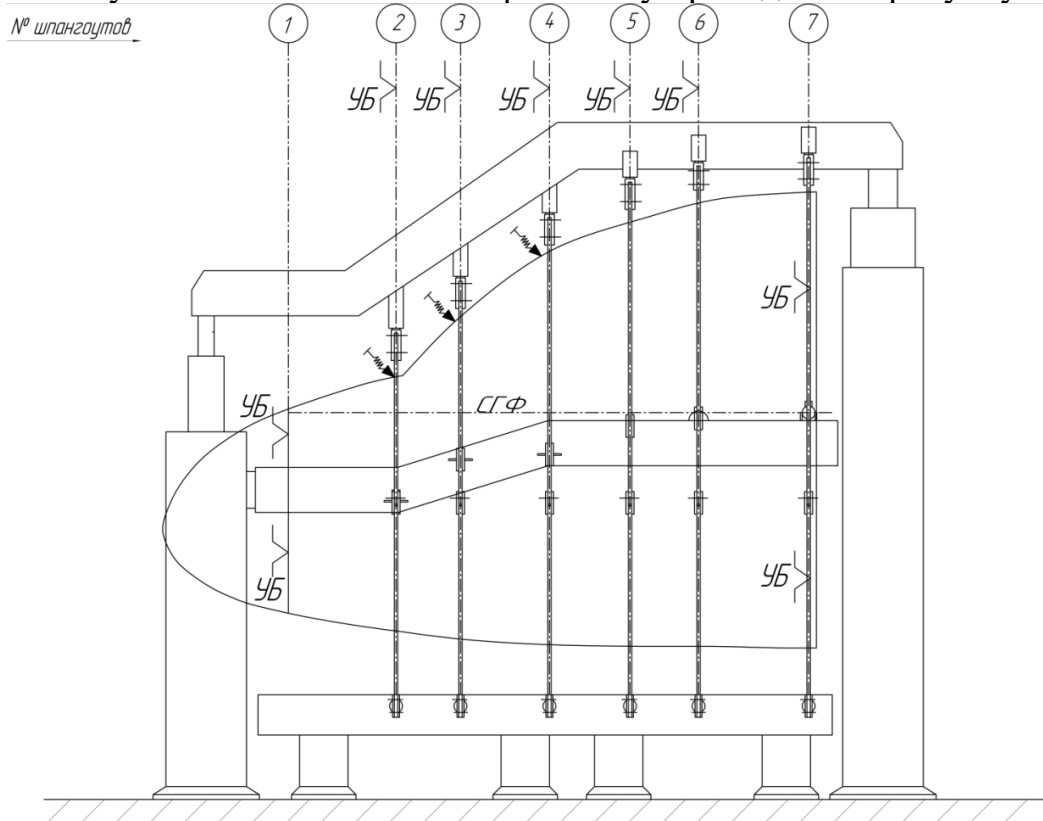


Рис. 2.6. Схему базування носової частини фюзеляжу

2.9 Технічні умови на проектування і конструкція пристрою складання носової частини фюзеляжу

2.9.1 Технічні умови на проектування пристрою складання носової частини фюзеляжу

Конструктивні схеми пристосувань обумовлені конструктивно-технологічними особливостями літака, що збирається.

Схему вибирають на етапі розробки директивних технологічних матеріалів з урахуванням основних вимог, що пред'являються до стапеля.

Конструкцію агрегату збирають з деталей і вузлів, що характеризуються порівняно великими габаритами, невеликою жорсткістю, здатністю змінювати форму і розміри під дією власної маси. Після складання в стапелі вони стають досить жорсткими і повинні відповідати заданій точності. Отже, одне з головних призначень стапеля – забезпечення взаємозамінності зібраного агрегату.

Точність складання в стапелі забезпечується фіксаторами і зажимами, залишеними в певному положенні на жорстких елементах каркаса стапеля.

Система «каркас-фіксатор» повинна мати достатню жорсткість, витримувати навантаження і масу зібраного агрегату, що виникають в процесі складання. Друга важлива умова при проектуванні стапеля – досягнення високої продуктивності праці при складанні. Складальний пристрій повинен забезпечувати:

- а) вільні підходи до робочих місць;
- б) мінімум вимірювань, розмітки і підгонки в процесі складання;
- в) швидкість установки і закріплення деталей;
- г) застосування підйомно-транспортних засобів;
- д) зручне для складання розташування деталей і вузлів.

Для скорочення термінів і вартості проектування і виготовлення стапеля технологічне оснащення нормується. Це дозволяє організувати виробництво деталей та вузлів пристрою великими партіями, що дозволяє подовжити термін їх служби, оскільки вони використовуються багаторазово.

Технічні умови на проектування стапеля загального складання носової частини фюзеляжу наступні:

1. Стапель призначений для загального складання носової частини фюзеляжу.
2. Положення агрегату в стапелі – горизонтальне.
3. У стапель складання надходять:
 - 1) Відсік підлоги з нішею шасі (шп.1-7, стор. л/пр.) в зборі згідно з кресленням і прийнятою схемою членування і складання.
 - 2) Ліхтар кабіни пілотів в зборі згідно з кресленням.
 - 3) Панель передня підліхтарна (шп.1-3, стор.28 л/пр.) в зборі згідно з кресленням.

- 4) Панель верхня (шп.5-7, стор.28 л/пр.) в зборі з окантовкою аварійного люка і обводами шпангоута 6-7 згідно з кресленням.
- 5) Панелі бокові підліхтарні (шп.1-4, стор.15-28) в зборі згідно з кресленням.
- 6) Панелі бокові верхні (шп.4-7, стор.15-28) в зборі згідно з кресленням.
- 7) Балка підліхтарна (по осі симетрії шп.1-2) в зборі згідно з кресленням, ТІ.
- 8) Шпангоут №5 в зборі згідно з кресленням, ТІ.
- 9) Деталі стику панелі підліхтарної зі шпангоутом №1: книці виготовлені згідно з кресленням, з НО під кріплення.
- 10) Деталі стику по шпангоуту №4 стор.16-19: стрічка, книці, профілі, виготовлені згідно з кресленням з НО під кріплення.
- 11) Деталі стику панелей бокових нижніх і бокових верхніх між собою по стор.15 (ліві, праві), накладки і книці виготовлені згідно з кресленням.
- 12) Деталі стику між собою і каркасом ліхтаря по стор.28 і 28А шп.1-3 і 6-7. Стрингери, книці, клини, накладки виготовлені згідно з кресленням з НО під кріплення.

4. Основними технологічними базами є:

Поверхня каркаса. Ця база використовується в носовій частині при установці і клепанні панелей. В цьому випадку базування здійснюється по поверхням рубильників і каркаса.

Зовнішня поверхня обшивки використовується в якості бази для нижніх панелей (дотримуючись принципу збігу баз).

БО обрані в якості складальних баз для низинок силових шпангоутів, для опори носової стійки шасі.

5. Взаємозамінними елементами є: шпангоут №1, вузли навішування стійки шасі, кришка аварійного люка.

6. При виготовленні і монтажі даного стапеля необхідні: монтажні рами, макет 1-го шпангоута, макет поверхні ліхтаря.

7. Закладка підборок в стапель і виїмка готового агрегату проводиться за допомогою кран-балки, виїмка проводиться вгору.

8. Потрібно підведення електроенергії для освітлення, підведення живлення стисненим повітрям.

2.9.2 Конструкція стапеля складання носової частини фюзеляжу

Стапель складання носової частини фюзеляжу зібрано на базі стандартних елементів. Він складається з чотирьох колон, на яких встановлюється поворотна рама по 1-го шпангоуту і бічні балки. За допомогою монтажних плит встановлених на бокових балках встановлюються ліва і права нижні балки.

Усі колони зібрані зі стандартних блоків і спираються на стандартні фундаментні плити. У свою чергу фундаментні плити встановлено на бетонних подушках і кріпляться до них фундаментними болтами.

Балки кріпляться до колон за допомогою кронштейнів, що представляють собою жорсткі кутники або майданчики з привареними до них склянками і вставленими в них вилками. Заливка вилок цементом НИАТ-МЦ проводиться на інструментальному стенді.

У стапелі є: фіксатор вузлів навішування шасі, рама поворотна по 1-го шпангоуту, фіксатори для контролю отвору під фару, фіксатори каркаса, фіксатори КФО.

До стапеля підведена систему стисненого повітря з необхідною кількістю запірних клапанів.

Монтаж стапеля складання носової частини фюзеляжу

Проведемо наступну послідовність монтажу стапеля:

1. Всі вузли стапеля виготовляються на координатному масиві в системі КФО з базою від будівельної горизонталі фюзеляжу (БГФ) і вісі симетрії літака (ВСС).
2. Поздовжні нижні балки заздалегідь заливаються на координатному масиві від БГФ і ВСС.
3. Фундамент стапеля виготовляється згідно з кресленням і плануванні цеху.
4. Перевіряють співвісність отворів в стапелі за допомогою ЛЦС-3, також перевіряють дистанцію між стиками.
5. На колонах встановлюють фіксатори окантовки МОКів, рамку-калібр по отворах вікон.
6. Встановлюють ложементи стапеля, рубильники.
7. Установка і нівелювання носової частини фюзеляжу в стапелі складання.
8. Знімається вся оснастка другого порядку, в паспорті робиться відмітка про проведений монтаж з обов'язковим заповненням місця відхилень.

Обслуговування складального пристрою:

Утримання складального оснащення в робочому стані має здійснюватися в системі планово-попереджувального ремонту, яка складається з:

- міжремонтного обслуговування;
- періодичної перевірки стану складального оснащення, що здійснюється БЦК цеху;
- періодичних ремонтів, які здійснюються цехом складального оснащення.

Догляд за складальним пристосуванням здійснюється самими збиральниками відповідно до інструкції по експлуатації.

Наказом по цеху призначається відповідальний за експлуатацію оснащення, відповідно до графіку ППП.

2.10 Конструкція калібру вузлів навішування шасі

Одним з представників оснащення 2-го порядку для носової частини фюзеляжу є калібр вузлів навішування шасі.

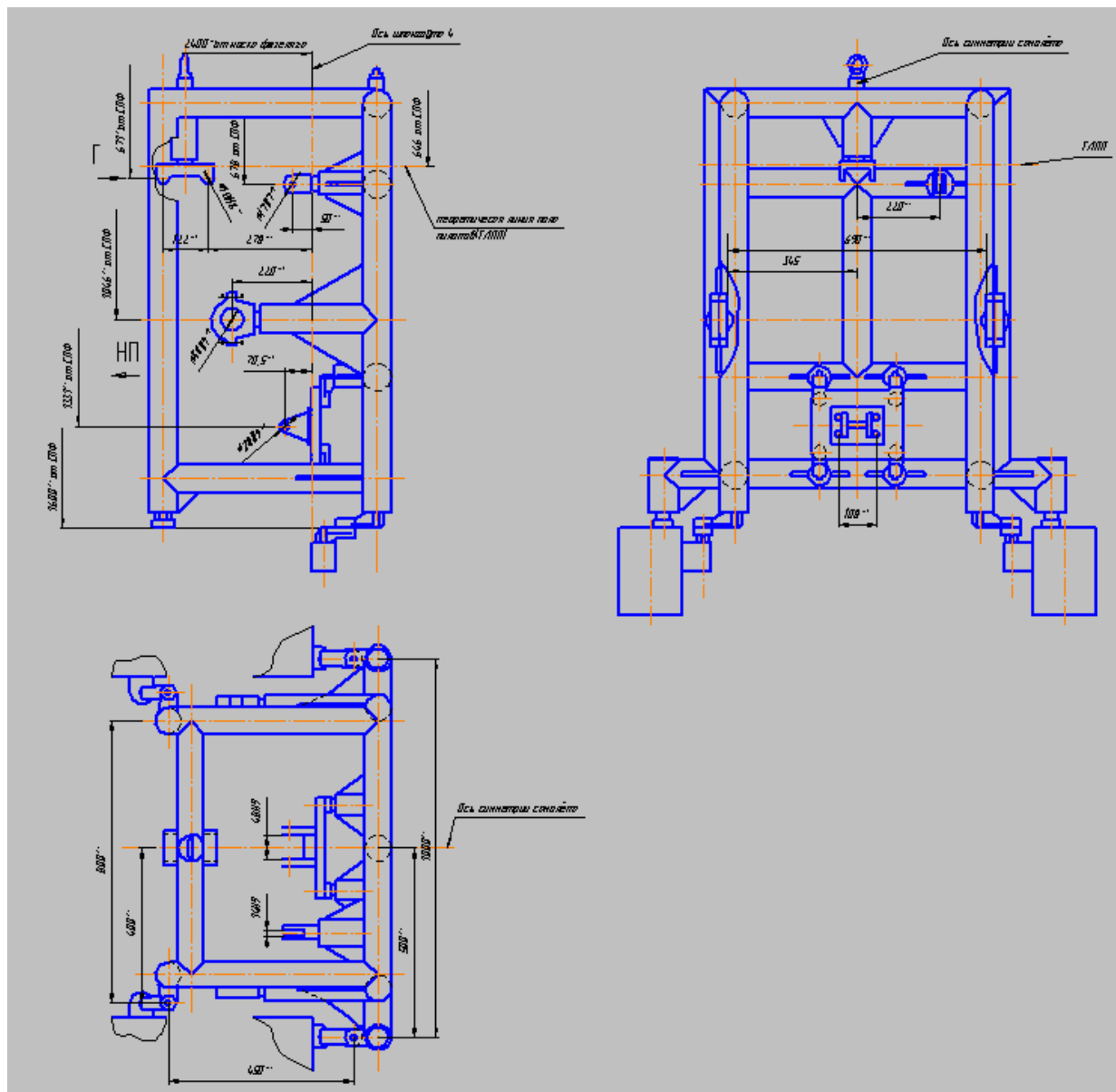


Рис. 2.7. Оснащення 2-го порядку

Конструкція калібру вузлів навішування шасі представлена в додатку.

2.11 Схема засобу механізації

В даному проекті одним із засобів механізації процесу складання є прес КП-503М. Це обладнання потрібно для механізації процесу клепання.

Прес КП-503М складається з:

- станина;

- агрегат підтримки;
- клепальний агрегат;
- реверсивний двигун;
- повітряний фільтр;
- клепальний штамп;
- ножні педалі;
- лімб.

Виріб закладається в клепальний штамп і за допомогою ножних педалей починається процес клепання. Даний прес значно спрощує процес клепання.

Схема засоби механізації представлена в додатку.

2.12 Уточнення типу виробництва

Тип виробництва в цеху визначається типом виробництва на більшості його основних ділянок, на ділянці – типом виробництва більшості його робочих місць. Тип виробництва на робочому місці визначається коефіцієнтом закріплення операцій $\kappa_{з.о.}$.

Робоче місце серійного виробництва спеціалізується на виконанні кількох закріплених за ним операцій, що чергуються в певній послідовності.

У нашому випадку $\kappa_{з.о.}$ знаходиться в інтервалі від 1 до 20, проте робити висновок про величину серійного виробництва по $\kappa_{з.о.}$ не можна, так як при стапельному стаціонарному складанні тип виробництва визначається не характером і ступенем завантаження стапельів (т. я. спеціальне оснащення довантажити іншими виробами неможливо), а характером завантаження робітників-складальників і частотою їх переміщення від одного робочого місця до іншого.

Бригадна форма організації процесу складання застосовується в одиничному (дослідному) виробництві, в серійному виробництві застосовують операційну або операційно-потокową форми складання.

Вибираємо серійне виробництво з операційно-потокową організацією праці. Програма випуску виробів в рік – 52 шт.

2.13 Вибір організаційної форми складання носової частини фюзеляжу

У літакобудуванні відомі три форми організації процесів складання:

- бригадна;
- операційна;
- операційно-поточна.

Найважливішими ознаками складання при операційно-поточному виробництві є:

1. Закріплення за кожним виконавцем (або групою робітників) постійного завдання з певним обсягом роботи.

2. Розташування робочих місць в порядку послідовності виконання технічного процесу.

3. Малі обсяги міжопераційного незавершеного виробництва.

4. Певний ритм в роботі, загальний для всіх робочих місць.

В результаті застосування операційно-поточної складання забезпечується різний випуск продукції при поліпшенні її якості і зниження собівартості.

У цьому дипломному проекті прийнято метод, заснований на принципі операційно-поточного складання, при якому вироби передаються з одного робочого місця на інше, а виконавці виконують виробничі завдання на постійно встановленій для них робочій ділянці.

2.14 Розробка циклового графіка складання носової частини фюзеляжу

Цикловий графік є основним технічним документом операційно-поточної лінії складання носової частини фюзеляжу. У ньому зазначаються такі відомості:

- зміст укрупнених операцій;
- послідовність їх виконання;
- тривалість виконання кожної укрупненої операції;
- кількість одночасно працюючих при виконанні кожної укрупненої операції;
- трудомісткість виконання завдання і цикловий час.

Побудуємо цикловий графік складання носової частини фюзеляжу на основі раніше спроектованого техпроцесу складання.

Технологічним циклом називають робочий час, протягом якого виріб виготовляється від початку до кінця. Величина циклу складання залежить від фронту робіт і «щільності» робочого місця і визначається за формулою:

$$Ц = \frac{T}{n} \quad (2.4)$$

де T – трудомісткість виготовлення об'єкта, визначена за видами робіт, аналоговим методом за заводськими матеріалами для базової конструкції літака Ан-140. $T=960$ чол.г;

n – кількість одночасно працюючих на збірці об'єкта, $n=6$.

$$Ц = \frac{960}{6} = 160 \text{ г.}$$

Такт – тривалість рівних проміжків часу між випуском виробів, що випускаються один за одним.

$$\tau = \Phi_p / N \quad (2.5)$$

де Φ_p - розрахунковий фонд робочого часу на рік;

N - програма випуску виробів за рік.

$$\Phi_p = mst \quad (2.6)$$

де m – кількість робочих днів в році;

s – кількість робочих змін у добі;

t – тривалість однієї зміни.

Приймаємо: $s=2$, $t=8$ ч, $m=365-105=260$; (105 – кількість вихідних днів).

$$\Phi_p = 260 \cdot 2 \cdot 8 = 4160 \text{ г.}$$

Звідси $T=4160/52=80$ (год/шт)

Визначимо N :

$$N = \frac{\Phi_p}{\tau} = \frac{4160}{80} = 52 \text{ шт.}$$

Для побудови циклового графіку є всі необхідні вихідні дані.

Цикловий графік представлено у графічній частині проекту.

Висновки

У цій частині дипломної роботи запропонована організація процесу складання носової частини фюзеляжу пасажирського літака в умовах виробництва на промисловому підприємстві. Передбачалося, що виробництво повинне забезпечувати виготовлення 52 літаків на рік. Більшу кількість літаків можна виготовити, якщо в цеху складання використовувати більше пристосувань. Але потреби ринку таких специфічних виробів, як літак навряд чи забезпечать фірму-виробника достатньою кількістю клієнтів. Для такого виробництва спроектовано стапель складання носової частини фюзеляжу, технологічний процес складання носової частини фюзеляжу.

У процесі створення технології складання були розроблені схеми членування, складання і базування.

Передбачалося забезпечення взаємозамінності і ув'язки агрегатів літака на основі методу координатно-аналітичної ув'язки із застосуванням верстатів з ЧПК.

3 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

3.1 Техніко-економічні показники цеху, що проектується

Цех складання носової частини фюзеляжу проектувався виходячи з програми випуску 52 виробів в рік. Для стійкої роботи цеху і заводу в цілому ця програма теоретично виправдана. Попит на літаки даного типу і їх модифікації досить великий. За вантажопідйомністю, дальністю, іншим льотно-технічним характеристикам і ціною літаку немає рівних у своєму класі.

Для скорочення ризиків можливе застосування різних застережень при укладанні контракту.

Для зведення до мінімуму диверсифікованих ризиків в контракті встановлюють ковзаючу ціну і формулу, по якій вона повинна розраховуватися.

Також ціна виражається двояко:

- валютна ціна (конвертується);
- валюта платежу (національна валюта України).

Для компенсації інших типів ризиків служить страхування – це фінансове забезпечення можливого збитку, зниження або повна компенсація збитку.

Також при постачанні сировини, обладнання, готових виробів необхідно укласти суміжні зв'язку, що багато в чому зменшує ступінь ризику підприємства.

Збут готової продукції виробляється двома способами шляхом прямих поставок і реалізацією через дилерів.

В основному підприємство прагне до прямих поставок, і вони становлять близько 80% від загального обсягу продукції.

Але вихід на потенційного покупця вимагає багато сил і часу, тому виникає потреба в доларах. При продажу літака враховується партія, тобто кількість літаків, що продаються одній юридичній особі. Це значно впливає на ціну. Чим більша партія, тим ціна на них менше.

На підприємстві існує служба – відділ збуту та відділ зовнішньоекономічних зв'язків, які налагоджують зв'язки з партнерами. Враховується гарантійний ресурс експлуатації техніки, комплектація, оснащення.

Цех, що проектується має таку кількість працівників за категоріями (кількість працівників було визначено в технологічній частині пункт 2.4, де проаналізовано виробнича програма проектування цеху):

Робітники виробництва: 152 чоловік.

Допоміжні робітники: 38 чоловік.

Робітники ІТР, СКП и МВП: 44 чоловік.

Загальна кількість робітників: 234 чоловік.

Найбільш прогресивною формою оплати в даний час є почасово-змінної. Вона дає високу якість робіт і створює умови для підвищення продуктивності праці шляхом збільшення обсягу робіт або зменшення чисельності персоналу або збереження обсягу робіт.

Обов'язковою умовою ефективності роботи з погодинною оплатою праці є наявність нормованих завдань, розрахованих по технічно обґрунтованим нормам, які служать вихідною базою для преміювання.

В основу систем оплати праці ІТП і МВП покладена лічильно-складська система. Розмір окладу залежить від складності та відповідальності виконуваних робіт.

Посадові оклади інженерів-технологів залежать від кваліфікації. Посадові оклади начальника цеху, старших і змінних майстрів залежить від групи цеху або ділянки, яка визначається типом виробництва, складністю продукції, що випускається і чисельності робітників [12].

3.1.1 Визначення витрат на зарплатню робітників виробництва

Повна заробітна платня складається з прямої зарплатні і додаткової. Пряму зарплатню робітникам виробництва визначаємо за формулою:

$$ПЗП = T \cdot \bar{e} \cdot \left(1 + \frac{\bar{K}_{ит} + \bar{K}_{ут}}{100\%}\right), \quad (3.1)$$

де T – трудомісткість робіт в планований період, норма-годину (трудомісткість виготовлення об'єкта, визначена за видами робіт, аналоговим методом за заводськими матеріалами для базової конструкції літака Ан-140. $T=960$ чол.г.);

\bar{e} – середня годинна ставка, грн. ($\min = 98$ грн/год);

$\bar{K}_{ит}$ і $\bar{K}_{ут}$ – середні по цеху нормативи доплат за умови та інтенсивність праці, %.

$$T = 358074 \text{ норма-год}; \quad \bar{e} = 98; \quad \bar{K}_{ит} = 0\%; \quad \bar{K}_{ут} = 5\%.$$

Тоді:

$$ПЗП = 358074 \times 98 \times 1,05 = 36845814,6 \text{ (грн)}$$

Додаткову зарплатню робітникам виробництва розраховуємо за формулою:

$$ДЗП = ПЗП \cdot \left(\frac{K_{дн} + K_{мес} + K_{час} + K_{прем}}{100}\right), \quad (3.2)$$

де $K_{дн}$, $K_{мес}$, $K_{час}$, $K_{прем}$ – прийняті кількості премій, часових, денних, і місячних доплат в %.

$$K_{час} = 8\%; \quad K_{дн} = 10\%; \quad K_{мес} = 12\%; \quad K_{прем} = 16\%$$

$$ДПЗ = 36845814,6 \times 0,46 = 16949074,7 \text{ (грн)}$$

$$П_{\text{полн}}ЗП = ПЗП + ДЗП + \text{ССФ} = 36845814,6 + 16949074,7 + 9211453,65 = 63006342 \text{ (грн).}$$

де ССФ – відрахування на соціальні внески (дорівнює 22%).

Якщо розділити повну ЗП на кількість робітників виробництва у цеху і на кількість місяців в році, отримаємо місячну зарплатню одного робочого:

$$П_{\text{полн}}ЗП_{\text{міс}} = 63006342 / (152 \times 12) = 34542,95 \text{ (грн)}$$

3.1.2 Визначення витрат на зарплатню допоміжних робітників

Пряму зарплатню допоміжним робітникам при годинній оплаті визначимо за формулою:

$$ПЗП_{BP} = n_i \cdot \Phi_{oi} \cdot \bar{O}_i \cdot \left(1 + \frac{K_{yTi} + K_{лTi}}{100} \right), \quad (3.3)$$

де \bar{O}_i – середня посадова зарплатня;

Додаткову зарплатню визначимо за формулою:

$$ДЗП_{BPi} = ПЗП_{BPi} \cdot \frac{K_{чACi} + K_{днi} + K_{месi}}{100} \quad (3.4)$$

Повна зарплатня:

$$ПолнЗП_{BPi} = ПЗП_{BPi} + ДЗП_{BPi}; \quad (3.5)$$

Розрахунок витрат на зарплатню допоміжних робітників наведено в таблиці 3.1.

Таблиця 3.1 – Розрахунок зарплатні допоміжних робітників

Проф.	Кількість робітників.	Оплата за 1 год	Зарплата	Кількість годин роботи	Розряд	Нормативи доплат		ПЗП, грн	Нормативи				ДЗП, грн	Повна ЗП, грн
						К _y , т, %	К _н , т, %		К _ч , ас, %	К _д , н, %	К _{мес} , %	К _{пр} , %		
Транспортні робочі	3	-	7500	11 мес		5	0	15681	8	10	12	16	72135	228951
Електромонтери	4	106	-	1800	4	5	0	23040	8	10	12	16	105984	336384
Слюсарі ПРІН	6	102	-	1800	5	5	0	39960	8	10	12	16	183816	583416
Комірники ІРК	4	-	12000	11 мес		5	0	17748	8	10	12	16	84522	268266
Комірники – комплектувальники	8	-	12000	11 мес		5	0	26432	8	10	12	16	167587	531907
Прибиральники	4	-	6500	11 мес		5	0	17745	8	10	12	16	81644	259131
Контролери	9	-	12000	11 мес		5	0	41035	8	10	12	16	188536	598396
Всього	38	-						1921000					884224	2806451

3.1.3 Розрахунок площ і обсягу цеху

При компоюванні виробнича площа попередньо визначається за нормативами питомих площ на одиницю устаткування. Решта видів площ визначаються за укрупненими нормативами. Розрахунок основної виробничої площі наведено в технологічній частині.

Результати розрахунку решти площ і розрахунок обсягу цеху приведено в таблиці 3.3.

Таблиця 3.3 – Розрахунок площ і обсягу цеху

Назва площі	Питомий коефіцієнт K_s	Площа S , м ²	Висота, Н, м	Об'єм, V, м ³
Виробнича	-	668	14,4	9619,2
Допоміжна	0,15	226	14,4	3254,4
Складські приміщення	0,2	133,6	6	801,6
Інша площа	0,05	45	6	270
Виробничий корпус	-	1054,2	-	13945,2
Побутові приміщення	0,06	227	14,4	3268,8
Конторські приміщення	0,15	130	3,3	429
Прибудова	-	357	-	3697,8
Всього	-	1411,2	-	17643

3.1.4 Розрахунок вартості основних фондів цеху

До основних фондів цеху відносяться: будівлі і споруди, силові машини і робоче обладнання, вимірювальні і регулюючі прилади та пристрої, транспортні засоби, інструмент, виробничий і господарський інвентар.

Початкову вартість будівлі цеху розраховують за формулою:

$$V_{зд} = V_k \cdot C_k + V_{п} \cdot C_{п}; \quad (3.6)$$

де V_k , $V_{п}$ – обсяги, які займає цех у виробничому корпусі і прибудові.

C_k , $C_{п}$ – вартість 1 м³ виробничого корпусу і прибудови до нього.

$$V_k = 13945,2 \text{ (м}^3\text{)}.$$

$$V_{п} = 3697,8 \text{ (м}^3\text{)};$$

$$C_k = 650 \text{ (грн/м}^3\text{)}$$

$$C_{п} = 500 \text{ (грн/м}^3\text{)}.$$

$$C_{зд} = (13945,2 \times 650) + (3697,8 \times 500) = 10913280 \text{ (грн)}$$

Таким чином, загальні витрати, пов'язані з проектуванням і створенням цеху складуть 10 913 280 (грн).

3.2 Визначення собівартості продукції у відповідності з виробничою програмою

3.2.1 Основні складові собівартості продукції

При розробці плану по собівартості продукції здійснюються розрахунки річного кошторису витрат на виробництво і калькулюється собівартість виробу. Кошторис витрат на виробництво цеху відображає всі витрати цеху на річну програму. При складанні кошторису витрат на виробництво цеху по калькуляційним статтям витрат, витрати групуються таким чином:

- 1) основні матеріали;

$$C_{\text{мат}} = N_{\text{рм}} * C_{\text{м}} * N = 2764,8 * 2 * 52 = 287539,2 \text{ грн} \quad (3.7)$$

де $C_{\text{мат}}$ – вартість матеріалу, $C_{\text{м}}$ – ціна матеріалу, N – програма випуску.

- 2) покупні комплектуючі виробу;
- 3) зменшення або збільшення витрат (вираховуються);
- 4) пряма заробітна платня робітників виробництва;
- 5) додаткова заробітна платня робітників виробництва;
- 6) відрахування в соціальні фонди від заробітної платні робітників виробництва;
- 7) витрати на утримання та експлуатацію обладнання;
- 8) цехові витрати;
- 9) відшкодування зносу інструментів і пристроїв цільового призначення.

Всі виробничі витрати поділяються на прямі і непрямі. До прямих витрат відносяться витрати, які можна безпосередньо розрахувати на одиницю виробу (сировина і основні матеріали, покупні вироби і напівфабрикати, пряма заробітна платня робітників виробництва і ін.).

До непрямих витрат відносяться витрати, які неможливо або недоцільно розраховувати на конкретний виріб (наприклад, витрати на утримання та експлуатацію устаткування, цехові витрати). Непрямі витрати цеху розраховуються на рік на весь обсяг робіт за цей період. Складання кошторису витрат на виробництво по калькуляційним статтям витрат дає можливість розрахувати відсотки непрямих витрат, які використовуються при калькуляції собівартості виробу. Всі статті витрат занесені в таблицю 3.6.

Таблиця 3.6 – Статті витрат

№ статті	Назва статей витрат	Величина витрат на рік, грн	Примітки
1	Основні матеріали	287539,2	Розрахунок (3.7)
2	Пряма зароб. плата робітників виробництва	842566,3	
3	Додаткова зароб. плата робітників виробництва	387580,5	
4	Відрахування до фондів	270632,3	22% ЄСВ
5	Утримання, і експлуатація устаткування	633480,92	
6	Цехові витрати	8142142,08	
7	Відшкодування зносу інструменту	201196,91	5% від перших п'яти статей
8	Освоєння нових видів продукції	450681	10% від перших п'яти статей
9	Загальновиробничі	674053,04	80% від прямої зарплатні
10	Виробнича собівартість	20453055,6	

3.3 Висновки

У даному розділі дипломного проекту розраховано такі параметри, як витрати на зарплатню робітників виробництва, допоміжних робітників. Розраховані основні фонди цеху, витрати на утримання та експлуатацію устаткування, цехові витрати, визначено собівартість продукції, що випускається і наведені техніко-економічні показники цеху. Отримані результати використовуються при визначенні економічної ефективності виконання виробничої програми.

4. СПЕЦІАЛЬНИЙ РОЗДІЛ

Вступ

Аерокосмічна промисловість є однією з найбільш наукомістких та високотехнологічних галузей народного господарства. Саме в авіабудуванні впроваджуються всі найпрогресивніші та передові технології, досвід яких надалі використовують при виробництві будь-яких інших виробів машинобудування. Створення та вдосконалення методів та технологій виготовлення та фінішної обробки (очищення та обробки) деталей таких виробів безпосередньо пов'язане з:

- застосуванням нових сплавів на основі нікелю, хрому, титану, а також композиційних та інтерметалідних матеріалів з підвищеними фізико-механічними та теплофізичними властивостями;
- ускладненням форм деталей у зв'язку з тенденцією зменшення їх кількості;
- підвищенням вимог до точності, чистоти поверхні та шорсткості;
- необхідністю прецизійної геометрії елементів деталей у мікронних та нанометричних розмірах.

На сьогоднішній день існує понад сто методів фінішної обробки для різних форм, розмірів та матеріалів деталей агрегатів та виробів аерокосмічного та військового призначення [13]. Це з тим, що мікрогеометрія поверхні деталі, утворена після фінішної обробки, формує її майбутні функціональні властивості та ресурс [14]. Ресурс можна збільшити на 70...90%, застосовуючи сучасні технологічні методи обробки видалення задирок.

Необхідність використання оздоблювально-зачистних технологій у машинобудуванні оцінюється дослідниками по-різному залежно від технологічних процесів, які рекомендуються ними задля досягнення необхідних параметрів деталей. Тому в кожному конкретному випадку для досягнення високого рівня функціональних властивостей деталей гідравлічних агрегатів, приладів, пар тертя необхідно індивідуально створювати необхідний стан поверхонь.

Вибір технології фінішної обробки для очищення та формування мікрорельєфу залежить від матеріалу, форми, розмірів та точності деталей, подальшої обробки, ступеня забруднення поверхонь, а також їх призначення, умов експлуатації та ін. Незважаючи на різноманітність методів фінішної обробки, основне завдання, яке має бути вирішена будь-яким із обраних виробником методом або їх комбінацією, є забезпечення заданого функціонування, ресурсу та безвідмовності деталей машинобудування.

І, як наслідок, для комплексної обробки деталей середнього машинобудівного підприємства необхідно використовувати не менше 2 – 3 відомих зарубіжних методів. Така кількість методів суттєво впливає на вартість деталі та виробу в цілому. Тому актуальною є проблема подальшого підвищення точності деталей (форм деталей, взаємного розташування поверхонь, шорсткості та створення необхідного мікрорельєфу шорсткості, у

тому числі мікро- та наношорсткості) шляхом створення єдиної конвергенційної технології як фінішної обробки деталей транспортного призначення, яка базується на використанні інформаційних технологій, нанотехнологій, термохімічних, електрохімічних та механічних процесів обробки.

4.1 Порівняльний аналіз відомих фінішних методів обробки деталей

Спроба систематизації безлічі процесів фінішної обробки була зроблена в роботі [15], в якій представлено сучасний стан високопродуктивних, ефективно керованих в автоматизованому виробництві методів фінішної механічної та фізико-технічної обробки поверхонь деталей: точення та шліфування інструментами з надтвердих матеріалів, магнітно-абразивних полірувань. Показано можливості прогресивних лезових та абразивних методів, наведено приклади їх високоефективного комплексного застосування при виробництві деталей із важкооброблюваних матеріалів. Найбільш перспективними та прогресивними методами фінішної обробки деталей авторами [16] виділено енергетичні методи, тоді як недостатньо висвітлено ряд методів, які безпосередньо відносяться до фінішних: суперфініш, хонінгування, полірування та ін.

Більш глибоке виклад фінішних методів обробки деталей транспортного призначення з підбором відповідного інструменту фірми ХЕВЕС (Японія) представлено в роботах [17-19], де представлені різні інструменти для чистової обробки поверхні деталей, зняття задирок, отримання радіусів кромки після механообробки, обробки кромки та слідів електроерозійної обробки. Інструмент виконаний у вигляді щітки з нитками із спеціального керамічного матеріалу, який підходить не тільки для зняття задирок, але й видалення слідів різця та полірування, наприклад, головки циліндра, блока циліндра та станини.

Повна автоматизація фінішної обробки дозволяє виконувати операції без участі людини, включаючи:

- програмоване регулювання довжини щітки;
- підтримку оптимальної ефективності різання зі скороченням часу простою;
- забезпечення регульованого контролю тиску на інструмент;
- більш однорідне оздоблення та триваліший термін служби щітки для важких робіт, у тому числі обробки поверхонь з перехресними отворами.

Для обробки отворів використовується абразивний камінь на гнучкому валу з керамічного волокна з м'яким контактом.

Для видалення задирок з кромки вхідних та вихідних отворів за один робочий хід використовується сферична фреза для верстата з ЧПУ, що переміщується по криволінійній траєкторії, якщо обробляється перетин внутрішніх або зовнішніх діаметрів.

Для обробки різних матеріалів використовуються щітки різної жорсткості матеріалу або вильоту щітки, що відрізняються кольором пензля: A13 Pink, A21 White, A11 Red, A32 Blue.

Використання механічного інструменту для видалення задирок і поліпшення якості поверхонь стало першим, але не найвдалішим рішенням цієї проблеми в машинобудуванні. По-перше, механічна обробка потребує додаткового завантаження обладнання. По-друге, така обробка вимагає великої кількості спеціалізованого інструменту, більшість якого виготовляється індивідуально під умови виробництва та особливості виробу, що виробляється. По-третє, лезові процеси не можна використовувати для групової обробки. По-четверте, багато лезових процесів виконуються виконавцями вручну, що є проблемою при застосуванні робітників високої кваліфікації. По-п'яте, механічна фінішна обробка не забезпечує високих показників якості, що знижує ресурс деталей, у зв'язку з чим у технологію виготовлення деталей вводять додаткові чистові фінішні операції. Ці п'ять чинників призводять до підвищення вартості технології виготовлення деталей та виробу загалом.

Не прийнятним у використанні механічного інструменту з метою зачистки від задирок, що виникають на вході та виході свердла, виявилось і для отворів з композиційних полімерних матеріалів, що пов'язано з появою розшарування і сколів [20-21]. Для фінішної обробки кераміки, суперсплавів та полімерних композиційних матеріалів використовують фінішне середовище за допомогою магнітного поля або будь-яких інших середовищ. У роботі [22] пропонується фінішне середовище зване магнітореологічною рідиною (magnetorheological fluid), яка є сумішшю абразивних частинок, що сполучає і добавок. Тут відзначені явні переваги абразивно-струминної обробки (Abrasive Flow Finishing), хіміко-механічного полірування (Chemical Mechanical Polishing), магніто-абразивної обробки (Magnetic Abrasive Finishing) та ін., а також представлені дослідження методів фінішної обробки в їх комбінації як чистової обробки деталей.

Автори дослідження [23] вказують, що, незважаючи на гострі вимоги з боку багатьох виробничих секторів, у відкритому доступі та літературі немає відомостей про застосовувані методи видалення задирок та обробки кромки деталей з алюмінію як одного із затребуваних матеріалів у світі. У статті [23] за допомогою експериментальних, чисельних та аналітичних моделей представлений механізм формоутворення задирок і фактори, що впливають на їх освіту для алюмінієвих сплавів. На підставі такого аналізу складено класифікатор технології видалення задирок механічними фінішними методами залежно від їх розмірів та форм.

Серед механічних методів видалення задирок у цій роботі представлено кілька методів, включаючи роботизоване, ЧПУ та ручне видалення задирок. Також надано рекомендації щодо застосування механічних процесів видалення задирок, що не входять до класифікатора, але які можна застосовувати або додатково або автономно. Слід зазначити, що в експериментальних, чисельних та аналітичних моделях, а також у

класифікаторі, не враховано вплив використання мастила на ефективність видалення задирок. У статті робиться важливий висновок, що для забезпечення ресурсу важливо не тільки видаляти задирки, а й обробляти перетин поверхонь – кромки.

Незважаючи на практичну значущість отриманих результатів, авторами статті [23] не розглянуто достатньою мірою прецизійне видалення задирок і обробку кромки. Очевидно, це пов'язано з тим, що навіть чистові фінішні механічні методи не забезпечують необхідну прецизійність кромки і поверхонь деталей. Вказується, що тісна співпраця між виробниками верстатів, програмістами CAD/CAM для точного планування траєкторії руху інструменту та науково-дослідною спільнотою з видалення задирок та чистової обробки крайок є вкрай необхідним для успішного переходу до наступного покоління методів прецизійного видалення задирок та обробки крайок.

У наведених роботах [15-17] автори приділили основну увагу процесам видалення задирок та формуванню кромки виробу. Заслугове на увагу робота [23], в якій автори поставили за мету виключити можливість освіти задирок. Автори підтвердили, що задирки є однією з найбільш небажаних перешкод, що виникають під час обробки заготовлі та знижують якість та ресурс майбутньої деталі. Доцільність застосування фінішних методів обробки, на думку вчених [24], має бути економічно обґрунтована, тому найкращим варіантом буде знизити ризики утворення задирок з самого початку виготовлення деталі, а не видаляти їх на пізніших етапах. Такий підхід дозволить скоротити час та кількість необхідних фінішних операцій із забезпечення прецизійності поверхонь та кромки деталі.

У цьому дослідженні представлені механізми та варіанти утворення задирок у найбільш поширених процесах механічної обробки – свердління, фрезерування, токарна обробка та шліфування, що доповнює дослідження роботи [23]. Особливий інтерес викликав аналіз існуючих проблем освіти задирок, пов'язаний з технологією виготовлення деталі, а також способи та методи мінімізації освіти задирок. Це означає, що величину (або кількість?) задирок можна звести до мінімуму шляхом: вибору правильної геометрії та матеріалу інструменту, параметрів обробки з урахуванням властивостей матеріалу заготовки; обґрунтування необхідності охолоджуючої рідини; планування процесу та проектування траєкторії руху інструменту.

На сьогоднішній день для обробки та зачистки деталей від задирок широко використовують ручні інструменти, абразивоструйну обробку, магнітно-абразивну обробку, обробку в відцентровому барабані, а також термічне плавлення, електрохімічний ефект, віброабразивну та плазмову обробку.

У роботі [25] реалізовано повний ланцюжок, запропонований авторами [22-23] на прикладі виготовлення алюмінієвої труби стрічковою пилкою та подальшою віброабразивною обробкою для згладжування гострих кромки та зняття задирок. У цьому виді дослідження набувають сенсу комплексністю підходу до розробки технології з мінімізацією утворення гострих кромки і

задинок, що дозволить визначити основні умови для формоутворення задинок при механічній обробці не тільки на кромках деталей, що обробляються, але і на виході інструменту. У роботі [25] також показано вплив часу віброабразивної обробки на кінцевий ефект видалення задинок в алюмінії.

Альтернативний досвід є при використанні нанесення спеціальних покриттів відмінних від матеріалу деталі для покращення поверхні деталей плазмовими технологіями, основним недоліком якого є маловивченість та відсутність досвіду реалізації методу на деталях з отворами малого діаметра та складного профілю, а також з різними матеріалами та розмірами [26].

В роботі [27] вивчалася утворення задинок при механічній обробці сплаву Ti6Al4V, який відомий поганою оброблюваністю з високими ризиками утворення задинок і, як результат, відзначається низька стійкість інструменту і низька якість поверхні деталі. Експериментальні дослідження виконані для встановлення характеристик формування верхнього задирка на сплаві Ti6Al4V при торцевому фрезеруванні. У цій роботі були задіяні інформаційні технології зі скануючою електронною мікроскопією, яка ідентифікувала задирок, що утворився на обробленій поверхні. Було введено новий метод для точного вимірювання ширини верхнього задирка за еквівалентом ширини. Еквівалентна ширина задирки розраховується як відношення загальної площі задирки до загальної висоти. Було відмічено, що еквівалентна ширина задирки при зустрічному фрезеруванні збільшилася на 120%, а при попутному фрезеруванні зменшилася на 50% при зміні швидкості від звичайної до високої. Крім того, було проаналізовано вплив різних параметрів різання та параметрів інструменту на утворення верхнього задирка, щоб встановити кореляцію між ними. Можна відзначити спільність підходів у дослідженнях авторів робіт [23] та [24], які проаналізували технологію освіти задинок в залежності від технології та режимів різання при виготовленні деталі.

У роботі [28] запропоновано досліджувати задирок під мікроскопом в автоматичному режимі для виявлення внутрішніх та прихованих дефектів у ньому та у структурі матеріалу заготівлі. Для автоматичного виявлення цих дефектів та оцінки якості обробки кромки у цій статті пропонується метод, заснований на повному баченні з використанням обробки зображень та лінійної регресії. За допомогою функції, що обчислюється, процес досліджується і порівнюється для отримання порогів оцінки якості. Результати підтверджують хороші характеристики запропонованого методу для основних трьох типів задинок. Завдяки таким дослідженням стає можливим впливати на технологію та режими різання під час виготовлення деталей транспортного призначення, що стає перспективним для подальших досліджень її авторів. Однак, запропонований метод повного бачення [28] містить не досконалу модель, що не дасть повної картини для всіх типів задинок.

Особливої уваги заслуговує обробка кромки і видалення задирок на поверхнях, що перетинаються: наскрізних отворів на вході і виході, а також отворів, що перетинаються в деталі.

У наявній публікації [29] представлений аналіз процесів утворення задирок при обробці наскрізних отворів на вході та виході. Відзначено, що видалення задирок з цих отворів, що перетинаються, утруднено через обмежений доступ. У статті [29] представлена модель, яка створює траєкторію руху інструменту, придатну для прецизійного видалення задирок з отворів, що перетинаються, за допомогою фрези зі сферичним кінцем. Представлена модель розроблена за допомогою Computer-Aided-Engineering. Інструмент створює траєкторію переміщення по трьох осях, пов'язану з геометрією перетину основного та поперечного отворів, завдяки чому видаляється задирок і обробляється постійна фаска. Адекватність моделі підтверджена експериментально на трьох різних зразках з отворами, що перетинаються, в матеріалі AlSi7Mg. Слід підкреслити, що представлені дослідження [29] відносяться до фінішних механічних методів і узгоджуються з роботами [24] і [25].

Незважаючи на теоретичну та практичну значимість результатів проаналізованих вище робіт, не розглянута достатньою мірою:

- групова обробка деталей із задирками, що в умовах масового виробництва впливає на вартість кінцевого продукту;
- перспектива сумісності чи комбінації фінішних методів із забезпечення заданих характеристик деталей транспортного призначення.

Враховуючи досвід розвинених країн у частині фінішної обробки деталей транспортного призначення, спостерігається перспективність досліджень із створення комплексної технології, тобто. конвергенційної, яка поєднає інформаційні технології, нанотехнології, термохімічні, електрохімічні та механічні методи обробки.

4.2 Аналіз перспективних фінішних методів, що допускають групову обробку деталей

Вирішення проблеми групової обробки деталей транспортного призначення від задирок у сучасному виробництві зводиться до застосування термоенергетичних та термоімпульсних методів. Автори робіт [20] показують результати досліджень та пропонують шляхи та способи по удосконаленню даних методів для зняття задирок з деталей машин з метою забезпечення заданої якості кромки та поверхонь у груповій обробці деталей за один цикл. Відзначається основна проблема при видаленні задирок з деталей – це рівномірний розподіл теплового та баричного впливу на групу деталей. У роботі [30] представлені шляхи з автоматизації операцій очищення від технологічних забруднень у вигляді частинок, задирок і швидкозношувані частини мікрорельєфу при отриманні близької до абсолютного ступеня очищення поверхонь і кромки. Проте немає апробації виконаних теоретичних досліджень, і адекватність моделей підтверджена лише результатами моделювання процесів, але з натурними експериментами.

Для високоточних (наноточних) деталей радіоелектронної апаратури з коаксіальних радіокомпонентів (латунь, берилієва бронза та ін.) автори роботи [31] роблять висновки, що для досягнення суттєвого підвищення ресурсу таких деталей необхідне забезпечення не тільки точності розмірів, кромки та відсутність задирок, а й стан мікро та наношорсткості поверхонь, відсутність мікрочастинок, необхідного фізико-хімічного стану матеріалу, здатність його протистояти зносу тертя та інше. Тому автори цієї статті вважають, що для досягнення наведених вимог необхідна послідовна обробка деталі механічними методами, термоімпульсною та електро-хімічною обробкою.

У роботі [32]:

- розглянуто технологічні можливості термоімпульсної обробки, параметри управління та фактори, від яких залежить раціональний вибір режимів обробки деталей машин та механізмів;

- визначено чинники, що впливають на визначення оптимальних режимів очищення кромки і поверхонь деталей;

- визначено фактори, що дозволяють формувати технічні характеристики джерела тепла та обладнання загалом, що реалізують оптимальні режими із властивостями саморегулювання.

Відрізняє роботу [32] представлені в ній результати натурних експериментів деталей після обробки термоімпульсним методом та для порівняння з термохімічним. Автори відзначають, що найбільш привабливими є технології вибухового газу через їх універсальність та гнучкість щодо деталей зі складною конфігурацією внутрішніх та зовнішніх поверхонь.

Альтернативою термохімічного методу на сьогоднішній день є електрохімічний метод, який поєднує в собі незначну термічну та механічну дію на оброблювану поверхню [33]. В основі електрохімічної обробки лежить процес анодного електрохімічного розчинення матеріалів серед електроліту під дією струму високої щільності. Так у роботі [34] представлено технологію електрохімічного хонінгування на прикладі обробки деталей газотурбінних двигунів. Експерименти показали високий потенціал електрохімічного хонінгування при: прошиванні прецизійних отворів малого діаметра та складної геометричної форми; обробці проточної частини тонкостінних компресорних лопаток та моноколів; мікроструктурування та текстурування поверхонь деталей; формоутворення елементів перспективних ущільнень; обробці деталей із важкооброблюваних матеріалів.

У статті [35] повідомляється отримання позитивних результатів чистої обробки деталей типу зубчастих коліс електрохімічним методом. Автори відзначають цей метод як один із найбільш потенційних процесів мікрочистої обробки, в якій матеріал видаляється анодним розчиненням у поєднанні з механічним впливом абразивних зерен. Дане дослідження містить докладний опис принципу процесу, технологічних можливостей,

деталей обладнання, впливу вхідних параметрів, розроблені регресійні моделі, аспекти цілісності обробленої поверхні.

Перспективність та важливість суперфінішних операцій у машинобудівній галузі підтверджено вченими багатьох країн [36-40], які застосовуються на стадії чистової обробки поверхонь. Проте, їхній основний недолік – це практично ручна праця, тому всі розробки ведуться у напрямку автоматизації процесу, удосконалення інструменту та режимів обробки.

Аналіз літературних джерел показав перспективність спрямування розвитку конвергенційної технології фінішного виготовлення деталей транспортного призначення.

Впровадження в конвергенційну систему інтелектуальних та інформаційних методів дозволить забезпечувати необхідні прецизійні параметри мікроточності поверхонь та кромки та мікрошорсткості поверхонь таких деталей із збереженням їхньої структури та геометрії. Таким чином, враховуючи всесвітній досвід використання методів обробки деталей, для досягнення мети прецизійності та збільшення ресурсу деталей транспортного призначення виникає необхідність подальших досліджень та створення єдиної комплексної конвергенційної технології.

4.3 Конвергенційна технологія фінішного оброблення авіаційних деталей

Концепція конвергенційної технології фінішної обробки групи або партії деталей транспортного призначення включає декілька технологічних методів їхньої обробки. Основна проблема полягає в їх правильному та раціональному підборі з метою забезпечення заданих параметрів якості кромки деталей та ресурсу. На підставі проведеного аналізу стану питання у світі, у таблиці 4.1 представлено експертну оцінку перспективних та популярних методів фінішної обробки деталей транспортного призначення за їх технологічними можливостями.

Таблиця 4.1 – Порівняння методів обробки для використання у конвергентній технології (експертна оцінка наведена у п'ятибальній системі)

Технологічні можливості	Термо-імпульсне оброблення	Хонінг	Суперфініш	Електрохімія
Можливість обробки сплавів на основі нікелю, хрому та титану	3	4	4	5
Можливість обробки складної форми деталей	5	4	4	5
Забезпечення якості поверхонь деталі	4	4	4	5
Обробка геометричних розмірів елементів деталей мікронної та нанометричної точностей	4	4	4	5
Прецизійна обробка отворів малого діаметру та складного профілю (вузькі та довгі 160/1230 мкм, криволінійні отвори)	5	3	3	5

Підвищення точності обробки (до 0,001 мкм)	3	4	5	5
Можливість групової обробки	5	3	3	5
Можливість спільного використання наноматеріалів	5	5	5	5
Можливість автоматизації	5	3	3	5
Економічна ефективність	5	4	4	5
Можливість обробки великогабаритних деталей	3	4	4	5

Експертна оцінка проведена за п'ятибальною системою, яка допомагає встановити поєднання особливостей розглянутих технологічних процесів і зробити висновок про спільне використання даних процесів для досягнення поставленої мети. Аналізуючи таблицю 1, концепція конвергенційної технології фінішної обробки деталей транспортного призначення з високоточними поверхнями низької шорсткості та із заданим мікрорельєфом пропонується така:

1. Механічна обробка деталі з необхідними відхиленнями та припуском на обробку фінішними операціями.

2. Термоімпульсна обробка зовнішніх форм і порожнин деталей для видалення задирок, слідів обробки, мікрочастинок, у тому числі всередині каналів та отворів.

3. Хонінгування та суперфініш, у тому числі електросуперфініш посадкових поверхонь та складальних баз.

4. Електрохімічна обробка всіх поверхонь деталей з метою досягнення точності до 0,001 мм та видалення мікро та наночастинок, що виникають на попередніх етапах обробки.

Механічна обробка деталей з необхідними відхиленнями та припуском на обробку виконується перед термоімпульсною обробкою відповідно до заданих вимог, які не несуть у собі суттєвих особливостей та можуть змінити процес механообробки. У ряді випадків процес механообробки можна спростити, враховуючи можливості видалення задирок в отворах термоімпульсним методом. Наприклад, можливо виключити операції фрезерування кромки, утворених перетином внутрішніх отворів та ін. Тоді процес механообробки повинен виконуватися з урахуванням можливостей термоімпульсної обробки.

Для заготовок з шорсткістю поверхонь близько Rz 10 ... 40, однієї термоімпульсної обробки недостатньо для отримання посадкових поверхонь з малою шорсткістю, тому після неї обов'язковими операціями стануть хонінгування і суперфініш. І, навпаки, обробка більш гладких поверхонь термоімпульсною обробкою, особливо після хонінгування та після суперфінішу, погіршує шорсткість поверхонь, що експериментально доведено авторами роботи [32].

Електрохімічна обробка всіх поверхонь деталей проводиться як завершальна операція, метою якої є підвищення гладкості поверхні деталей, видалення мікро та наночастинок шляхом їх хімічного розчинення, при

цьому можливе досягнення точності окремих розмірів з відхиленнями до 0,001 мм.

Враховуючи відомий досвід з електрохімічної обробки [33-38], авторами запропоновано режим електросуперфінішу та електрохонінгу, схеми яких представлені на рис. 4.1.

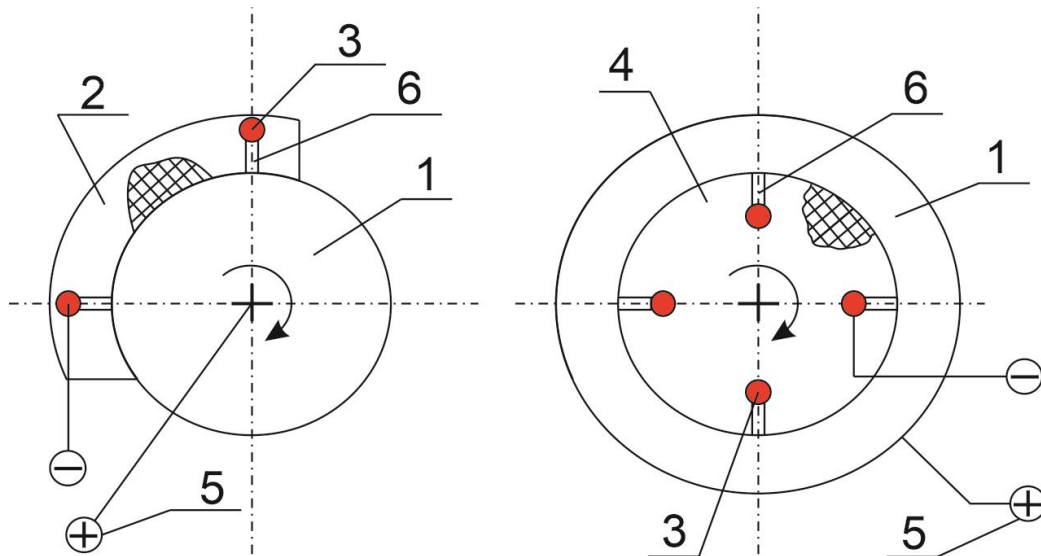


Рис. 4.1. Принципова схема електросуперфінішу (а) та електрохонінгу (б): 1 – деталь; 2 – обойма з електродами; 3 – катоди; 4 – електрохон; 5 – аноди; 6 – канали фокусування струму

Для обробки деталей типу «валів» доцільно застосовувати електросуперфініш, а для деталей з обробкою внутрішніх поверхонь та отворів – електрохонінг. В основі цих процесів лежить анодне розчинення поверхні заготовки, що обробляється. Під час обробки відбувається швидке розчинення виступів на поверхні із шорстким рельєфом. У западинах деталей відбувається розчинення у сповільненому режимі. Шорстка сторона стає гладкою через незбалансовану швидкість розчинення, що призводить до появи додаткового зменшення шорсткості. Як розчин рекомендується використовувати універсальні електроліти, які використовуються при електрохімічному поліруванні: ортофосфорна кислота, сірчана кислота, хромовий ангідрид і вода.

При обробці електросуперфініш деталей, виготовлених з нержавіючої сталі, додатково використовується гліцерин. Створення ванн відбувається при температурі до 90°C, анодної щільності струму до 80 а/дм² і напрузі до 8 В. Дані компоненти розчину мають не найвищу продуктивність, але є відносно безпечними. Продуктивністю тут можна знехтувати, оскільки припуск на обробку лежить у межах висоти мікронерівностей і тривалість обробки становить кілька хвилин. У порівнянні з суперфінішем, в основі електросуперфінішу (рис. 4.2), покладено принцип впливу фокусованого струму високої щільності постійної або імпульсної дії, що переміщається щодо поверхні деталі.

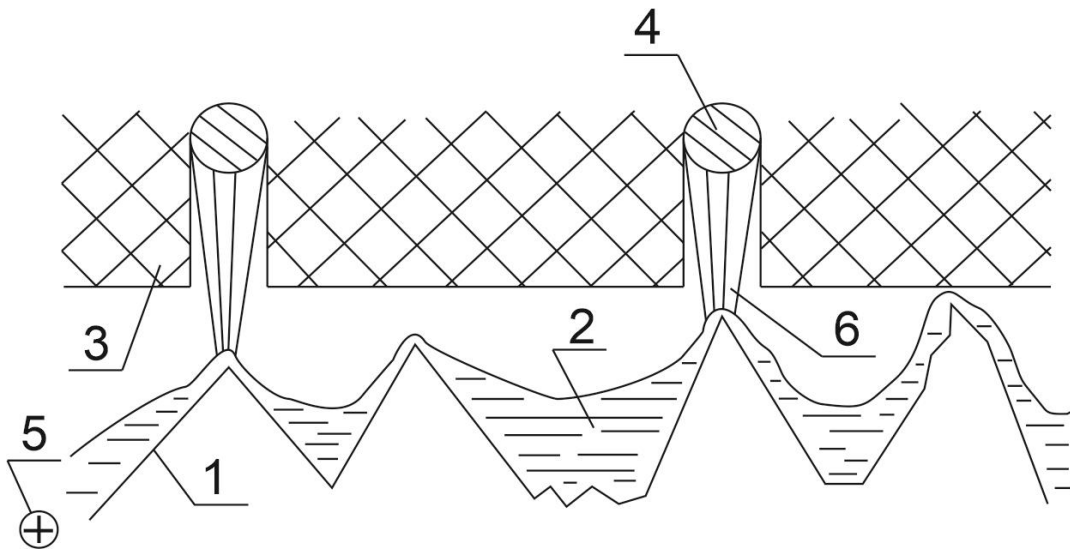


Рис. 4.2. Схема концентрації (фокусування) потоку струму при електросуперфінішуванні: 1 – контур шорсткості деталі; 2 – контур оксидної плівки; 3 – обойма суперфінішу; 4 – катод; 5 – анод (деталь); 6 – фокусований потік струму

Потік струму концентрується (фокусується) під час руху над мікросорсткістю і своєю дією розчиняє верхівки виступів. Виріб, що занурюється в електроліт, покривається оксидною плівкою, яка є захисним середовищем між металом і електролітом. Протягом всього процесу вона постійно розчиняється і утворюється знову. Безпосередньо під плівкою відбувається обробка металу. Здійснюється вона за рахунок обміну електронами та іонами між анодом та електролітом. Товщина плівки, що формується, завжди менше на вершинах нерівності поверхні. Саме з вершин стартує процес розчинення металу. У западинах нерівності поверхні шар плівки товстіший і спостерігається уповільнені обмінні процеси заряджених частинок. Впливати на швидкість полірування поверхні можна за рахунок зміни температури, сили струму та перемішування електроліту.

Відмінною особливістю запропонованої схеми концентрації (фокусування) потоку струму при електросуперфінішуванні є переміщення електрода щодо поверхні деталі, що дозволяє:

- збільшити щільність струму за рахунок зменшення ширини катодного зазору;
- використовувати джерело постійного струму замість імпульсного, досягаючи при цьому ефект полірування;
- видаляти продукти окислення, зберігаючи у своїй чистоту поверхні деталей;
- інтенсивне перемішування розчину та формування стабільного розміру оксидної плівки.

Преставлена конвергенційна технологія є розробкою науковців кафедри Технології виробництва літальних апаратів, що отримали два патенти на оброблення авіаційних деталей з металу:

Пат. на корисну модель № 153805 Україна, МПК (2006.1) B23H 3/04. Спосіб електрохімічної обробки металевго виробу / В.Т. Сікульський, К.В. Майорова, А.С. Морголенко, А.С. Суслов, С.О. Красовський (Україна); заявник й патентовласник Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут». – № u2023 00908, заявл. 07.03.2023; затверджено 30.08.2023.

<https://sis.nipo.gov.ua/uk/search/detail/1756063/> [41]

Пат. на корисну модель № u202304035 Україна, МПК (2006.1). Спосіб електрохімічної обробки металевго виробу / В.Т. Сікульський, К.В. Майорова, С.О. Красовський (Україна); заявник й патентовласник Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут». – № u202304035, заявл. 25.08.2023; планована дата отримання 25.10.2023.

<https://sis.nipo.gov.ua/uk/search/detail/1755874/> [42]

Експериментальні дослідження проводились на установці для електрохімічної обробки деталей невеликих габаритів у стаціонарному електроліті моделі ЕЗІ-2М (рис. 4.3).



Рис 4.3. Установка для електрохімічної обробки деталей моделі ЕЗІ-2М

Досліджуваний зразок встановлювався у спеціальній касеті блоку обробки зразка електрофінішним методом з можливістю обертання з приводом від двигуна (рис. 4.4). Зразки виготовлялися із сталі 20 циліндричної форми діаметром 20 мм та довжиною 60 мм. Двигун обертання зразка живився від установки ЕЗІ-2М з можливістю встановлення величин струму та напруги постійного струму. Обробка відбувалася в 10% розчині натрію хлористого при температурі 30°C і частоті обертання зразка 500 1/хв. Величина струму встановлювалася всім зразків 1 А, що відповідало щільності струму в зоні обробки 2,2-2,5 А/см².

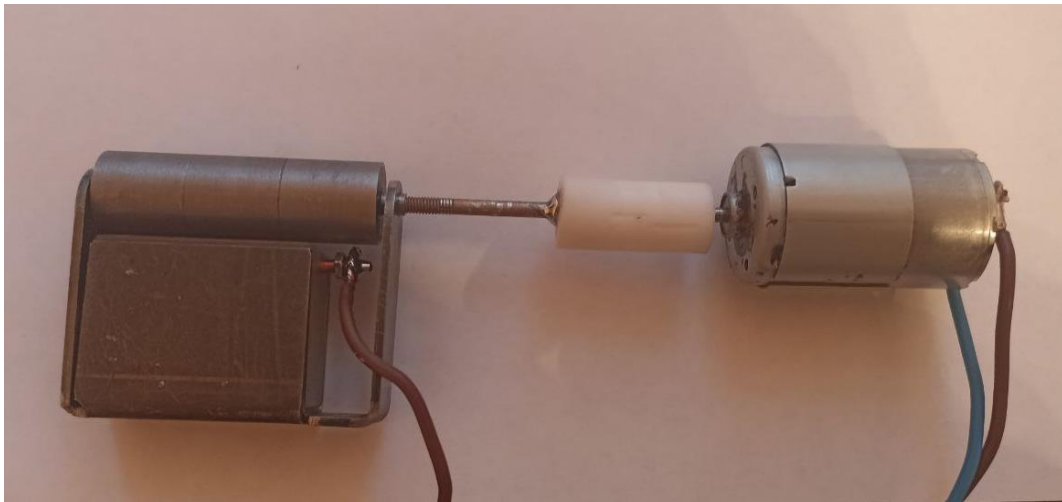


Рис. 4.4. Зовнішній вигляд блоку обробки зразка електрохімічним методом

Вимірювання проводили періодично з кроком 10 хвилин в діапазоні від 0 до 60 хв. Після кожного інтервалу обробки вимірювалася шорсткість зразка в 3 перерізах за його висотою та в 4 положеннях по радіусу кожного перерізу. Зразок поділявся на три зони: 1-зона обробки без концентрації струму; 2 і 3 зони мали підведення концентрованого потоку струму вздовж утворює циліндричного зразка. Шорсткість вимірювалася приладом TMR-120.

Графічне подання зміни шорсткості зразків у часі обробки представлено рисунку 4.5.

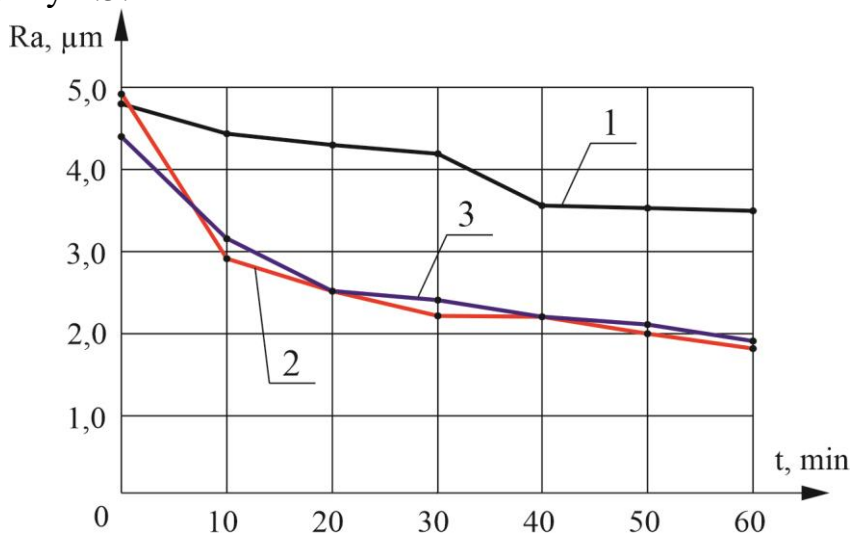


Рис. 4.5. Графік зміни шорсткості зразків у часі обробки зона звичайною електрохімічною обробкою в стаціонарному електроліті (1) та зони обробки з концентрованою щільністю струму та імпульсним впливом на матеріал з частотою 500 Гц (2) та (3)

Аналіз графіка зміни шорсткості зразків у часі обробки показує, що в зоні звичайної електрохімічної обробки в стаціонарному електроліті відбувається плавне зниження шорсткості від значення Ra 5.0 до Ra близько 3,5 при встановлених режимах.

У зоні обробки з концентрованою щільністю струму та імпульсним впливом на матеріал з частотою 500 Гц зниження шорсткості відбулося від значення Ra 5.0 до Ra менше 2.0, що в 1.75 продуктивніше порівняно зі зразком при тих же встановлених режимах стаціонарному електроліті. Це підтверджує ефективніший вплив імпульсного струму на процес розчинення мікроставушів шорсткості, що очевидно пояснюється припущеннями авторів про концентрацію (фокусування) потоку струму під час руху електрода над мікросшорсткістю, який своєю дією розчиняє більш ефективно верхівки виступів.

У той же час у зоні обробки з концентрованою щільністю струму та імпульсним впливом на матеріал із частотою 500 Гц таке зниження шорсткості відбувається більш ефективно на початковому етапі обробки. Так, за перші 10 хвилин обробки шорсткість зменшилася на 60% від загального зменшення за 60 хвилин. Цей факт ще раз підтверджує, що великі мікронерівності більшою мірою виробляють концентрацію (фокусування) потоку струму під час руху електрода над мікросшорсткістю.

Одночасно проводилися вимірювання діаметра зразків після кожного етапу обробки. Номінальний діаметр зразка становив 20 мм, тому в таблиці 3 наведено лише зміни діаметрів у трьох зонах за висотою зразка щодо початкового діаметра у вимірюваному перерізі. Вимірювання проводилися мікрометричною скобою з ціною розподілу 0,002 мм.

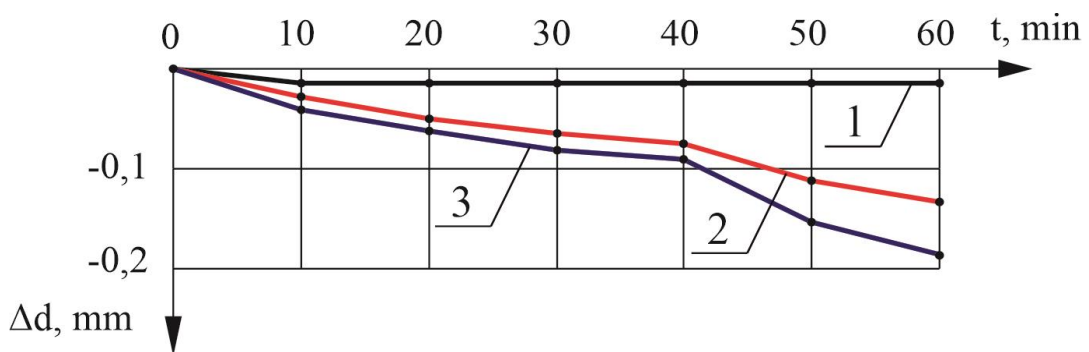


Рис.4.6. Графік зміни діаметрів зразків у часі обробки зони (1) звичайною електрохімічною обробкою в стаціонарному електроліті та зони (2) і (3) обробкою матеріалу концентрованою щільністю струму та імпульсним впливом частотою 500 Гц

Результати вимірювання діаметрів зразків у часі обробки мають той самий характер, що й зміна шорсткості зразків у часі обробки. Відмінність кривизни характеристик зміни діаметрів зразків у часі обробки порівняно характеристиками зміни шорсткості зразків, очевидно, пояснюється різними вимірювальними засобами визначення цих двох величин. Хоча зв'язок між шорсткістю і межею тіла існує, мабуть для встановлення справжніх експериментів недостатньо. Тим не менш, плавний характер графіків зміни шорсткості та діаметрів зразків говорить про те, що даний метод обробки дозволяє переривати процес обробки у великому діапазоні часу і, таким

чином, досягати високу точність діаметрів виробів (до 0,001 мм) з одночасним поліпшенням шорсткості поверхні деталі, що обробляється. .

Подальше вдосконалення представленої конвергенційної технології фінішної обробки деталей підвищеної точності може бути продовжено у дослідженнях технологій нанесення наноматеріалів задля забезпечення необхідних фізико-хімічних поверхонь деталей. Перспективним є нанесення наноматеріалів на посадкові поверхні методом 3D-друку. Не за темою, треба прибрати

Подальше вдосконалення представленої конвергенційної технології фінішної обробки деталей транспортного призначення може бути продовжено у дослідженнях технологій нанесення наноматеріалів задля забезпечення необхідних фізико-хімічних поверхонь деталей. Перспективним є нанесення наноматеріалів на посадкові поверхні методом 3D-друку.

4.4 Висновки

1. Порівняльний аналіз відомих методів фінішної обробки деталей, що застосовуються під час виробництва транспортних виробів, виявив їх переваги та недоліки. Основним чинником вибору тієї чи іншої методу є: забезпечення заданих характеристик деталей транспортного призначення; можливість групової обробки деталей із задирками в умовах масового виробництва з метою скорочення термінів виготовлення деталей та зниження вартості; сумісність чи комбінація методів із забезпечення заданих характеристик поверхонь. Показано перспективність подальших досліджень методів із створення комплексної технології, тобто. конвергенційної, яка поєднає інформаційні технології, нанотехнології, термохімічні, електрохімічні та механічні методи обробки.

2. Аналіз перспективних методів фінішної обробки, що допускають групову обробку деталей транспортного призначення, встановив актуальність застосування термоімпульсної обробки, хонінгування, суперфінішу та електрохімічної обробки всіх поверхонь деталей транспортного призначення. Виявлено, що створення конвергенційної технології на їх основі дозволить забезпечити необхідні прецизійні параметри мікروتочності та мікрошорсткості поверхонь та кромки деталей транспортного призначення із збереженням їхньої структури та геометрії, а також збільшить ресурс.

3. Запропоновано спосіб вибору та комбінування методів фінішної обробки за п'ятибальною експертною оцінкою, що дозволить проводити обробку групи деталей транспортного призначення. На його основі запропоновано концепцію конвергенційної технології фінішної обробки деталей транспортного призначення, яка складається з термоімпульсної обробки, хонінгування, суперфінішу та електрохімічної обробки. Представлено укрупнений процес отримання деталей з високоточними поверхнями низької шорсткості із заданим мікрорельєфом шляхом застосування електросуперфінішу та електрохонінгу. Запропоновано схему концентрації (фокусування) потоку струму при електросуперфінішуванні на основі переміщення електрода щодо поверхні деталі та можливості

збільшення щільності струму за рахунок зменшення ширини катодного зазору, що дозволить досягти ефекту полірування поверхонь та видалити продукти окислення. Відмінною особливістю конвергенційної технології є можливість групової обробки деталей за умов масового виробництва.

4. Порівняльний аналіз відомих методів фінішної обробки деталей, які застосовуються для досягнення необхідної шорсткості, показав перспективність конвергенційної технології отримання деталей підвищеної точності. Показано, що серед безлічі процесів, які за своїми особливостями можуть бути складовими конвергенційної технології, помітне місце займають процеси електрохімічної обробки, у тому числі запропонований авторами метод і пристрій для електросуперфінішу.

5. Експериментальні дослідження електрофінішної обробки порівняно з обробкою у стаціонарному електроліті на прикладі обробки валика показав ефективність впливу імпульсного струму на процес розчинення мікроступів шорсткості. Встановлено, що в зоні обробки з концентрованою щільністю струму та імпульсним впливом на матеріал з частотою 500 Гц зниження шорсткості відбулося від значення Ra 5.0 до Ra менше 2.0, що в 1.75 продуктивніше порівняно зі зразком при тих же встановлених режимах стаціонарному електроліті. Також аналіз результатів експериментів виявив активне зниження шорсткості за перші 10 хвилин обробки, що доводить адекватність прийнятої теорії про концентрацію (фокусування) потоку струму під час руху електрода над мікрошорсткістю.

6. Набула розвитку конвергенційна технологія деталей підвищеної точності з метою досягнення прецизійності та збільшення ресурсу таких деталей. Зазначається, що запропонований метод обробки дозволяє переривати процес у великому діапазоні часу, що дозволить досягти високої точності (до 0,001 мм) з одночасним поліпшенням шорсткості поверхні, що обробляється. Подальші дослідження можуть бути в реалізації експериментального досвіду на деталях типу «золотники» з визначенням раціональних умов отримання необхідних прецизійних параметрів їх поверхонь.

Висновки

В даному дипломному проєкті розглянуті особливості конструкції носової частини фюзеляжу пасажирського літака, а також технологію його виготовлення. У базову конструкцію внесено зміни, що дозволяють отримати вигоду за масою при переході від базової конструкції до модифікованої.

У конструкторському розділі дипломного проєкту представлено технічні характеристики пасажирського літака, розглянуто конструкцію носової частини фюзеляжу. Проведено модифікація складально-клепаної панелі на тришарову. При застосуванні тришарової панелі маса конструкції знизилася на 30% в порівнянні з базовою. Але застосування тришарових панелей конструкції носової частини фюзеляжу утруднено, через складність кріплення між собою, що істотно знижує втомну міцність.

У технологічному розділі приведена схема конструктивно-технологічного членування носової частини фюзеляжу, розроблено схему ув'язки, схему складання, а також проведено оцінювальний розрахунок на точність виготовлення відсіку. На підставі прийнятої директивної технології розроблено серійну робочу технологію у вигляді операційних карт. Опрацьовано монтаж стапеля складання носової частини фюзеляжу.

Робоча технологія передбачає використання засобів механізації.

В економічному розділі зроблено розрахунок кошторису витрат на виробництво, заробітної плати всіх категорій працівників цеху. Визначено основні і оборотні кошти.

У спеціальному розділі було розглянуто сучасний напрямок оброблення крайок авіаційних деталей від заусенців та задирів конвергенційною технологією, що розроблена фахівцями кафедри Технології виробництва літальних апаратів ХАІ.

Список використаної літератури

1. Юцкевич С.С., Хижняк С.В. Конструкция конкретного типа воздушного судна. Самолет Ан-140 : учеб. пособ. / С. С. Юцкевич, С. В. Хижняк. – К. : НАУ, 2013. – 160 с.
2. Авиационные материалы. Учебное пособие для курсового и дипломного проектирования / Харьков, 1973.
3. Технология производства летательных аппаратов из композиционных материалов: Учеб.пособие / В.Е. Гайдачук, В.Д. Гречка, В.Н. Кобрин, Г.А. Молодцов. – Х.: Харьк.авиацион-т, 1989. – 332с.
4. Механика волокнистых композиционных материалов: Учеб.пособие / Гайдачук В.Е., Карпов Я.С., Русин М.Ю. – Харьков: Харьк.авиацион-т, 1991. – 98с.
5. <https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%92%D0%B8%D1%80%D0%BE%D0%B1%D0%BD%D0%B8%D1%86%D1%82%D0%B2%D0%BE>
6. ДСТУ ISO 9000-2001 Системи управління якістю. Основні положення та словник. Чинний від 10.01.2001 р.
7. ДСТУ ISO 9001-2001 Системи управління якістю. Вимоги. Чинний від 10.01.2001 р.
8. Адлер Ю. Вісім принципів, які змінюють світ / Ю. Адлер // Стандартизація, сертифікація, якість. – 2001. - №4. – С. 47-54.
9. Булычев В.В., Уланов М.Е., Мальцева Л.В. Увязка геометрических параметров и обеспечение взаимозаменяемости обводов узлов и габаритов летательных аппаратов: Технологические рекомендации. ТР 1.4. 1219-83. – М., 1983. – 57 с.
10. Боборыкин Ю.А., Салащенко И. А. Объемная увязка при производстве самолетов: Учеб. пособие. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1973. – 63 с.
11. Букин Ю.М., Воробьев Ю.А. Технология производства самолетов и вертолетов: Конспект лекций на английском и русском языках. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 2003. – 331 с.
12. Точилин П. В., Сагателян Г. Р., Назаров Ю. Ф. Методика расчета экономической эффективности внедрения наукоемких технологий // Новые технологии XXI века. 2001. № 1. С. 29–34.
13. Gupta, K. & Gupta, M.K. Developments in nonconventional machining for sustainable production: A state-of-the-art review. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science. 2019. Vol. 233. Is. 12. P. 4213–4232. DOI: 10.1177/0954406218811982
14. Khorasani, A.M. & Yazdi, M.R.S. & Safizadeh, M.S. Analysis of machining parameters effects on surface roughness: a review. International Journal of Computational Materials Science and Surface Engineering. 2012. Vol. 5. Is. 1. P. 68–84.
15. Plankovskyy, S. & Breus, V. & Voronko, V. & et al. Review of methods for obtaining hardening coatings. In: Nechyporuk, M. & Pavlikov, V. & Kritskiy, D.

- (eds) Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering - 2020. Cham: Springer. Lecture Notes in Networks and Systems, 2021. Vol. 188. P. 332–343. DOI: 10.1007/978-3-030-66717-7_28
16. Gillespie, L.K. Deburring and Edge Finishing Handbook. Dearborn: Society of Manufacturing Engineers. 1999. 404 p.
 17. Unune, D.R. & Mali, H.S. Current status and applications of hybrid micro-machining processes: a review. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture. 2015. Vol. 229. Is. 10. P. 1681–1693. DOI: 10.1177/0954405414546141
 18. Yuan, J. & Lyu, B. & Hang, W. & Deng, Q. Review on the progress of ultra-precision machining technologies. Frontiers of Mechanical Engineering. 2017. Vol. 12. Is. 2. P. 158–180. DOI: 10.1007/s11465-017-0455-9
 19. XEBEC Deburring Technologies: Innovative Deburring & Surface Finishing Solutions. XEBEC, 2019. Available at: <https://deburringtechnologies.com/literature/XEB-CAT19-digital.pdf>
 20. Rodríguez, A. & González, M. & Pereira, O. & et al. Edge finishing of large turbine casings using defined multi-edge and abrasive tools in automated cells. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology. 2021. P. 1–11. DOI:10.1007/s00170-021-08087-y
 21. Matuszak, J. Comparative analysis of the effect of machining with wire and ceramic brushes on selected properties of the surface layer of EN AW-7075 aluminium alloy. Advances in Science and Technology. Research Journal. 2022. Vol. 16. Is. 2. P. 50–56. DOI: 10.12913/22998624/146211
 22. Maiorova, K. & Vorobiov, I. & Andreev, O. & et al. Forming the geometric accuracy and roughness of holes when drilling aircraft structures made from polymeric composite materials. Eastern-European Journal of Enterprise Technologies. 2022. No. 2(116). P. 6–12. DOI: ...жду
 23. Devin, L.N. & Grechuk, A.I. & Lupkin, B.V. Drilling of composites using tools of polycrystalline superhard materials. Journal of Superhard Materials. 2018. Vol. 40. No.1. P. 58–64. DOI: 10.3103/S1063457618010094
 24. Bhattacharyya, B. & Doloi, B. Advanced finishing processes. In: Modern Machining Technology. London: Academic Press, 2020. P. 675–743. DOI: 10.1016/B978-0-12-812894-7.00008-6
 25. Niknam, S.A. & Davoodi, B. & Davim, J.P. & Songmene, V. Mechanical deburring and edge-finishing processes for aluminum parts – a review. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology. 2018. Vol. 95. Is. 1. P. 1101–1125. DOI: 10.1007/s00170-017-1288-8
 26. Jin, S.Y. & Pramanik, A. & Basak, A.K. & et al. Burr formation and its treatments – a review. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology. 2020. Vol. 107. Is. 5. P. 2189–2210. DOI: 10.1007/s00170-020-05203-2
 27. Bańkowski, D. & Krajcarz, D. & Młynarczyk, P. Deburring and smoothing the edges using vibro-abrasive machining. Procedia Engineering. 2017. Vol. 192. P. 28–33. DOI: 10.1016/j.proeng.2017.06.005

28. Levchenko, I. & Xu, S. & Cherkun, O. & Baranov, O. & Bazaka, K. Plasma meets metamaterials: three ways to advance space micropropulsion systems. *Advances in Physics*: 2021, Vol. 6. Is. 1. <https://www.tandfonline.com/doi/full/10.1080/23746149.2020.1834452>
DOI: 10.1080/23746149.2020.1834452
29. Plankovskyy, S. & Breus, V. & Voronko, V. & et al. Review of methods for obtaining hardening coatings. In: Nechyporuk, M. & Pavlikov, V. & Kritskiy, D. (eds) *Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering - 2020*. Cham: Springer. *Lecture Notes in Networks and Systems*, 2021. Vol 188. P. 332–343. DOI: 10.1007/978-3-030-66717-7_28
30. Kumar, M. & Bajpai, V. Experimental investigation of top burr formation in high-speed micro-milling of Ti6Al4V alloy. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture*. 2020. Vol. 234. Is. 4. P. 730–738. DOI: 10.1177/0954405419883049
31. del Castillo, V.R. & Sánchez-González, L. & Fernández-Robles, L. & Castejón-Limas, M. Burr detection using image processing in milling workpieces. In: Herrero, Á. & Cambra, C. & Urda, D., & et al. E. (eds) *15th International Conference on Soft Computing Models in Industrial and Environmental Applications (SOCO 2020)*. Cham: Springer. *Advances in Intelligent Systems and Computing*, 2021. Vol. 1268. P. 751–759. DOI: 10.1007/978-3-030-57802-2_72
32. Abele, E. & Schützer, K. & Güth, S. & Meinhard, A. Deburring of cross-drilled holes with ball-end cutters – modeling the tool path. *Production Engineering*. 2018. Vol. 12. Is. 1. P. 25–33. DOI: 10.1007/s11740-017-0781-0
33. Plankovskyy, S. & Popov, V. & Shypul, O. & et al. Advanced thermal energy method for finishing precision parts. In: Gupta, K. & Pramanik, A. (eds.) *Advanced Machining and Finishing*. Amsterdam: Elsevier, 2021. P. 527–575. DOI: 10.1016/B978-0-12-817452-4.00014-2
34. Karlina, Y.I. & Kargapol'tsev, S.K. & Gozbenko, V.E. & et al. Overview of electro physicochemical methods for deburring small-sized high-precision details of coaxial radio components. *Journal of Physics: Conference Series*. 2020. Vol. 1582. No. 1. P. 012041. DOI: 10.1088/1742-6596/1582/1/012041
35. Losev, A. & Bychkov, I. & Selezneva, A. & Shendryk, V. & Shendryk, S. Cleaning of Parts with Detonating Gas Mixtures. In: Tonkonogyi, V. & Ivanov, V. & Trojanowska, J. & Oborskyi, G. & Pavlenko, I. (eds). *Advanced Manufacturing Processes III*. Cham: Springer. *Lecture Notes in Mechanical Engineering*, 2022. P. 602–612. https://doi.org/10.1007/978-3-030-91327-4_58
36. Ruszaj, A. & Gawlik, J. & Skoczypiec, S. Electrochemical machining – special equipment and applications in aircraft industry. *Management and Production Engineering Review*. 2016. Vol. 7. No. 2. P. 34–41. DOI: 10.1515/mper-2016-0015
37. Misra, J.P. & Jain, P.K. & Dwivedi, D.K. Electrochemical honing – a novel technique for gear finishing. In: Katalinic, B. (ed.) *DAAAM International Scientific Book*. Vienna: DAAAM International, 2011. P. 365–383. DOI: 10.2507/daaam.scibook.2011.29

38. Voronko, V. & Tkachenko, I. & Dyachenko, Y. & et al. Methodology for calculating the productivity of electrochemical machining in stationary electrolyte. In: Nechyporuk, M. & Pavlikov, V. & Kritskiy, D. (eds) Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering - 2021. Cham: Springer. Lecture Notes in Networks and Systems, 2022. Vol. 367. P. 47–56. DOI: 10.1007/978-3-030-94259-5_5
39. Zhang, Y. & Xu, Z. & Xing, J. & Zhu, D. Effect of tube-electrode inner diameter on electrochemical discharge machining of nickel-based superalloy. Chinese Journal of Aeronautics. 2016. Vol. 29. Is. 4. P. 1103–1110. DOI: 10.1016/j.cja.2015.12.016
40. Kar, S. & Patowari, P.K. Electrode wear phenomenon and its compensation in micro electrical discharge milling: a review. Materials and Manufacturing Processes. 2018. Vol. 33. Is. 14. P. 1491–1517. DOI: 10.1080/10426914.2018.1453144
41. Пат. на корисну модель № 153805 Україна, МПК (2006.1) В23Н 3/04. Спосіб електрохімічної обробки металевого виробу / В.Т. Сікульський, К.В. Майорова, А.С. Морголенко, А.С. Суслов, С.О. Красовський (Україна); заявник й патентовласник Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут». – № u2023 00908, заявл. 07.03.2023; затверджено 30.08.2023.
<https://sis.nipo.gov.ua/uk/search/detail/1756063/>
42. Пат. на корисну модель № u202304035 Україна, МПК (2006.1). Спосіб електрохімічної обробки металевого виробу / В.Т. Сікульський, К.В. Майорова, С.О. Красовський (Україна); заявник й патентовласник Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут». – № u202304035, заявл. 25.08.2023; планована дата отримання 25.10.2023.
<https://sis.nipo.gov.ua/uk/search/detail/1755874/>

ДОДАТКИ

