

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Інститут аерокосмічних технологій
Кафедра авіа-та ракетобудування

Пояснювальна записка

до курсового проекту з дисципліни

«Конструкція літальних апаратів»

на тему:

«Конструкція літака «Ан-14»

ВЛ-7313.00.00.0000 ПЗ



Виконав:

Студент гр. ВЛ-73

Топорцев Д.В.

Перевірив:

ас. Козей Я. С.

Київ – 2019

Анотація

Топорець Дмитро Васильвич, група ВЛ-73, Інститут аерокосмічних технологій.

Мета проекту – вивчення конструкції літака «Ан-14», розрахунок навантажень на крило, оперення, фюзеляж та аналіз історії створення та експлуатації.

Під час виконання курсового проекту було проаналізовано історію створення та експлуатацію літака. На основі вивчення технічної документації, книжок та методичних вказівок про літак, офіційних сайтів, вивчена загальна будова літака, конструкція та призначення основних агрегатів та його систем.

Ан-14 має пряме крило і фюзеляж цільнометалевий напів монокок.

У відповідності до завдання були проведені розрахунки навантажень на крило, горизонтальне та вертикальне оперення, фюзеляж літака. За отриманими значенням були побудовані епюри перерізуючого навантаження, згинаючих та крутних моментів.

					ВЛ7313.00.00.0000 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		2

Annotation

Toporets Dmytro Vasilovihc, group VL-73, Institute of Aerospace Technologies.

The goal of this project – define the construction of aeroplane An-14, rely on the capacity of wing, empennage, fuselage and analyse the history of creation and operation.

During the realization of the course project, it was analyzed in advance and realized. On the basis of technical documentation, books and methodical manuals about literature, official websites, technical documentation general structure of the aircraft, main units of the aircraft and its systems were learned.

An-14 has a straight wing and truss fuselage.

In accordance with the assignment, calculations of loads on wing, fuselage, tails were done. With these values diagraphes were made.

					<i>ВЛ7313.00.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		3

ЗМІСТ

1. ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА ЛІТАКА «АН-14»	6
2. КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНИЙ АНАЛІЗ ЛІТАКА	11
2.1. Крило	11
2.1.1. Центроплан.....	12
2.1.3. Предкрилки	17
2.1.5. Підкіс крила	20
2.2.1. ФЮЗЕЛЯЖ	21
2.2.2. КОМПОНОВКА ФЮЗЕЛЯЖУ	22
2.2.3. Повздожній силовий набір фюзеляжу	24
2.2.4. Поеречний силовий набір фюзеляжа	24
2.3. Оперення	25
2.3.1. Стабілізатор.....	26
2.3.2. Кілі	27
2.3.3. Хвостовий обтічник	27
2.4. Шасі	27
2.4.1. Головні опори шасі	27
2.4.2. Передня опора шасі	29
3. КОНСТРУКЦІЯ ТА ПРИЗНАЧЕННЯ ОСНОВНИХ СИСТЕМ ОБЛАДНАННЯ ЛІТАКА	31
3.3. Система керування літаком	32
3.4. Пневматична система	33
3.5. Обігрів та вентиляція кабін. Система запобігання обледеніння ...	34
3.6. Обладнання кабіни літака.....	35
3.7. Пілотажно-навігаційне обладнання	35
3.8. Радіобладнання літака	36
4. РОЗРАХУНОК ЗОВНІШНІХ НАВАНТАЖЕНЬ	38
4.1. Розрахунок навантажень на крило	38
4.2. Розрахунок навантажень на горизонтальне оперення	42
4.3. Розрахунок навантажень на вертикальне оперення	45
4.4. Розрахунок навантажень на фюзеляж.....	46
ВИСНОВКИ	47

					ВЛ7313.00.00.0000 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Підпись	Дата		
						4

					<i>ВЛ7313.00.00.0000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		5

1. ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА ЛІТАКА «АН-14»

Ан-14 «Бджілка» (з кодифікації НАТО: Clod — «Брила») радянський легкий транспортний літак короткого зльоту і посадки, розрахований на експлуатацію з непідготовлених ґрунтових майданчиків.

Ан-14 побудований за аеродинамічною схемою підкісного двокільового високоплана. Конструкція суцільнометалева. Фюзеляж типу напівмонокок. Крило пряме, дволонжеронне, кесонного типу, трапецієвидне в плані. Механізація крила складається з двоцільових закрилків, передкрилків і зависаючих елеронів. Шасі не складане, триопорне, з носовою керованою стійкою, з колесами однакового розміру. У зимовий час передбачено встановлення лижного шасі. Силова установка складається з 2 поршневих 9-циліндрових зіркоподібних двигунів повітряного охолодження АІ-14РФ з трилопатеvimи повітряними гвинтами (на перших літаках встановлювалися дволопатеvimи гвинти В536-Д12). Запас палива розміщений у крилах у паливних баках загальним об'ємом 383 л. Крило і оперення обладнані тепловою повітряною системою проти зледеніння. Задні кромки стабілізатора і кілів мають електрообігрів.

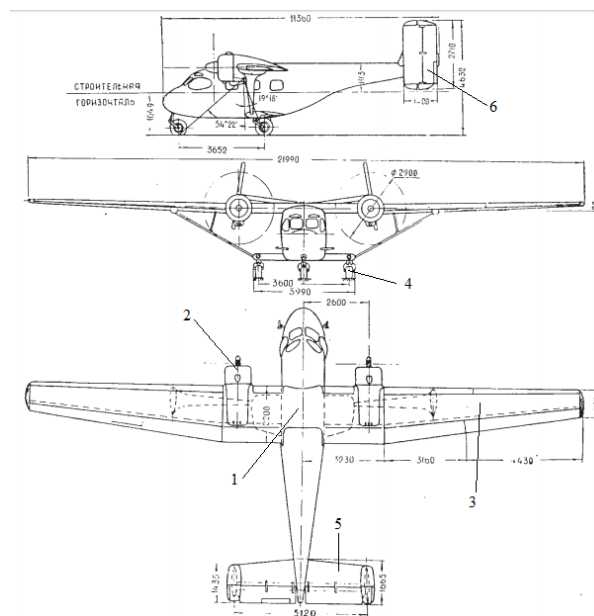


Рис. 1. Загальний вигляд літака Ан-14:

1-фюзеляж; 2-двигун; 3-крило; 4-шасі; 5-горизонтальне оперення; 6-вертикальне оперення.

										Лист
										6
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата	ВЛ7314.00.00.0000 ПЗ					

1.1 Історія створення літака «АН-14»

Розробка двомоторного легкого багатоцільового літака короткого зльоту і посадки СКВ-1 почалася в АНТК імені Олега Антонова в кінці 1950 року в ініціативному порядку. Постанова СМ СРСР на розробку літака в ДКБ, вийшла тільки в травні 1956 року.

Перший політ Ан-14 здійснив 14 березня 1958 з аеродрому Святошин, за штурвалом літака перебував льотчик-випробувач В. Н. Ізгейм. Перша публічна демонстрація літака відбулася в липні 1958 року на виставці досягнень народного господарства України в Києві, а в серпні дослідний Ан-14 взяв участь у повітряному параді над Тушино. Незабаром був виготовлений і другий прототип, що відрізнявся великим вантажним люком під хвостовою балкою.

Після випробувань був зроблений третій прототип з урахуванням усіх зауважень, котрий отримав позначення Ан-14А. Він відрізнявся від перших прототипів потужнішими двигунами АІ-14РФ, повітряними дволопатевими дерев'яними гвинтами В536-Д12 з механізмом флюгування, V-подібним стабілізатором, прямокутними кільовими шайбами збільшеної площі. З листопада 1961 до квітня 1962 відбулися державні випробування літака.

Серійне виробництво почалося в 1965 році на заводі «Прогрес» у Арсеньєві, яке тривало до 1970 року. За цей час виготовлено 340 літаків.

Ан-714 та Ан-14Ш – експериментальні літаки на базі Ан-14 з шасі на повітряній подушці. Вперше питання створення авіаційного комплексу обладнаного шасі на повітряній подушці виникло в 60-тих роках після загальновійськових навчань з висадки десанту. У звіті було вказано, що літак Ан-12 важко піднімається з резервних засніжених аеродромів. В цей час було створено проект Ан-714 – літаюча лабораторія з шасі на повітряні подушці на базі Ан-14. Випробування машини проводив льотчик-випробувач В. А. Калінін. Ідея виявилася вдалою і на базі серійного Ан-14 в ОКБ було розроблено літак Ан-14Ш, з шасі на повітряній подушці, що попередньо розроблялось для Ан-12. Руління та швидкісні пробіжки виконував льотчик-

						ВЛ7314.00.00.0000 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата			7

випробувач Галуненко О. В. Перший зліт провели пілот Лисенко В. Г. Та борт-механік Марєєв В. В. Випробування показали, що такий літак може експлуатуватись з заболочених рівнин тундри, водойм, розмитих водою доріг і ЗПП. Літак мав коротку дистанцію розбігу та пробігу, що дозволяло йому базуватись, майже будь-де.

Таблиця 1.2

Основні льотно-технічні характеристики

Параметри	Значення
Геометричні параметри:	
Розмах крила, м	21,99
Довжина, м	11,36
Висота, м	4,63
Площа крила, м ²	39,72
Масові параметри:	
Вантажопідйомність, кг	720
Нормальна злітна маса, кг	3450
Максимальна злітна маса, кг	3630
Маса палива у внутрішніх баках, кг	290
Динамічні параметри:	
Крейсерська швидкість польоту, км/год	175
Практична дальність, км	470
Перегінна дальність, км	680
Довжина розбігу, м	90
Довжина пробігу, м	110

Таблиця 1.3

Експлуатація Ан-14

Перший політ:	14 березня 1958 року	<p>Аналіз втрат табл 1.4</p> <p>■ Людський фактор ■ Відмова авіатехніки ■ Зовнішні фактори</p>
Початок експлуатації:	1966 рік	
Статус:	експлуатується	
Основні експлуатанти:	ВПС СРСР	
Інші експлуатанти:	Аерофлот	
Роки виробництва:	1965-1970	
Одиниць вироблено:	343	
Варіанти:	Ан-14Ш, Ан-714, Ан-28	

Авіакатастрофи Ан-14

Дата, місце	Причина
Людський фактор	
Січень 1967 року, аварія Ан-14 ВПС СРСР	При перегонці літака з заводу-виготовлювача до військової частини екіпаж переохолодитися двигун в польоті. Вимушена посадка
Кінець 1967 року, катастрофа Ан-14 ВПС Югославії	Зіткнення з горою в БМУ. Помилка екіпажу
8 жовтня 1970 р катастрофа Ан-14 ВПС Гвінеї	Зіткнення з землею при спробі вийти під хмари в процесі відновлення втраченої орієнтування
Червень 1971 р катастрофа Ан-14 ВПС НРБ	Зіткнення з горою. Помилка диспетчера
1972 р аварія Ан-14 ВПС СРСР	Зіткнення в вертольотом на посадці
1973 р аварія Ан-14 ВПС СРСР	Зіткнення з верхівками дерев
1973 р аварія Ан-14 ВПС СРСР	Вимушена посадка через повну витрату палива
1974 р, аварія Ан-14 ВПС СРСР	Зіткнення з ЛЕП
1975 року, Ан-14 ВПС СРСР	Списаний після виявлення дефектів вузла кріплення моторами через що мали місце грубі посадки
9 січня 1985 року, катастрофа Ан-14 95 іад ВПС СРСР, Білорусія	Порушення екіпажем правил експлуатації авіаційної техніки в умовах низьких температур, а також незадовільна організація і управління перельотом.
Відмова авіатехніки	
Серпень 1968 р аварія Ан-14 ВПС НРБ	Відмова двигуна в польоті. Винудженная посадка
Травень 1969 р аварія Ан-14 ВПС НРБ	Відмова двох двигунів в польоті. Вунужденная посадка. Причина невідома
1979 р катастрофа Ан-14 Вільнюського аероклубу ДТСААФ, Вільнюс (Литовська СРСР)	Розбився на зльоті при відмові двигуна під час обльоту після зміни двигуна. На борту знаходився заступник голови по авіації ЦК КПРС Литовської РСР
Зовнішні фактори	
196?, аварія Ан-14, Гостомель	При виконанні випробувального одномоторного польоту Ан-14 потрапив в спадний потік і вдарився об землю
Надзвичайні ситуації	
серпня 1978 року, Ан-14 764 ІАП авіації ППО СРСР, Велике Савіно (Перм)	Пошкоджено неможливо полагодити після проходження смерчу

ВИСНОВКИ ПО РОЗДІЛУ

В розділі «Загальна характеристика літального апарату» було:

- розглянуто історію створення літака;
- визначено основні льотно-технічні характеристики: літак короткого зльоту і посадки, розрахований на експлуатацію з непідготовлених ґрунтових майданчиків;
- відображено результати експлуатації: за 1965-1970 було вироблено 343 літаки; 65% втрат літака відбулися внаслідок людського фактору.

					ВЛ7314.00.00.0000 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		10

2. КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНИЙ АНАЛІЗ ЛІТАКА

Розміщення основних конструктивних елементів літака зображено на (рис. 2.1.)

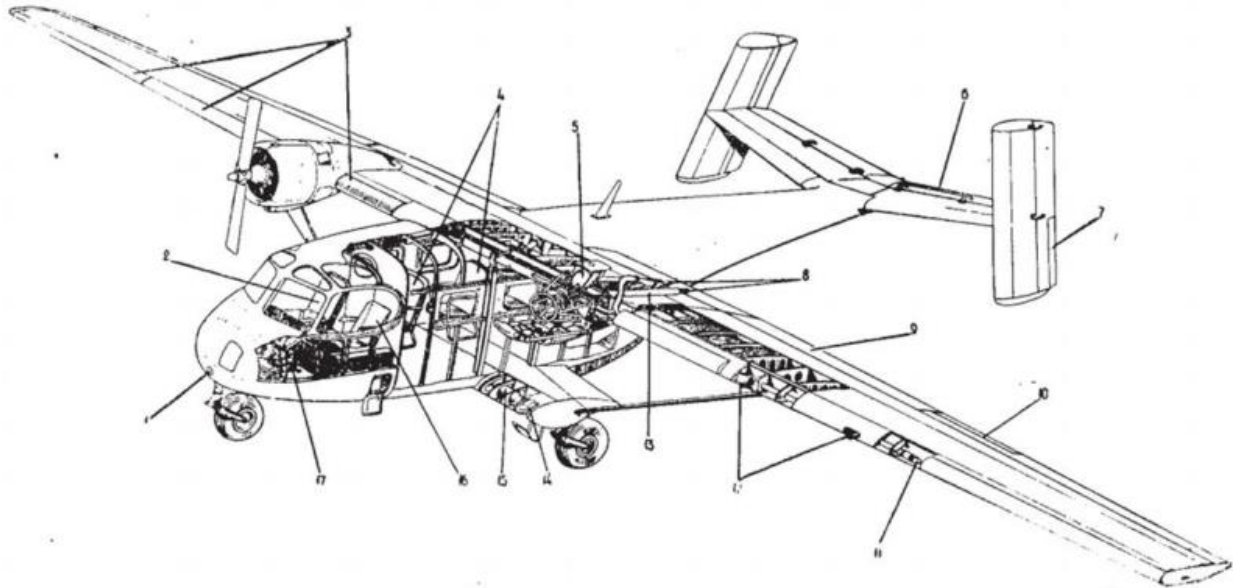


Рис. 2.1.Розміщення основних конструктивних елементів літака:

1-рульова фара; 2-праве крісло в кабіні пілота; 3-предкрилки; 4-пасажирські крісла; 5-маслобак; 6-тример руля висоти; 7-тример руля напрямку; 8-вихлопні труби; 9-закрылок; 10-тример елерона; 11-патрубок подачі теплого повітря в носок крила; 12-качалки предкрилків; 13-теплообмінник; 14-влітнопосадочна фара; 15-повітряний балон; 16-крісло пілота; 17-педалі керування рулями напрямку.

2.1. Крило

Крило літака — підкісної схеми, складається з центроплана і двох від’ємних консольних частин (рис. 2.2). Центроплан прямокутної форми в плані, консолі — трапецевидної. Поперечні перерізи крила побудовані по координатам аеродинамічного профіля РП-14.

Механізація крила складається з предкрилків, розташованих по всьому розмаху крила, двухщільових висувних закрылків і зависаючих елеронів. Лівий елерон оснащений триммером.

Плавне спряження поверхні центроплана з фюзеляжем забезпечується заливками і хвостовою панеллю центроплана.

						ВЛ7314.00.00.0000 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата			11

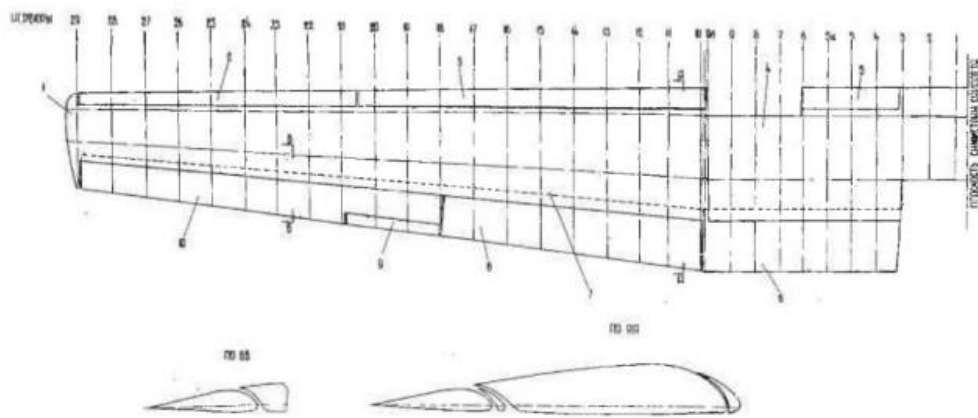


Рис. 2.2. Схема крила літака:

1-законцовка; 2-предкрилок консолі (2 секція); 3-предкрилок консолі (1 секція); 4-центроплан; 5-предкрилок центроплана; 6-закрилок центроплана; 7-консольна частина крила; 8-предкрилок консольної частини крила; 9-тример 10-елерон

2.1.1. Центроплан

Центроплан (рис. 2.3.) складається з двох лонжеронів, двадцяти двох нервюр, дванадцяти стрингерів, обшивки, носка з предкрилком, хвостової частини з закрилками, переднього заліза і хвостової панелі.

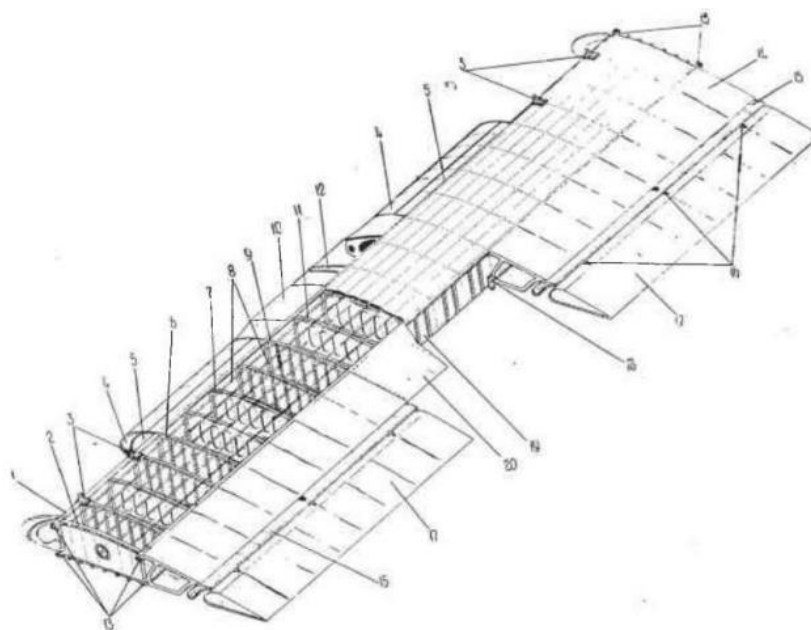


Рис. 2.3. центроплан крила:

1-передній лонжерон; 2-нервюра 9б; 3-вузли підвіски моторами; 4-предкрилок; 5-носок; 6- нервюра б; 7-нервюра5; 8-стрингери; 9-нервюра 3; 10-заліз; 11-нервюра 2; 12-носок заліза; 13-вузли з'єднання центроплана з консолю крила; 14-хвостова частина; 15-дефлектор; 16-кронштейн підвіски закрилка; 17-закрилок; 18-вузол з'єднання центроплана з фюзеляжем; 19-задній лонжерон; 20-хвостова панель.

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

ВЛ7314.00.00.0000 ПЗ

Лист

12

Лонжерони центроплана — балочного типу, складаються з верхніх і нижніх поясів таврового перерізу і стінок, підкріплених стійками бульбового профіля. На кінцях лонжеронів з кожної сторони кріпляться по два вузла для стиковки центроплана з консолями крила. По нижній поверхні центроплана, по нервюрам 3, по лонжеронах установлені чотири вузла кріплення крила до фюзеляжу. По нервюрам 7 і 9 на передньому лонжероні установлені вузли кріплення рам двигунів.

Нервюри центроплана кріпляться до лонжеронів за допомогою пресованих уголків, установлених на лонжерони. По нервюрам 3, 7 и 9, на яких кріпляться вузли стиковки крила з фюзеляжем і вузли підвіски двигунів, замість уголків установлені фітінги з АК6. По нервюрам 9 на задньому лонжероні установлені такелажні вузли для підйому літака.

Силові нервюри 3, 4, 6, 7, 9 — балочного типу, складаються з стінок, уголкових поясів і стійок із пресованих бульбових уголків.

Торцева нервюра 9б складаються з глухої стінки, підкріпленої шістьма стійками, уголкових поясів і чотирьох книць, з'єднующих стінку, пояса і стійки лонжеронів. На поясах зверху і знизу установлені книці з анкерними гайками для кріплення лепти, закриваючій стик консолі з центропланом.

Решта нервюр, також балочного типу, складаються з гофрованих стінок, поясів і стійок. Усі нервюри кріпляться до стрингерів за допомогою гнутих книць, а до обшивки — методом вітбортовок.

Стрингери центроплана виконані з бульбових уголків; нервюри в місцях прохода стрингерів мають просічки.

Нижня обшивка центроплана виконана з дюралюміна. На верхній поверхні центроплана є люк для установки крана обігріву кабіни і два отвори для труб системи опалювання, а на нижній поверхні — лючки для монтажу паливної системи і два отвори для трубопроводів системи опалювання і вентиляції.

Носова частина центроплана виконана з тонкої дюралюмінової обшивки, підкріпленої штампованими діафрагмами. На носку установлені

					ВЛ7314.00.00.0000 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		13

вузли навіски предкрилка, а також качалка управління предкрилком. Між нервюрами 3—6, по низу носової частини центроплана, є відкидна панель на петлі, складається з зовнішніх і внутрішніх листів. Штампований внутрішній лист при вареній до зовнішнього листа точечною електрозваркою.

Хвостова частина центроплана складається з набору легких штампованих хвостовиків нервюр, нижньої дуралюмінієвої і верхньої полотняні обшивок. У районі двигунів верхня обшивка виготовлена з дуралюміна. Верхня полотняна обшивка кріпиться до хвостовиків нервюр за допомогою профілей 433АН. По нервюрам 4, 6 і 9 установлені кронштейни підвіски закрилка.

Для підходу до вузлів навішування закрилка на нижній поверхні хвостової частини центроплана розташовані лючки. Для виходу тяг управління з боку закрилків у обшивці є окантовані отвори.

Передній заліз центроплана складається з дуралюмінієвої обшивки товщиною 0.8 мм, підкріпленої чотирма носками і профілем. Заліз установлений по передньому лонжерону між нервюрами 3-3 (лівого і правого полукрилків).

Хвостова панель центроплана забезпечує плавний перехід від верхньої обшивки центроплану за заднім лонжероном до верхньої обшивки фюзеляжу. Панель складається з дуралюмінієвої обшивки товщиною 0.6 мм і набору стрингерів. Передня кромка панелі підсилена дуралюмінієвою стрічкою і профілем, задня кромка - гнутим профілем.

Панель кріпиться за допомогою гвинтів до заднього лонжерону центроплана і обшивки фюзеляжу по шпангоуту 11.

2.1.2. Консоль крила

Кожна консоль крила складається з двох лонжеронів, двадцяти нервюр, шести стрингерів, обшивки, носка з предкрилком, хвостової частини з закрилком і елероном і законцовки.

Лонжерони консолі по конструкції аналогічні лонжеронам центроплана. На кореневих частинах лонжеронів встановлені хромасилові

					ВЛ7314.00.00.0000 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		14

вузли для кріплення консолі до центроплану. Стик консолі з центропланом закривається дуралюміновою стрічкою.

На нервюрі 15 на лонжеронах є кронштейни з АК6 для кріплення підкоса крила. На задньому лонжероні на нервюрах 11, 14 і 17 встановлені вузли для кріплення кронштейнів підвіски закрилка, а на нервюрах 19, 22, 25 і 28 - вузли для кріплення кронштейнів підвіски елерона. Зверху на обох лонжеронах на нервюрах 11 і 22 встановлені анкерні гайки для вгвинчування знімних такелажних вузлів консолі.

Нервюри 18, 26, 21, 23, 24, 26 в 27 (несилові) виштампувані з листового дуралюміна і мають овальні відбортовані отвори облегшення і рифт жорсткості. Нервюра 16 виконана аналогічно, але в зоні заднього лонжерона по верхньому і нижньому контурам підсилена двома приклепанними до неї гнутими профілями.

Силові нервюри 14, 17, 19, 22, 25, 28 і 29 мають однакову конструкцію. Кожна нервюра складається з штампованої дуралюмінової стоїки і поясів, виготовлених з пресованих дуралюмінових профілів. Силові нервюри кріпляться до заднього лонжерону за допомогою стійок з пресованих таврових профілів.

Нервюри 12 і 13 виштампувані з листового дуралюміна і мають відбортовані вирізи під м'який паливний бак. Нервюра 10 складається з листового штампованого каркаса і стінки зі стійками.

Силовые нервюры 11 и 15 состоят из дуралюмин- новых стенок, подкрепленных стойками, и поясов.

Пояси і стійки виконані з пресованих дуралюмінових профілів уголкового перетину. У стінці нервюри 11 є отвори під фланцеві з'єднання паливних баків.

Обшивка консолі виконана аналогічно обшивці центроплана і підкріплена шістьма стрінгерами - три на нижній і три на верхній поверхнях. На нижній поверхні лівого і правого полукрилків, у районі нервюр 10-11,

					ВЛ7314.00.00.0000 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		15

розташований люк для монтажу металевого бака, а між нервюрами 12 -13 - люк для монтажу м'якого бака.

Носова частина консолі складається з набору штампованих носков нервюр, що мають відбортовані отвори або вирізи полегшення, і додаткових носков, встановлених в місцях кріплення вузлів підвіски предкрилка. Всі носки виконані з листового дуралюміна.

До силових носків нервюр 11, 15, 19, 22, 25 і 28 за допомогою кронштейнів і качалок кріпляться дві секції предкрилка. У цих же місцях встановлені штамповані дуралюмініві чашки, які посилюють носок. У нижній частині носка є люки для доступу до амортизатора предкрилка і фланців труби системи проти оледеніння, що проходить через отвори і вирізи в носках нервюр.

Хвостова частина консолі аналогічна хвостовій частині центроплана. На хвостовиках нервюр 11, 14 і 17 встановлені кронштейни підвіски закрилка, на хвостовиках нервюр 19, 22, 25 і 28 - кронштейни підвіски елерона.

Кронштейни підвіски закрилка виштамповані з АКБ і мають ролики, по яких переміщуються монорельси закрилка. Кожен кронштейн кріпиться до двох відповідних кронштейнів, установлених на верхньому і нижньому поясах лонжерона.

Кронштейни підвіски елерона склепані з хвостовиками нервюр і фітингами, встановленими на задньому лонжероні. Кожен кронштейн склепаний з двох половин, виштампованих з дуралюмінію листового листа.

Для доступу до вузлів керування закрилками і елеронами в нижній обшивці хвостової частини крила є лючки.

За кінцівка консолі це обтікатель з набором діафрагм. Обшивка законцовки виконана з дуралюмінію Д16.

					ВЛ7314.00.00.0000 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		16

2.1.3. Предкрилки

Предкрилки встановлені вздовж усього носка крила. На кожній консолі крила розташовані дві секції автоматичного предкрилка, з'єднані між собою тандером. На центроплані, з кожного боку, між фюзеляжем і гондолою двигуна розташовано по одному керованому предкрилку.

Автоматичні предкрилки висуваються і прибираються під дією аеродинамічних сил. Резинові амортизатори утримують предкрилки в прибраному положенні. Керовані предкрилки висуваються і прибираються пневматичними циліндрами. Управління предкрилками заблоковане з керованими закрилками таким чином, що предкрилки висуваються лише після випуску закрилків на кут, більший 25° .

Кожна секція предкрилка зібрана з верхньої і нижньої тонких дуралюмінієвих обшивок, набору штампованих нервюр і гофра, приклеєного до верхньої обшивці (рис. 2.4.).

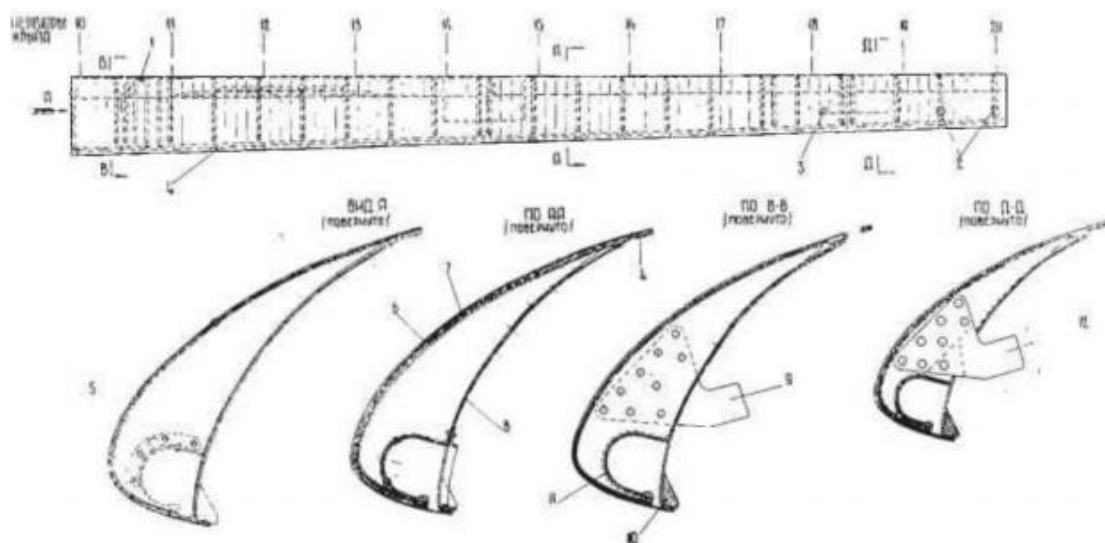


Рис. 2.4. Предкрилок консольної частини крила (1 секція): 1-гофр; 2-нервюри; 3- дуралюмінієві прокладки; 4-прокладки з полімідної смоли; 5- окантовка; 6-верхня обшивка; 7-гофр; 8 нижня обшивка; 9-кронштейн на нервюрі 11; 10- прокладка з пінопласту ЛХВ-1, обклеєна капроною тканиною; 11-облицьовка з стеклотканини; кронштейн на нервюрі 19.

Уздовж всього предкрилка через вирізи в нервюрах проходить канал, утворений облицюванням з склотканини і нижньої обшивкою, для проходу

теплого повітря з системи протиобледеніння. На нижній обшивці предкрилка, поблизу його задньої кромки, по всьому розмаху є щілини для виходу теплого повітря, що пройшло через канали між верхньою обшивкою і гофром.

Кожна секція предкрилків консолі підвішена за допомогою трьох вузлів. В районі нервюр 17 встановлені гумові амортизатори предкрилків. Амортизатор має тандер для регулювання натягу.

Предкрилок центроплана підвішений на трьох качалках, до середньої з яких кріпиться пневмоциліндр управління предкрилком.

При повністю висунутому предкрилку їх качалки впираються в гумові упори. Для щільного замикання щілини між предкрилками і носками крила на предкрилки наклеєні прокладки з пінопласту ПХВ-1, покриті капроною тканиною.

2.1.4. Закрилки

На кожному полукрилі встановлені дві секції висувного двохщілинного закрилка. Кожна секція закрилка має профільований дефлектор (рис. 2.5.). Дефлектор виконаний з дуралюмініових обшивок і набору штампованих нервюр. По розмаху кожної секції закрилка дефлектор розділений на чотири часті. Дві середні частини мають силові носки, до яких кріпляться кронштейни управління закрилком.

Каркас закрилка складається з лонжерона, набору носків і хвостовиків нервюр. Всі деталі каркаса виштамповані з тонких дуралюмініових листів. Обшивка закрилка виготовлена з тканини АМ-100. за винятком ділянки центроплана між нервюрами крила 6 і 9, де обшивка виконана з дуралюміна Д16Т. Носова частина закрилка має дуралюмінову обшивку.

Закінцівках закрилка - гнучий дуралюмінієвий профіль, всередину якого вклеєний вкладиш з пінопласту ЛХВ-1.

У носову частину кожного закрилка по нервюрам 2, 5 і 8 вклепані силові носки, до яких за допомогою болтів кріпляться три дуралюмінієві монорейок з робочими поверхнями, виконаними по дугам кіл. При висуванні

					ВЛ7314.00.00.0000 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		18

закрилка монорельси переміщуються по роликах, встановлених на кронштейнах хвостової частини крила.

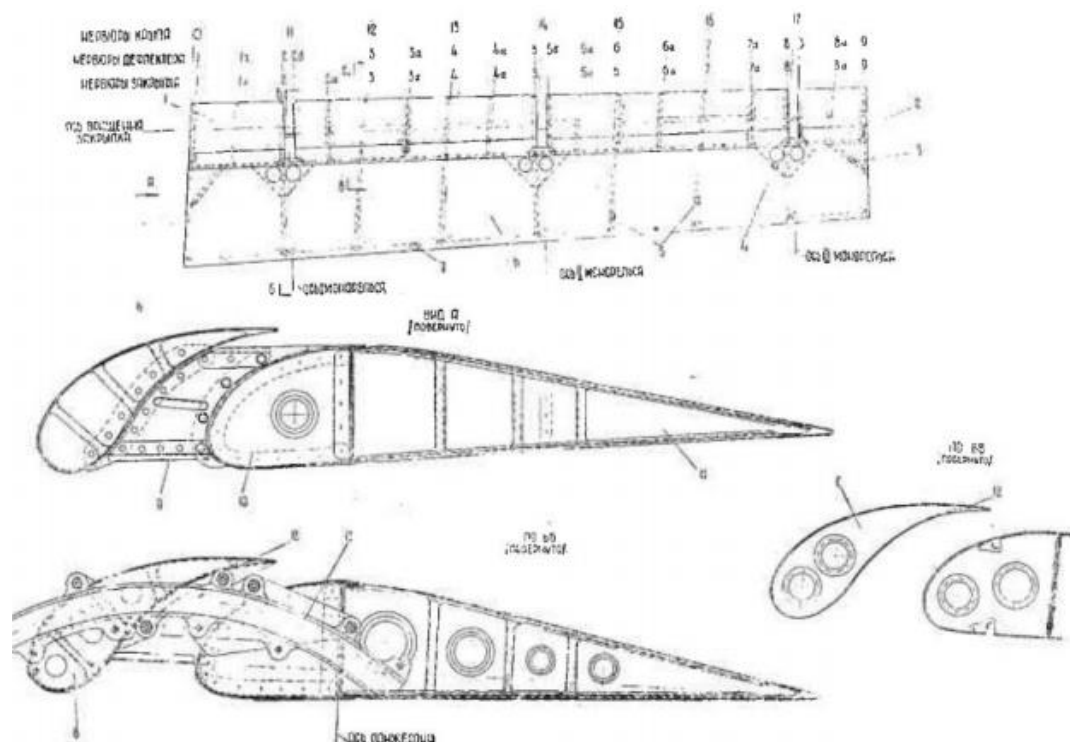


Рис. 2.5. Закрилка консольної частини крила з дефлектором:

1-обшивка дефлектора; 2-обшивка носка; 3-розкіс; 4-накладка; 5-хвостовики нервюр; 6-обшивка закрилка; 7-профіль законцовки; 8-нервюра дефлектора; 9-діафрагма; 10-носок нервюри; 11-хвостовики нервюр; 12-вкладиш; 13-моноколія на нервюри 11.

Дефлектор кріпиться до носка закрилка за допомогою штампованих дуралюмініових діафрагм, установлених по осях нервюр 1, 3а, 6, 9. Прилегли до монорейки секції дефлектора кріпляться до них болтами.

2.6. Елерони

Кожен елерон (рис. 2.6.) складається з лонжерона, набору носків і хвостовиків нервюр, дуралюмініової обшивки носка і полотняної обшивки, якою обшитий весь елерон. До лонжерону елерона кріпиться чотири вузли підвіски.

На лівому елероні за допомогою петель і шомпола закріплений триммер, що складається з рифленої обшивки, лонжерона і набору нервюр. Електромеханізм управління тримерами розташований в носку елерона. Доступ до нього забезпечується через люк.

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

ВЛ7314.00.00.0000 ПЗ

Лист

19

2.1.5. Підкіс крила

Підкоси крила кріпляться до вузлів на лонжеронах крила і до вузлів консолей центральної частини підлоги пасажирської кабіни.

Підкіс крила складається з основної частини, виготовленої з дуралюмінію листу, поздовжніх швелерних стрингерів, двох накладних листів у верхній частині і нервюри в нижній частині. Крім цього, верхня і нижня частини профілю підкоса з'єднуються між собою трьома дуралюмінієвими стійками.

На верхньому кінці підкоса приклепані кронштейни для стикування з вузлами крила. На нижньому кінці підкоса між двома накладками вклепаний кронштейн таврового профілю, що закінчується виделкою.

Середина кожного підкоса підтримується розкосом, верхній кінець якого закріплений на задньому лонжероні крила.

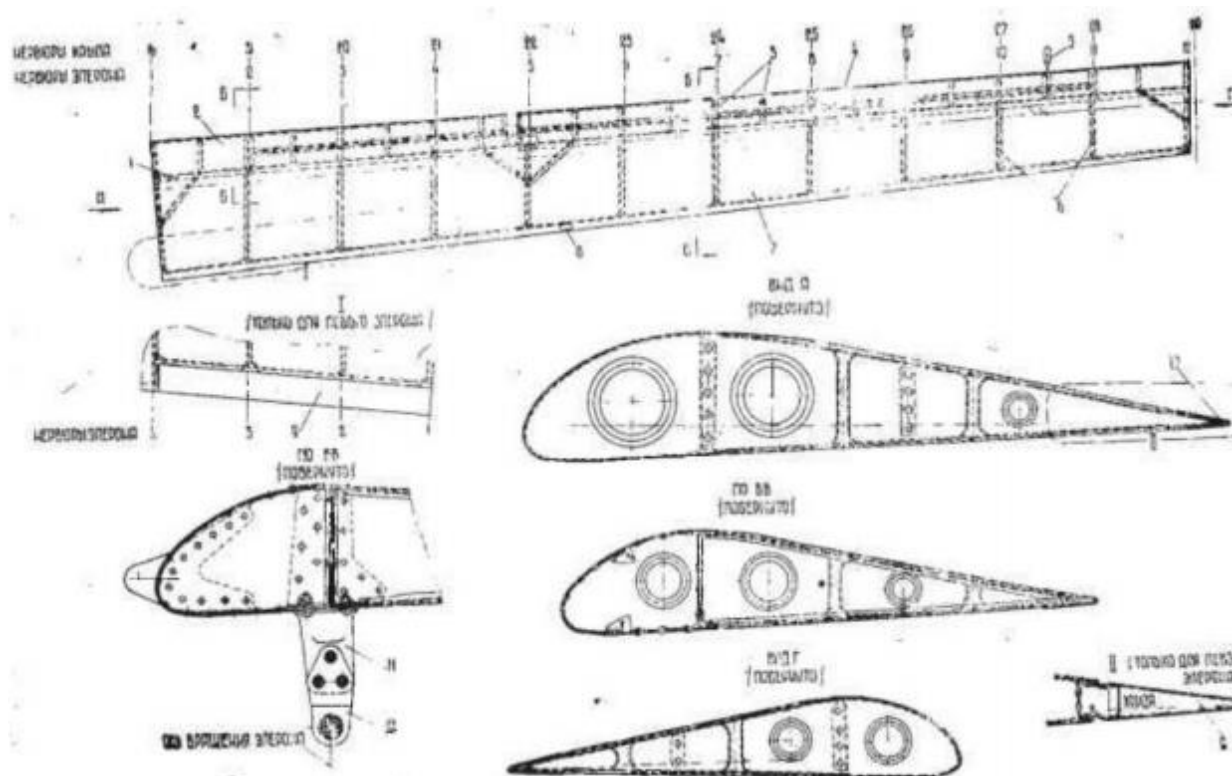


Рис. 2.6. Правий елерон: 1-лонжерон; 2-обшивка із Д16АТП; 2-носки нервюр; 4-стрингер; 5-балансер елерона; 6- нервюри; 7-обшивка з тканини АМ-100; 8-законцовка; 9-тример; 10-вкладиш із пенопласту ЛХВ-1; 11-кронштейн підвіски елерона; 12-вилка.

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

ВЛ7314.00.00.0000 ПЗ

Лист

20

2.2.1. ФЮЗЕЛЯЖ

Фюзеляж літака (рис.7.) цілнометалевий напів монокок з дуралюміною ошивкою Д16 різної товщини. Листи обшивки з'єднані на шпангоутах і стрингерах заклепками і точковою електросваркою.

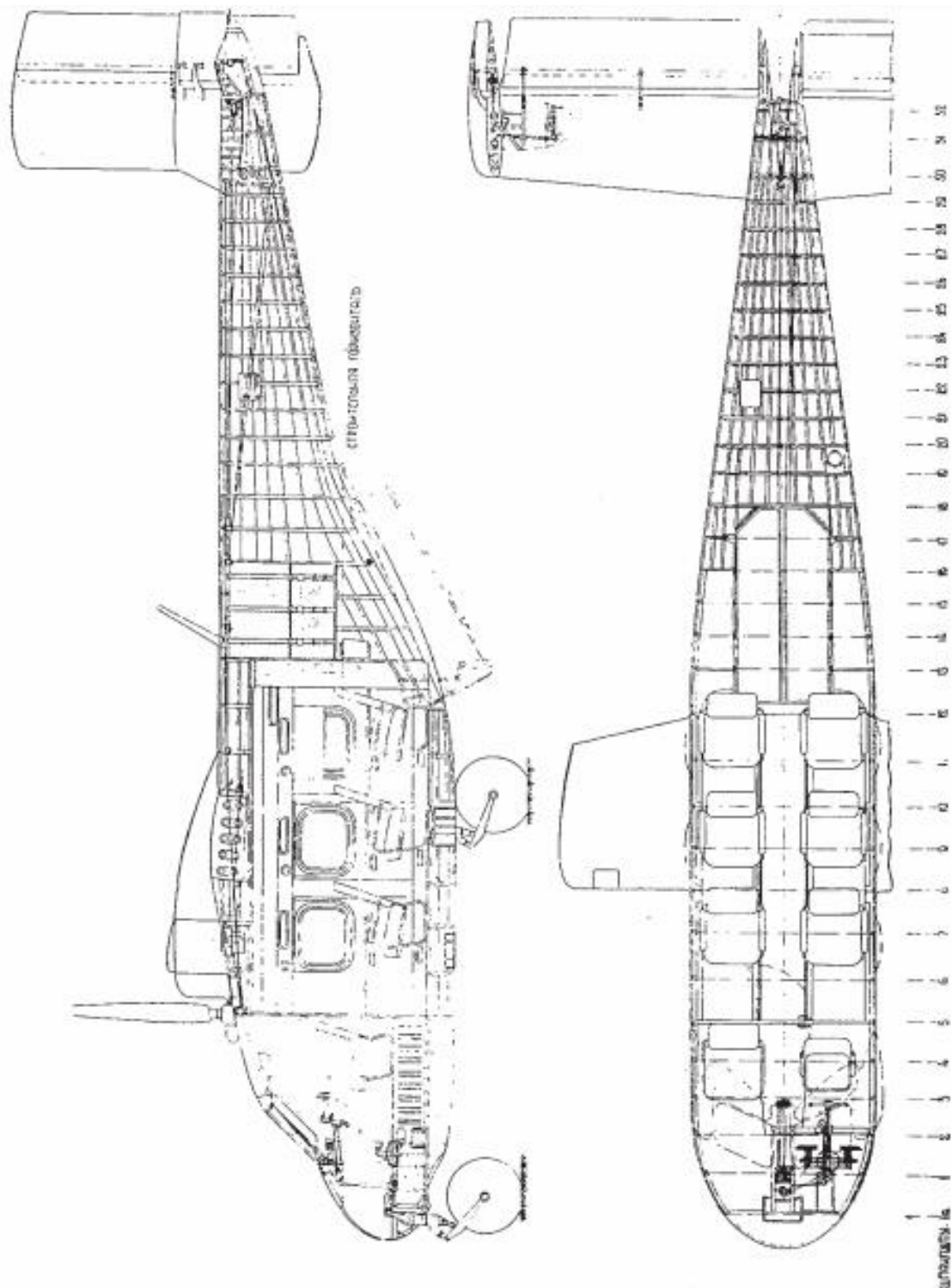


Рис. 2.7. Компоновка фюзеляжу

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

ВЛ7314.00.00.0000 ПЗ

Лист

21

Конструкція фюзеляжу складається з продольного та поперечних силових наборів, підлог, окантовок вікон та люків, обшивки, лобового скла.

Технологічно фюзеляж розділений на 4 відсіка: Ф-1, Ф-2, Ф-3, Ф-4. Експлуатаційних та конструктивних роз'ємів фюзеляж не має.

2.2.2. КОМПОНОВКА ФЮЗЕЛЯЖУ

Відсік Ф-1 – цільнометалевий панельний напівмонокок з обшивкою товщиною 0,6 мм.

У відсіці Ф-1 між шпангоутами 1-5 розташовується кабіна пілота, яка відділяється від пасажирської кабіни перегородкою по п'ятому шпангоуті. У перегородці є двері, які відчиняються в сторону пасажирської кабіни.

З лівого боку кабіни розташовується крісло пілота, а з правого – пасажир. Лобове скло забезпечує хороший обзор пілота у всіх напрямках.

На шпангоуті 1а установлені вузли 10 кріплення передньої стійки шасі. Між шпангоутами 1а і 1, у верхній частині фюзеляжу симетрично розташовані дві дуралюмініові балки 12, на яких кріпляться вузли системи управління літаком. Кожна балка складається із профіля і стінки з отворами для зменшення маси. Зліва від площини симетрії літака є дві книці 11, на яких установлений передній вузол кріплення штурвалу керування літаком.

Внизу по вісі симетрії шпангоута 5 розташована опора під домкрат для підйому літак.

Відсіки Ф-1 і Ф-2 стикуються по Т-подібному ободу шпангоута 5.

У середньому відсіці між шпангоутами 5-12 розташована пасажирська кабіна, а між шпангоутами 12-18 – вихідний люк. Частина пасажирської кабіни фюзеляжу має майже прямокутну форму із зкругленими кутами та бортами.

По обидва боки фюзеляжу розташовані випуклі на зовню прямокутні вікна. Ззовні на лівому борту фюзеляжу в районі шпангоутів 5-7 утановлені чотири сходинки та ручка, які використовуються у випадках необхідності підняти на фюзеляж, або крило.

					ВЛ7314.00.00.0000 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		22

У верхній частині фюзеляжу, між шпангоутами 7-11, є виріз під центроплан крила, а між шпангоутами 6-7 – невеликий виріз з окантовкою під установку антени радіокомпасу. На шпангоутах 8 та 10 установлені вузли кріплення фюзеляжу з крилом.

Нижні частини шпангоутів 6-12 разом з поздовжніми силовими елементами утворюють каркас підлоги пасажирської кабіни. Низи шпангоутів 9 та 10 мають консольні частини, що виступають за контури фюзеляжу. На торцях консолі установлені вузли кріплення головних опор шасі та підкосів крила. Консолі оснащені обтікачами.

Між шпангоутами 12-18 розташований вихідний люк. Окантовкою люка виступає поріг, розташований біля шпангоута 12, дві поздовжні балки Балки і нижня частина шпангоута 18. Люк розміром 850x1900 мм забезпечує вільний вхід-вихід пасажирів та вантажів.

На порозі вхідного люка розташовані вхідні сходи, кінематично зв'язана зі ступками. При відкритті чи закритті ступок сходи відповідно випускаються чи прибираються. У робочому (випущеному) положенні сходи фіксують відкриті ступки.

На шпангоуті 13 є перегородка з вирізом для проходу. У верхній частині фюзеляжа, між шпангоутами 13-18, по лівому і правому борту установлені полицки.

На частині шпангоутів 12-22 переріз фюзеляжу переходить від майже прямокутного із скругленнями на кутах до еліптичного. Відсіки Ф-2 і Ф-3 з'єднуються обшивкою біля шпангоута 22 і стрингером між шпангоутами 21-22.

Відсік Ф-3 розташований між шпангоутами 22-30, являє собою конічну трубу, що з'єднує Ф-2 з хвостовим відсіком Ф-4. Відсік Ф-3 з'єднується з хвостовою частиною фюзеляжу по ободу шпангоута 30.

Шпангоути 30 і 32 відсіка Ф-4 мають на собі вузли стикування стабілізатора з фюзеляжем. У нижній частині шпангоута 30 розташований задній швартувальний вузол літака.

					ВЛ7314.00.00.0000 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		23

До шпангоуту 32 ззаду кріпиться хвостовий обтікач.

2.2.3. Повздовжній силовий набір фюзеляжу

Повздовжній силовий набір складається з 64 стрингерів, виготовлених із пресованих дуралюминових профілей з кутниковим перерізом, і повздовжніх елементів, підсилюючих вирізи під вікна та люки. Стрингери розташовані по рівномірно по периметру перерізу фюзеляжу.

Стрингери ба у відсіках Ф-1 та Ф-2 усилені. Всі стрингери проходять через просічки в шпангоутах і кріпляться до стикових шпангоутів та іншим силовим елементам кницями і фітингами. Між шпангоутами 21-22 стрингери стикуються між собою накладками із уголкового профілю.

Середній перепліт лобового скла утворений двома пресованими профілями, зв'язаними з зовнішньою обшивкою. З внутрішньої сторони до цих профілів кріпляться додаткові кутники та коробка, на яких установлені кронштейни керування літаком і двигунами, кронштейни кріпляться приборною панеллю і окремими елементами конструкції лобового скла. Знизу каркас лобового скла утворений силовими лонжеронами, розташованими по обидва боки між шпангоутами 1-5 і виконаними із профілей швеллерного перерізу. У поперечній частині кабіни пілота лонжерони кріпляться до продольних елементів середнього переплету лобового скла. Кріплення лонжеронів до шпангоута 5 виконано фітингами із АК6

На ділянці між шпангоутами 2-4 лонжерони з'єднані з кутниками, що утворюють перепліт між лобовими і боковими стеклами.

2.2.4. Поперечний силовий набір фюзеляжа

Поперечний силовий набір фюзеляжу складається із 32 шпангоутів, які конструктивно поділяються на нормальні силові та усилені.

					ВЛ7314.00.00.0000 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		24

Руль висоти має аеродинамічну компенсацію і вагове балансування.

2.3.2. Кілі

Кілі літака суцільнометалеві, симетричного профіля. Кожен кіль складається із дуралюмінієвого каркаса і обшивки. Кіль має вузли кріплення до стабілізатора і три вузла підвіски руля напрямку. Контури носка руля напрямку і хвостової частини кіля утворюють профільовану щілину.

На кожному кілі установлений руль напрямку, який має аеродинамічну компенсацію і 100-відсоткове вагове балансування.

Руль складається із каркаса, полотняної обшивки і має вузли підвіски. На лівому рулі між нервюрами 2 і 5, установлений тример.

2.3.3. Хвостовий обтічник

Хвостовий обтічник суцільнометалевий, клепаної конструкції, складається із обшивки, двох діафрагм, профіля і окантовок.

Для підходу до вузлів керування обтічник має знімну верхню кришку. Обтічник кріпиться болтами до заднього лонжерона і до шпангоуту 32 фюзеляжу.

2.4. Шасі

Літак має не відкидні шасі з самоорієнтованим переднім колесом. До комплекту шасі входять передня та дві гальмівні стійки.

Колеса головних стійок мають камерні пневматичні гальма, керування якими виконується гальмівними редукційними клапанами, установленими на педалях ногового керування.

2.4.1. Головні опори шасі

Головні опори шасі (рис.2.9.) – одностійкові з важільною підвіскою колес. Кожна опора складається з амортизаційної стійки, вилки і гальмівного колеса.

Амортстійка головної опори своїми верхніми та нижніми проушинами кріпиться до спеціальних вузлів консолей поперечних балок підлоги фюзеляжу

					ВЛ7314.00.00.0000 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		27

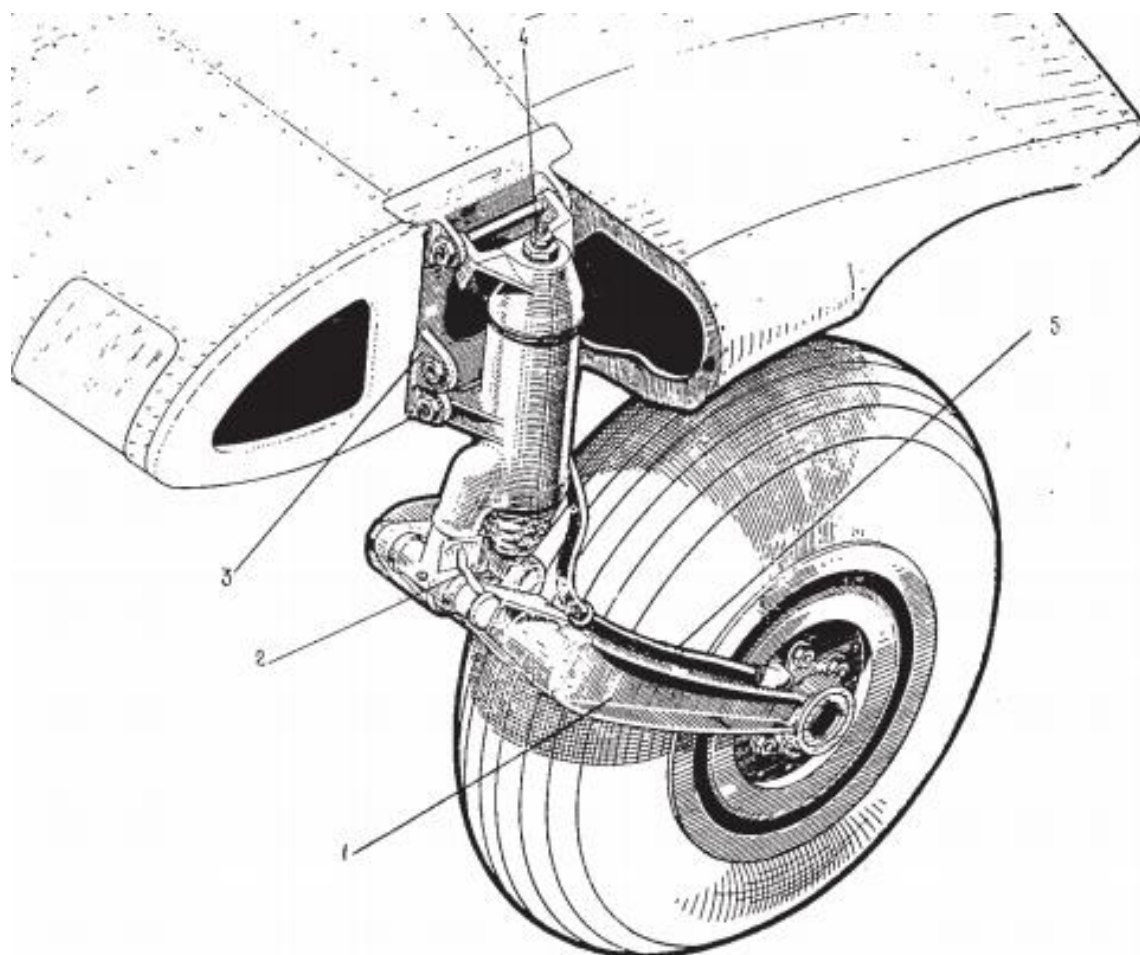


Рис. 2.9. Головна опора шасі:

1-вилка колеса; 2-вказівник стиснення амортизатора; 3-вухо для кріплення підкосу крила; 4-зарядний клапан; 5-гальмівний клапан.

Амортизаційна стійка головної опори складається із циліндра амортизатора з плунжером і вставленого в середину циліндру стоку.

Амортизатор – азотно-масляного типу з гальмуванням на прямому і зворотньому ході.

Вилка головної опори складається з двох штампованих частин, з'єднаних віссю. Обі частини вилки закріплені на осі за допомогою конічних втулок, зтянутих болтами. На голівці лівого стяжного болта є проушина для кріплення гальмівного шлангу.

Колесо головної опори складається із барабану зі змінною ребордою, пневматика розміром 700X250 мм і одного пневматичного гальма камерного типу.

2.4.2. Передня опора шасі

Передня опора шасі (рис. 2.10.) – одностійчного типу з важільною підвіскою колеса, складається з амортизаційної стійки, вилки і негальмівного колеса. Колесо передньої опори – самоорієнтоване в межах 70 градусів в кожен бік від нейтрального положення.

У середині Амортизаційної стійки є центруючі пристрої.

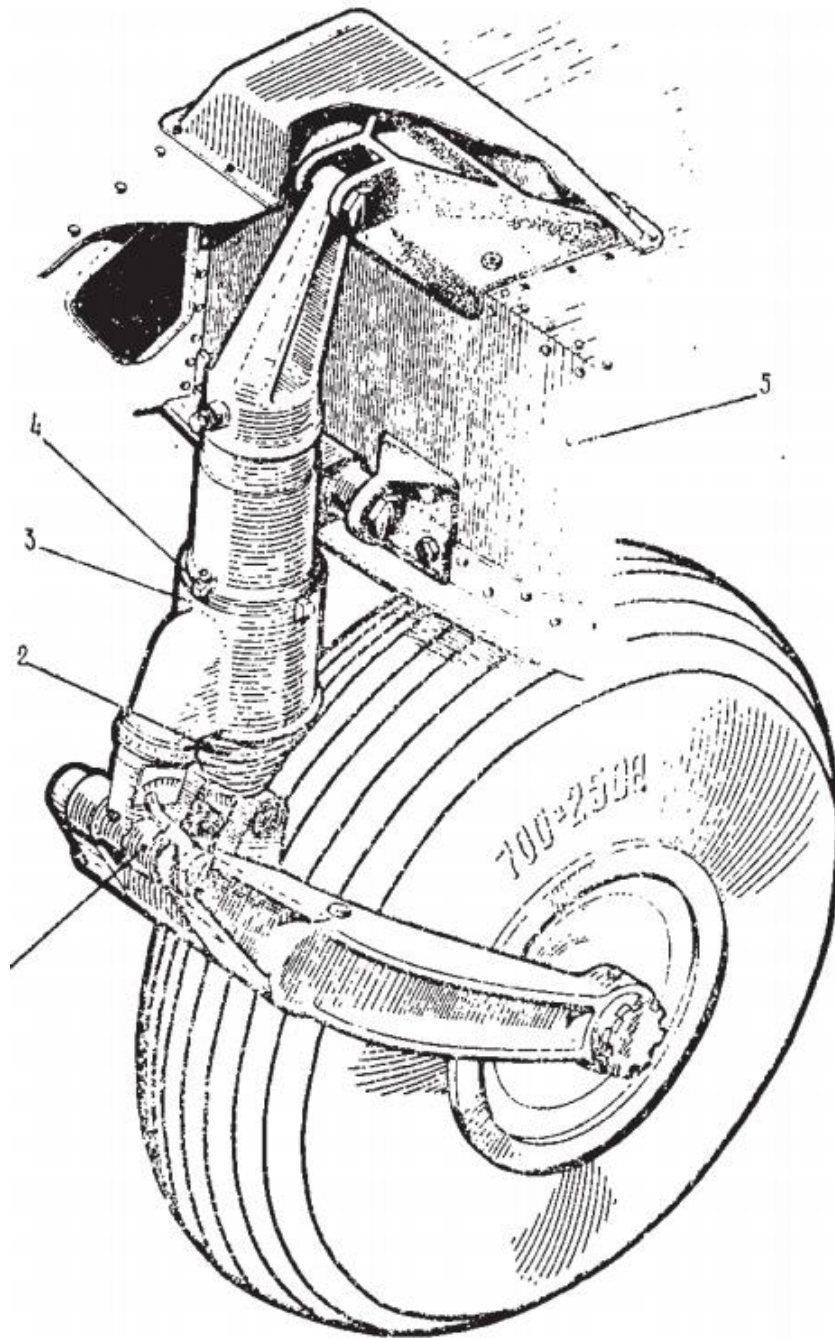


Рис. 2.10. Передня опора шасі:

1-вказівник обтискання амортизатора; 2-чохол; 3-повортний хомут; 4-обмежувач повороту колеса; 5-шпангоут 1а.

										Лист
										29
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата						

ВЛ7314.00.00.0000 ПЗ

Амортизаційна стійка передньої опори складається із циліндра амортизатора з плунжером, штока та нижнього поворотного вузла з шатуном і centruючим пристроєм.

Амортизатор – азотно-масляного типу з гальмуванням на прямому і зворотньому ході.

Негальмівне колесо передньої стійки складається із барабана зі знімною ребордою та пневматика розміром 700X250 мм.

Вилка головної опори не відрізняється від вилок основних опор.

Висновок

В ході виконання розділу «Конструктивно-технологічний аналіз літака Ан-14», був опрацьований ряд джерел, які описують особливості конструкції та призначення основних агрегатів літака Ан-14.

- Крило літака — пряме, підкісної схеми, складається з центроплана і двох від’ємних консольних частин. Механізація крила складається з предкрилків, розташованих по всьому розмаху крила, двухщільових висувних закрилків і зависаючих елеронів.
- Фюзеляж сам по собі представляє просторову ферму жорсткого або ж так званого жорстко-розчальовального типу. Силкові елементи такої конструкції – це стійки, лонжерони, підкоси, розчалки, розпірки, різноманітні розчальовальні стрічки і фермові пояси.
- Хвостове оперення вільнонесуче, двухкільове, металеве, складається зі стабілізатора, лівої і правої половини руля висоти, двох кілей і двох рулів напрямку.
- Шасі зварюється із сталевих труб. Амортизація кожної стійки здійснюється гумовим шнуром, заплетеним на середньому підкосі.

					ВЛ7314.00.00.0000 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		30

3.2. Протипожежне обладнання

Протипожежне обладнання складається із стаціонарної протипожежної системи і переносного вуглекислотного вогнегасника, встановленого в пасажирській кабіні на шпангоуті 13.

Стаціонарна протипожежна система складається із:

- двох вогнегасників;
- системи сигналізації пожежі;
- щитка протипожежної системи;
- двох розпилюючих колекторів і трубопроводів з арматурою.

3.3. Система керування літаком

Управління літаком складається із керування рулями, елеронами, закрилками, центроплановими предкрилками та тримерами рулів елеронів

Пілот керує літаком штурвалом та педалями.

Передача керування рулями та елеронами в фюзеляжі – тросова, а в крилі жорстка.

Керування силовим пневмоциліндром випуску і прибирання закрилків здійснюється повітряними клапанами за допомогою перемикача на лівій панелі керування. Датчик положення закрилків знаходиться на правій панелі керування.

Випуск і прибирання предкрилків центральної частини крила виконується пневмоциліндрами. Пневмосистема управління предкрилками електрично зв'язана з системою управління закрилками. Предкрилки випускаються після закрилків на посадочний кут.

Управління тримерами рулів і елеронів – електродистанційне. Перемикачі управління тримерами і лампочки сигналізації їх нейтрального положення розташовані на панелі керування.

На стоянці штурвал і педалі стопоряться знімним штопором у положенні, яке відповідає нейтральному положенню рулів і елеронів. Під час польоту кабіний стопор ховають в багажник. При довгих стоянках та при штурмових прогнозах рулі і елерони додатково стопоряться струбцинами.

					ВЛ7314.00.00.0000 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		32

3.4. Пневматична система

Пневматична система літака(рис.3.2.) необхідна для гальмування коліс, випускання та прибирання закрилків і предкрилків, запуску двигунів, керування кранами системи опалення та системи захисту від льоду.

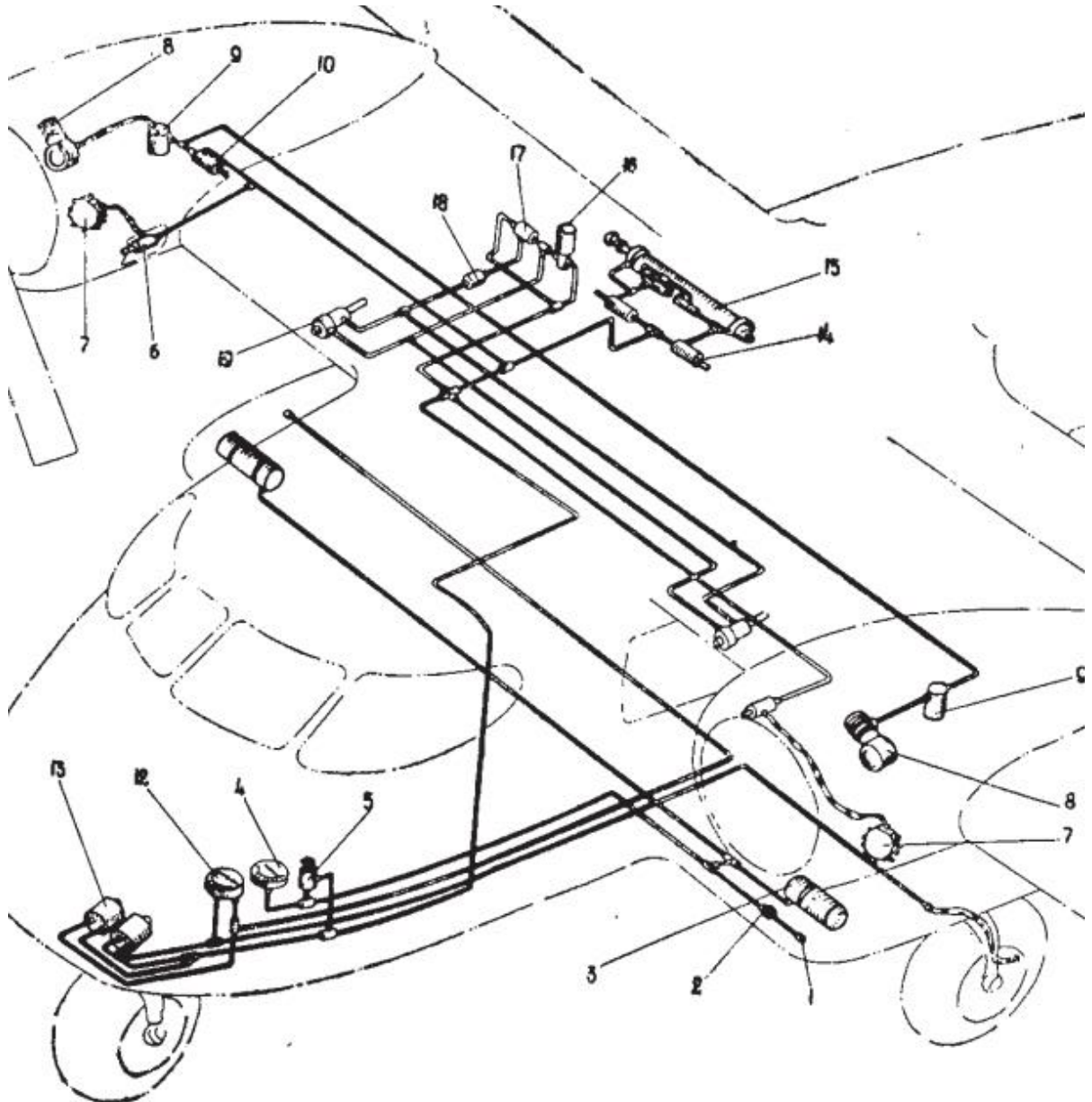


Рис.3.2. Схема розміщення агрегатів пневматичної системи:

1-бортовий зарядний штуцер; 2-фільтр; 3-повітряний балон; 4-манометр; 5-кран; 6,14-електроповітряні канали; 7-розподільвач зтисненого повітря; 8-компресор; 9-фільтр; 10-автомат тиску; 12-манометр гальм; 13-редукційний клапан; 15-силовий циліндр; 16-електромагнітний кран; 17-клапан стравлення; 18-решітка(дросель); 19-циліндр предкрилків.

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

ВЛ7314.00.00.0000 ПЗ

Лист

33

До мережі джерел тиску входять два компресора. Два фільтри відстійника, автомат тиску, кран, манометр, два повітряних балони, фільтр, зарядний штуцер. До лінії гальмування коліс входять два редукційних клапана, двострілочний манометр. До лінії керування закрилками входять два електроповітряні клапани, силовий циліндр. До лінії керування предкрилком входять електромагнітний кран, два силових циліндри, клапан стравлення, решітка(дросель). До лінії запуску двигунів входять два електроповітряні клапани, два розподілювачі стисненого повітря.

3.5. Обігрів та вентиляція кабін. Система запобігання обледеніння

Тепле повітря на літаку використовується для обігріву кабіни, для обдувки стекол и для системи запобігання обледенінню крил та оперення.

Повітря нагрівається в теплообмінниках від вихлопних газів двигунів. Теплообмінники установлені в гондолах двигунів на вихлопних трубах.

У кабіні пілота нагріте повітря подається до ніг пілота та пасажира і в коробка каркаса ліхтаря – на обдув стекол.

У теплу пору кабіни літаків в польгті провітрюються атмосферою повітря. Повітря подається швидкісним напором через два повітрезбірника в центроплані і по трубопроводам поступає в індивідуальні посадки над вікнами біля кожного пасажирського крісла, а також до вентиляційних посадок ліхтаря кабіни пілота. Посадки дають можливість регулювати напрям потоку вентиляційного повітря і його кількість.

Агрегати і трубопроводи системи вентиляції розташовані в центроплані і по бортам фюзеляжу симетрично.

Для захисту від обледеніння на літаку є система повітряного обігріву стекол ліхтаря кабіни пілота, передніх країв крила і хвостового оперення, а також електричний обігрів кілей, стабілізатора, лівого лобового стекла кабіни пілота і приймачів повітряних тисків.

Обігрів носків крила та оперення виконується теплим повітрям із теплообмінників. Ліве лобове скло кабіни пілота обігрівається електричним

					ВЛ7314.00.00.0000 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		34

елементом, який живиться від постійного струму бортової системи літака. Для підвищення ефективності системи запобігання обледеніння хвостового оперення додатково введений електрообігрів. Електрообігрів кілей і стабілізатора виконується за допомогою дровових елементів, вбудованих в кілі і стабілізатор, який живиться постійним струмом.

3.6. Обладнання кабіни літака

У кабіні літака установлені м'які крісла для пілота та пасажирів, а також обладнання, що забезпечує пасажиру і пілоту необхідний комфорт. Борти та кабіни покриті декоративною облицьовкою.

На стінці шпангоута 5 установлені два вертикальних жорстких короба. Правий короб прикриває труби, систему обігріву, лівий – жгути дровів електросистеми.

Облицьовка ліхтаря представляє собою коробчатий каркас, обтянутий полівінілом. Короба служать каналами для підводу повітря із системи обігріву на обдув стекол ліхтаря.

У пасажирській кабіні встановлені шість пасажирських крісел, по три з кожного борта.

Підлога пасажирської кабіни і права частина кабіни пілота застелені килимами.

Багажник представляє собою дві полицки, укріплені на кронштейнах. Вантажі швартуються в багажниках вертикальними капроновими сітками і трьома ремнями.

3.7. Пілотажно-навігаційне обладнання

Установлене на літаку пілотажно-навігаційне обладнання дозволяє вирішувати задачі пілотування і позиціонування, необхідні для даного літака.

Прилади і обладнання в кабіні пілота розташовані на лівому і центральному пульті панелі приладів(рис.3.3.).

										Лист
										35
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата						

ВЛ7314.00.00.0000 ПЗ



Рис.3.3. Панель приладів

На літаку встановлене таке пілотажно-навігаційне обладнання: авіагоризонт, гіроіндукційний компас, магнітний компас, висотомір, вказівник швидкості, годинник, варіометр, електричний вказівник повороту, вказівник температури зовнішнього повітря.

3.8. Радіобладнання літака

Установлене на літаку радіобладнання дозволяє екіпажу підтримувати двухсторонній радіозв'язок між літаками та землею, виявляти курсові кути і сигнали радіостанцій, дійсну висоту польоту, а також момент прольоту літака над наземними маркерними маяками.

На літаку встановлене таке радіобладнання:

- зв'язкова радіостанція - для двостороннього зв'язку між літаком та землею;
- автоматичний радіокомпас – для визначення моменту прольоту літака над наземними маркерними маяками;
- радіовисотомір – для визначення дійсної висоти польоту (0-600м)

3.9. Електрообладнання

До основних систем електрообладнання літака відносяться:

- системи джерел постійного струму;
- системи джерел змінного струму;
- системи запуску двигунів;
- системи флюгерування повітряних гвинтів;
- протипожежні системи;
- системи освітлення та електрообігріву.

Для зручності монтажу вся електромережа літака розділена на окремі ділянки: моторну, крильову, центропланну, фюзеляжну і хвостового оперення. Ділянки з'єднуються між собою шестипалими роз'ємами і роз'ємними колодками.

Висновок

У розділі було розглянено основні системи та обладнання літака:

- паливна система;
- протипожежна система;
- система керування літаком;
- пневматична система;
- обігрів кабін;
- вентиляція кабін;
- система запобігання обледенінню;
- обладнання кабіни літака;
- пілотажно-навігаційне обладнання;
- радіообладнання літака;
- електрообладнання.

					ВЛ7314.00.00.0000 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		37

4. РОЗРАХУНОК ЗОВНІШНІХ НАВАНТАЖЕНЬ

4.1. Розрахунок навантажень на крило

$$m_0=3450$$

$$n^e=2.5$$

$$f=1.5$$

$$Y^p=Y^e=m_0n^ef=12937,5$$

$$m_{kp}^p=0.115m_0=396,75 \quad m_{kp}^p=m_{kp}^p*n^ef=1487,8$$

$$m_{nkc}^p=739,3 \quad m_{nkc}^p=m_{nkc}^p*n^ef=2772,3$$

$$m_{bak}^p=145 \quad m_{bak}^p=m_{bak}^p*n^ef=543,75$$

$$m_{dv}^p=217 \quad m_{dv}^p=m_{dv}^p*n^ef=813,75$$

$$P^p=(m_0-m_{kp}^p-2m_{dv}^p-2m_{bak}^p-2m_{nkc}^p)*n^ef=3190,1$$

$$X_M=0.43b \quad X_{cg}=0.3b$$

$$q_{nob}=m_0n^efb/S \quad q_{mac}=m_{kp}^pn^efb/S$$

$$q=q_{nob}-q_{mac}$$

Таблиця.4.1.

Розподилене аеродинамічне навантаження				
Номер перерізу	bi	qпов	qмас	q
0	1,1	358,2893	41,20325	317,086
1	1,257143	409,4734	47,08943	362,384
2	1,414286	460,6576	52,97561	407,682
3	1,571429	511,8418	58,86179	452,98
4	1,728571	563,026	64,74796	498,278
5	1,885714	614,2101	70,63414	543,576
6	2,042857	665,3943	76,52032	588,874
7	2,2	716,5785	82,4065	634,172
8	2,2	716,5785	82,4065	634,172
9	2,2	716,5785	82,4065	634,172
10	2,2	716,5785	82,4065	634,172
11	2,2	716,5785	82,4065	634,172

Таблиця.4.2.

Поперечні сили							
Номер перерезу	b_i	Δz	q_i	$q_{(i+1)}$	ΔQ	тван	Q_i
0	1,1	1	317,086	362,384	339,735	0	339,735
1	1,257143	1	362,384	407,682	385,033	0	724,768
2	1,414286	1	407,682	452,98	430,331	0	1155,099
3	1,571429	1	452,98	498,278	475,629	0	1630,728
4	1,728571	1	498,278	543,576	520,927	0	2151,655
5	1,885714	1	543,576	588,874	566,225	2772,32	-54,44
6	2,042857	1	588,874	634,172	611,523	543,75	13,333
7	2,2	1	634,172	634,172	634,172	0	647,505
8	2,2	1	634,172	634,172	634,172	813,75	467,927
9	2,2	1	634,172	634,172	634,172	0	1102,099
10	2,2	1	634,172	634,172	634,172	0	1736,271
11	2,2	1	634,172	422,7813	528,4767	0	2264,748

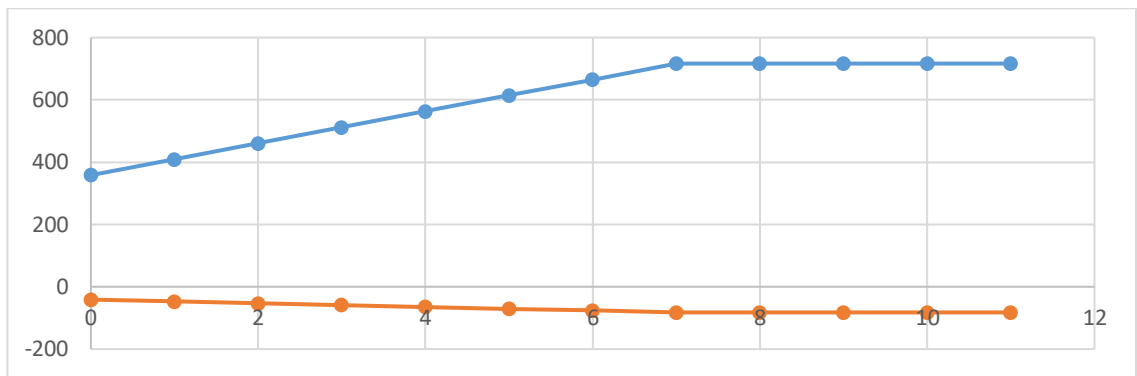
Таблиця.4.3.

Згинаючі моменти							
Номер перерезу	b_i	Δz	Q_i	$Q_{(i+1)}$	ΔM_i	M_i	
0	1,1	1	339,735	724,768	532,2515	532,2515	
1	1,257143	1	724,768	1155,099	939,9335	1472,185	
2	1,414286	1	1155,099	1630,728	1392,913	2865,098	
3	1,571429	1	1630,728	2151,655	1891,191	4756,29	
4	1,728571	1	2151,655	-54,44	1048,607	5804,897	
5	1,885714	1	-54,44	13,333	-20,5535	5784,344	
6	2,042857	1	13,333	647,505	330,419	6114,763	
7	2,2	1	647,505	467,927	557,716	6672,479	
8	2,2	1	467,927	1102,099	785,013	7457,492	
9	2,2	1	1102,099	1736,271	1419,185	8876,677	
10	2,2	1	1736,271	2264,748	2000,509	10877,19	
11	2,2	1	2264,748	1509,832	1887,29	12764,48	

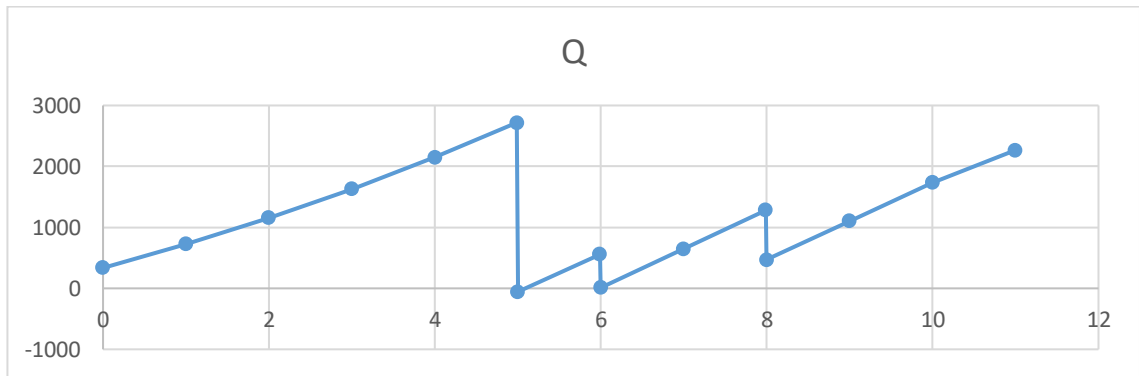
Таблиця.4.4.

Крутний момент							
Номер перерезу	b_i	Δz	m_i	$m(i+1)$	$\Delta M_{крі}$	Мкрван i	M_i
0	1,1	1	45,30388	59,17242	195,8931	0	195,8931
1	1,257143	1	59,17242	74,89009	251,3672	0	447,2603
2	1,414286	1	74,89009	92,4569	313,7756	0	761,0359
3	1,571429	1	92,4569	111,8729	383,1183	0	1144,154
4	1,728571	1	111,8729	133,1379	459,3952	0	1603,549
5	1,885714	1	133,1379	156,2522	542,6064	0	2146,156
6	2,042857	1	156,2522	181,2155	632,7519	0	2778,908
7	2,2	1	181,2155	181,2155	679,5582	0	3458,466
8	2,2	1	181,2155	181,2155	679,5582	537,075	3600,949
9	2,2	1	181,2155	181,2155	679,5582	0	4280,507
10	2,2	1	181,2155	181,2155	679,5582	0	4960,066
11	2,2	1	181,2155	120,8104	566,2985	0	5526,364

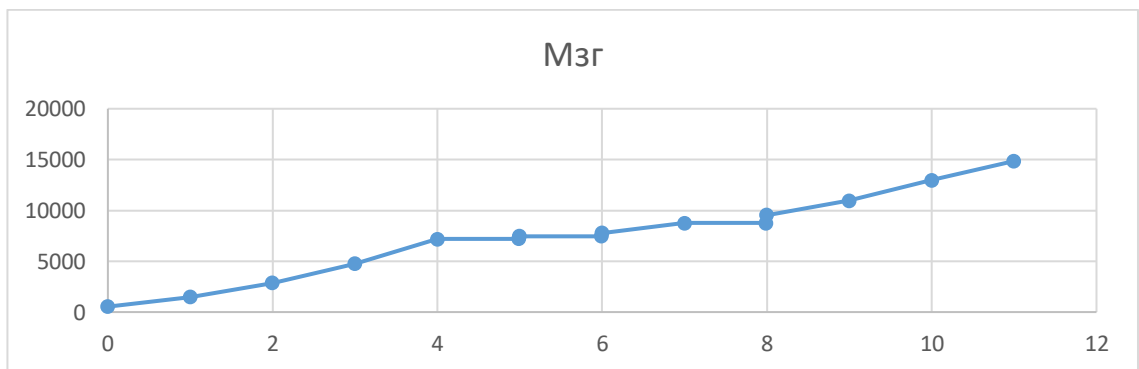
					ВЛ7314.00.00.0000 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		40



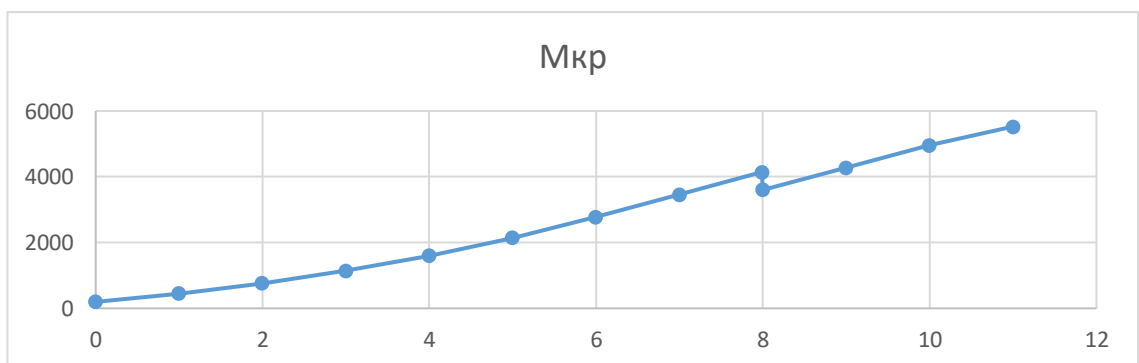
Сили, які діють на крило



Епюра перерізуючих сил



Епюра згинальних моментів



Епюра крутних моментів

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

ВЛ7314.00.00.0000 ПЗ

Лист

41

4.2. Розрахунок навантажень на горизонтальне оперення

$$S_{кр}=39,72$$

$$b_a=39,72/22=1,8055$$

$$L_{НО}=6,7$$

$$p=1,29$$

$$V=175$$

$$q=p \cdot V^2/2$$

$$Y_{spHO}^e = m_{z0} q S_{кр} b_a n^e / L_{НО} = -4017$$

$$S_{НО}=8,04$$

$$Y_M^e = 0,33 n^e m_0 S_{НО} / S_{кр} = 576$$

$$Y_{сум}^p = (Y_{spHO}^e + Y_M^e) f = 6889,5$$

$$k_{НО} = 0,844 - 0,00188 S_{НО}$$

$$l_{НО} = 3,38$$

$$m_{НО} = (k_{НО} / m_0) (n^e f S_{НО}^2 l_{НО})^{0,6} = 0,00076$$

$$m_{НО} = m_0 m_{НО} = 2,6266$$

$$m_{НО} = m V O$$

Таблиця.4.5.

Розподилене аеродинамічне навантаження				
Номер перерізу	b _i	q _{пов}	q _{мас}	q
0	1,43	612,6856	100,0796	712,7652
1	1,4875	637,3216	104,1038	741,4254
2	1,545	661,9576	108,128	770,0855
3	1,6025	686,5935	112,1521	798,7457
4	1,66	711,2295	116,1763	827,4058

Таблиця.4.6.

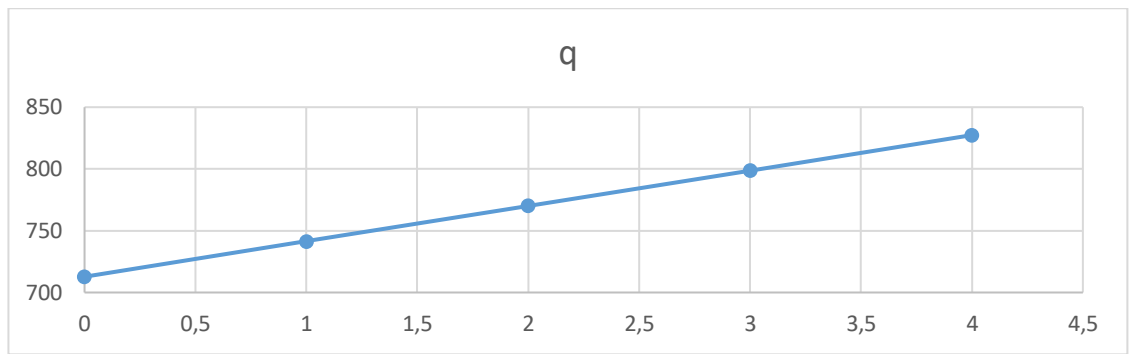
Поперечні сили							
Номер перерізу	b _i	Δz	q _i	q _(i+1)	ΔQ	m _{ван}	Q _i
0	1,43	0,512	712,7652	741,4254	372,2728	1,3133	373,5861
1	1,4875	0,512	741,4254	770,0855	386,9468	0	760,5329
2	1,545	0,512	770,0855	798,7457	401,6208	0	1162,154
3	1,6025	0,512	798,7457	827,4058	416,2948	0	1578,448
4	1,66	0,512	827,4058	551,6039	353,0265	0	1931,475

Таблиця.4.7.

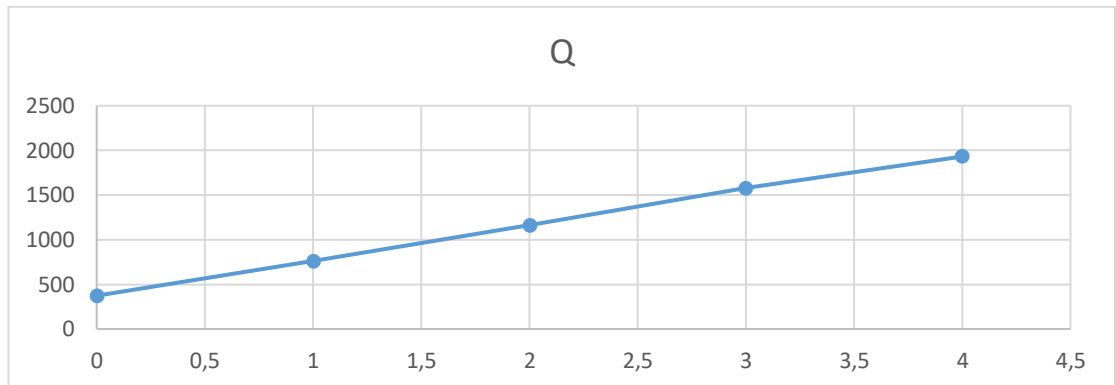
Згинаючі моменти						
Номер перерезу	b_i	Δz	Q_i	$Q_{(i+1)}$	ΔM_i	M_i
0	1,43	0,512	373,5861	760,5329	290,3345	290,3345
1	1,4875	0,512	760,5329	1162,154	492,2078	782,5422
2	1,545	0,512	1162,154	1578,448	701,5941	1484,136
3	1,6025	0,512	1578,448	1931,475	898,5404	2382,677
4	1,66	0,512	1931,475	1287,65	824,096	3206,773

Таблиця.4.8.

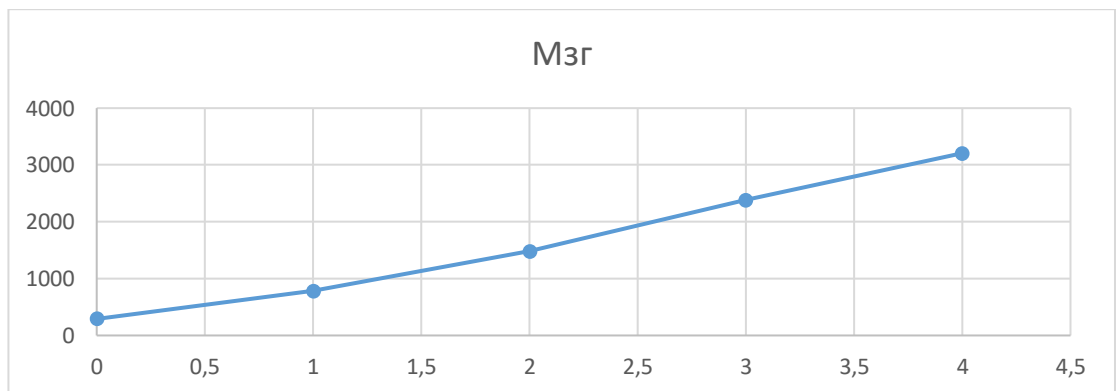
Крутний момент							
Номер перерезу	b_i	Δz	m_i	$m_{(i+1)}$	$\Delta M_{крі}$	$M_{крвані}$	M_i
0	1,43	0,512	69,00925	74,67052	36,78202	0,366214	37,14823
1	1,4875	0,512	74,67052	80,55494	39,73772	0	76,88595
2	1,545	0,512	80,55494	86,66251	42,80767	0	119,6936
3	1,6025	0,512	86,66251	92,99324	45,99187	0	165,6855
4	1,66	0,512	92,99324	61,99549	39,67712	0	205,3626



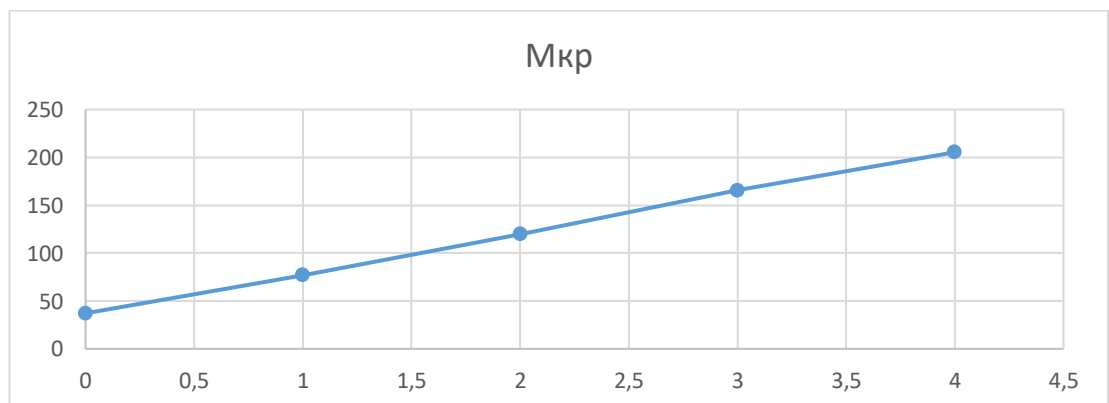
Сили, які діють на горизонтальне оперення



Епюра перерізуючих сил



Епюра згинаючих моментів



Епюра крутних моментів

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

ВЛ7314.00.00.0000 ПЗ

Лист

44

4.3. Розрахунок навантажень на вертикальне оперення

$$P=188*1,5=282$$

$$h=3$$

$$L_{VO}$$

$$Y^e_{vpHO}=Ph/L_{VO}=124,8$$

$$S_{VO}=6,78$$

$$Y^e_{VOM}=0,37qS_{VO}=53353,2$$

$$Y^p_{VOM}= Y^e_{VOM}f=80029,8$$

Таблиця.4.9.

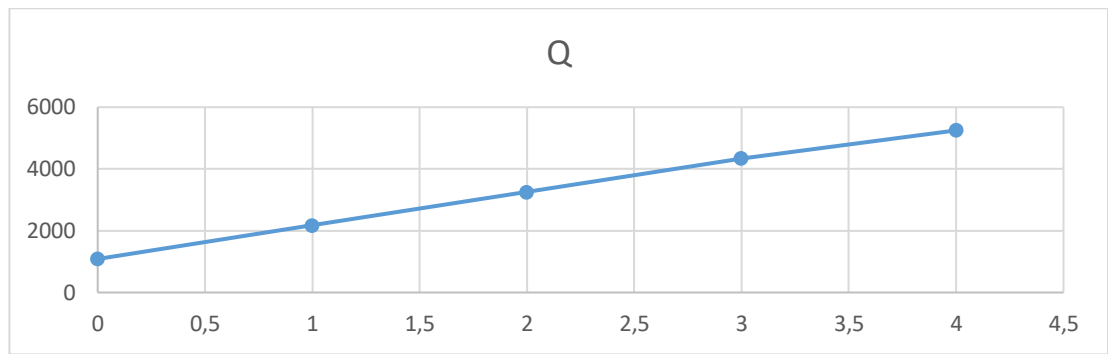
Розподилене аеродинамічне навантаження		
Номер перерізу	b _i	q
0	1,4	4007,73
1	1,4	4007,73
2	1,4	4007,73
3	1,4	4007,73
4	1,4	4007,73

Таблиця.4.10.

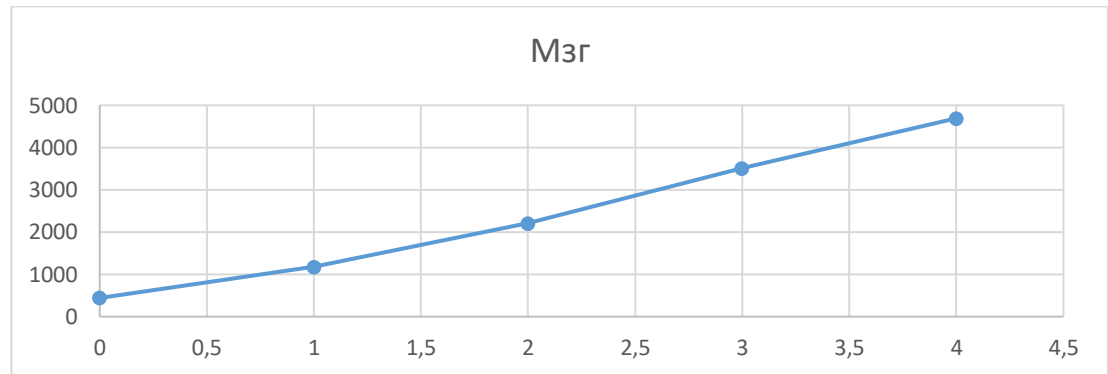
Поперечні сили							
Номер перерізу	b _i	Δz	q _i	q _(i+1)	ΔQ	тван	Q _i
0	1,4	0,271	4007,73	4007,73	1086,095	0	1086,095
1	1,4	0,271	4007,73	4007,73	1086,095	0	2172,19
2	1,4	0,271	4007,73	4007,73	1086,095	0	3258,284
3	1,4	0,271	4007,73	4007,73	1086,095	0	4344,379
4	1,4	0,271	4007,73	2671,82	905,079	0	5249,458

Таблиця.4.11.

Згинаючі моменти						
Номер перерізу	b _i	Δz	Q _i	Q _(i+1)	ΔM _i	M _i
0	1,4	0,271	1086,095	2172,19	441,4975	441,4975
1	1,4	0,271	2172,19	3258,284	735,8292	1177,327
2	1,4	0,271	3258,284	4344,379	1030,161	2207,488
3	1,4	0,271	4344,379	5249,458	1299,965	3507,453
4	1,4	0,271	5249,458	3499,639	1185,503	4692,955



Епюра перерізуючих сил



Епюра згинаючих моментів

4.4. Розрахунок навантажень на фюзеляж

Під час розрахунків навантажень на фюзеляж розглядаю дію навантажень від розподілених масових навантажень від носка до хвоста фюзеляжу, від підйомної сили крила центрі жорсткості в місцях кріплення лонжеронів до фюзеляжу, від стабілізуючої сили від стабілізатора в місці його кріплення. Усі розміри та маси взяті з креслення літака та з норм льотно-технічної експлуатації відповідно. Розподілені масові навантаження взяті по формулі

$$q = m_0 H \cdot n^e \cdot f / S_{\text{бок}}$$

За знайденими силами, вказаними вище, будує епюри розподілення перрізуючих сил та згинального моменту.

ВИСНОВКИ

У курсовому проекті було вивчео:

1. Конструкцію літака «Ан-14» за допомогою належних матеріалів: учбової літератури, технічної документації, інтернету.
2. Історію створення та експлуатацію, застосування, причини виникнення аварій.
3. Конструкцію основних агрегатів і систем літака.
4. Розглянуто конструкцію крила. Крило Ан-14 - трапеційдальної форми в плані. Кріпиться до фюзеляжу на шарнірі на верхньому елементі фюзеляжа та за допомогою підкосів прикручених до нижнього елемента фюзеляжа та до арматури крила.
5. Описано структуру фюзеляжа, горизонтального та вертикального оперення.
6. Розраховано зовнішні навантаження, що діють на крило, горизонтальне і вертикальне оперення та фюзеляж
7. Максимальні поперечні сили, крутні та згинальні моменти, що діють на крило, оперення, фюзеляж:
 - крило $Q=2264,748$ $M_{зг}=12764,48$ $M_{кр}=5526,364$;
 - стабілізатор $Q=1931,475$ $M_{зг}=3206,773$ $M_{кр}=205,3626$;
 - кіль $Q=5249,458$ $M_{зг}=4692,955$;
 - фюзеляж $Q=8631,3$ $M_{зг}=7761,5$.
8. Побудовано епюри.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

- Методичні вказівки до виконання курсового проекту з дисципліни "Конструкція літальних апаратів" для студентів за фахом 6.100101 кваліфікації «Бакалавр» кафедри приладів та систем керування літальними апаратами / В. В. Сухов. – К.: НТУУ «КПІ», 2010. – 66 с.
- Електронний ресурс: <http://oruzhie.info/grazhdanskiye-samolety/200-an-14>
- Електронний ресурс: <http://www.airwar.ru/enc/craft/an14.html>
- Підручник: Антонов О.К. (ред.) - Пассажирский самолет Ан-14. Техническое описание

					ВЛ7314.00.00.0000 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		48