

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ  
АЕРОКОСМІЧНИЙ ФАКУЛЬТЕТ  
КАФЕДРА ГІДРОГАЗОВИХ СИСТЕМ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

Бадах В. М.

“ ” 20\_\_р.

# ДИПЛОМНА РОБОТА

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТРА

Тема: «Розробка та дослідження паливної системи пасажирського літака з 2 ТРДД та злітною масою 75-80 тонн»

Виконавець: студент(ка) 2-го курсу Камдем Кам Ш. Ж. \_\_\_\_\_  
(підпис)

Керівник: професор, к.т.н. Бадах В.М. \_\_\_\_\_  
(підпис)

Консультанти з розділів:  
Охорона праці: доцент, к.т.н Казанець В.І. \_\_\_\_\_  
(підпис)

Охорона навколишнього  
середовища: проф., д.т.н. Фролов В.Ф. \_\_\_\_\_  
(підпис)

Нормоконтролер: к.т.н., проф., Сивашенко Терентій Іванович \_\_\_\_\_  
(підпис)

Київ 2020

# НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Інститут Аерокосмічний факультет  
Кафедра Гідрогазових систем  
Освітній ступінь Магістр  
Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»  
(шифр, найменування)  
Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ  
Завідувач кафедри  
Бадах В. М.  
“ \_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2020р.

## ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи студента

Камдем Кам Шіслен Жорес

(прізвище, ім'я, по-батькові)

1. Тема роботи: «Розробка та дослідження паливної системи пасажирського літака з 2 ТРДД та злітною масою 75-80 тонн».  
Затвердження наказом ректора від “ 19 ” жовтня 2020р. № 2036/ст
2. Термін виконання роботи: з 05.10.2020 по 24.12.2020
3. Вихідні дані до роботи: Пасажирський середньо-магістральний літак злітною масою 75-80 т, низькоплан з класичним розміщенням оперення, паливо ТС-1, РТ, jet-A1.
4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці): вступ, аналіз паливних систем, розрахунок паливної системи, розробка паливної системи, вплив наявності води на роботу паливної системи.
5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: загальний вигляд середньо-магістрального літака, компоновка літака, принципова схема паливної системи літака, принципова схема дренажу паливних баків, принципова схема зливу відстою палива. Систем заправки паливних баків. Насос ЕВН-5-2-М.

## 6. Календарний план

№ п/п	Етапи виконання роботи	Терміни виконання етапів	Відмітка про виконання (підпис)
1.	Початок роботи над роботою, визначення мети та завдань роботи	05.10.2020	
2.	Знайти необхідні данні та літературу	07.10.-17.10	
3.	Підготувати основну частину	18.10-30.10	
4.	Розрахувати паливну систему	31.10-02.11	
5.	Визначити параметри баків паливної системи	02.11-06.11	
6.	Підготувати спеціальну частину	08.11-25.11	
7.	Підготувати розділ з охорони навколишнього середовища	25.11-01.12	
8.	Підготувати розділ з охорони праці	03.06-07.12	
9.	Підвести висновки	10.12-15.12	
10.	Перевірка, внесення правок та підписання роботи	21.12.2020	

## 7. Консультанти з окремих розділів роботи:

Розділ	Консультант	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
3. Охорона навколишнього середовища	<u>проф., д.т.н.</u> <u>Фролов В.Ф.</u>		
4. Охорона праці	<u>доцент, к.т.н</u> <u>Казанець В.І.</u>		

Дата видачі завдання “ 05 ” жовтня 2020р.

Керівник: \_\_\_\_\_ Бадах В.М.  
(підпис)

Завдання прийняв(ла) до виконання: \_\_\_\_\_ Камдем Кам Ш. Ж.  
(підпис)

Дата \_\_\_\_\_

# РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломного проекту «Розробка та дослідження паливної системи пасажирського літака з 2 ТРДД та злітною масою 75-80 тонн» : 110 сторінок, 26 рисунків, 12 таблиць, 16 використаних джерела. ЛІТАК, ПАЛИВО, ПАЛИВНА СИСТЕМА, ПРОЕКТУВАННЯ, КОНСТРУКЦІЇ, ПАЛИВОВИМІРНІ ПРИСТОЇ.

Об'єкт дослідження – паливна система літака.

Предмет дослідження – паливно-вимірювальні датчики паливної системи.

Метою даного проекту є розробка та дослідження паливної системи середньо-магістрального пасажирського літака масою 75-80т.

Метод дослідження – аналіз, фізичне моделювання, математичний розрахунок.

Була освітлена історія та тенденції розвитку ПС на основі літаків фірми "Airbus".

Проведений розрахунок кількості палива та ємність паливних баків.

Було досліджено принцип роботи датчиків паливо виміру та сигналізації вільної води.

Були зазначені методи захисту паливної системи літаків від низькотемпературних порушень її працездатності.

Був проведений розрахунок контрольних параметрів емісії двигуна CFM 56-5B літака A320 для розділу з охорони навколишнього середовища.

Був проведений розрахунок необхідного освітлення ангару для розділу з охорони праці

Дана дипломна робота може бути представлена в навчальному процесі при викладанні таких дисциплін як «Конструкції літальних апаратів» та «Функціональні системи».

# Зміст

Перелік умовних позначень .....	8
Вступ .....	10
1. РОЗДІЛ 1: Основна частина .....	11
1.1. Тактико-технічні характеристики літаків-прототипів.....	11
1.2. Основні характеристики літаків-прототипів .....	13
1.3 Вимоги до паливних систем .....	17
1.4. Магістралі подачі палива до двигунів .....	20
1.4.1. Подача палива самопливом.....	22
1.4.2. Подача палива витісненням.....	23
1.4.3. Подача палива за допомогою насосів.....	23
1.5 Опис паливної система А320 .....	24
1.6. Визначення необхідної кількості палива.....	29
1.7. Розрахунок ємкості паливних баків.....	32
1.8. Гідравлічний розрахунок системи живлення двигунів паливом...37	
1.8.1. Умови розрахунку.....	38
1.8.2 Теоретичне обґрунтування та розрахункові формули.....	38
1.9. Система дренажу паливних баків.....	43
1.10. Система централізованої заправки.....	47
1.11. Висновки гідравлічних розрахунків системи подачі пального .....	50
2. РОЗДІЛ 2: СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА.....	52
2.1. Вода в палива для газотурбінних двигунів.....	52
2.2 Умови обводнення палива та кінетика вологи в паливних баках.....	52

2.3. Причини утворення та характеристики водно-паливних емульсій.....	57
2.4 методи захисту паливної системи літаків від низькотемпературних порушень її працездатності .....	62
2.5. Датчики сигналізації вільної води.....	68
2.6. Висновки .....	71
3. РОЗДІЛ 3:Охорона навколишнього середовища .....	73
3.1. Авіаційний транспорт як один з основних забруднювачів навколишнього середовища .....	73
3.2. Забруднення аеропорту під час технічного обслуговування повітряних суден та їх систем.....	75
3.3. Кількісні характеристики викидів шкідливих речовин авіаційними двигунами.....	78
3.4. Розрахунок контрольних параметрів емісії двигуна CFM56-5B.	81
3.5. Шляхи зниження емісії авіаційних двигунів.....	84
4. РОЗДІЛ 4: Охорона праці .....	91
4.1. Небезпечні і шкідливі виробничі чинники під час експлуатації або ремонту проєктованого об'єкту .....	91
4.2 Технічні і організаційні заходи для зменшення рівня впливу небезпечних та шкідливих виробничих чинників .....	94
4.2.1. Інженерно-технічні та організаційні засоби по запобіганню можливого впливу шкідливих і небезпечних факторів на працюючих.....	94
4.2.2. Визначення необхідної кількості пристроїв заземлення, довжини сполучної смуги й розмірів контуру заземлення на стоянці літаків для захисту від статичної електрики.....	96
4.2.3. Порядок розрахунку.....	99

4.3. Пожежна і вибухова безпека при технічному обслуговуванні спроектованого об'єкта .....	100
4.3.1 Джерела запалювання ПММ. ....	101
4.3.2 Заходи, передбачені для запобігання пожежі та вибуху...	101
4.3.3 Дії персоналу в разі пожежі або вибуху. ....	102
4.4. Інструкція з охорони праці. Розділ “Спеціальні вимоги” .....	102
4.4.1 Інструкція по техніці безпеки при стендових випробуваннях.....	102
4.4.2. Інструкція по техніці безпеки при експлуатації. . ....	104
Загальні висновки .....	106
Список використаних джерел .....	109

# ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

АНЗ - аеронавігаційний запас  
EASA – European union Aviation Safety Agency  
АП - авіаційні правила  
АС - аварійна ситуація  
АТ - авіаційна техніка  
БСТО - бортова система технічного обслуговування  
ДСУ - допоміжна силова установка  
ЄНЛП - єдині норми літної придатності  
ЗГ - заливна горловина  
ЗЧК - знімна частина крила  
ЙВ - ймовірність відмови  
КЗ - компенсаційний запас  
КС - катастрофічна ситуація  
ЛТХ - льотно-технічні характеристики  
НГ - нейтральний газ  
НПС - навколишнє природне середовище  
ОС - особлива ситуація  
ПВС - паливовимірювальна система  
ПКЗ - пульт контролю заправки  
ПКК - пульт контролю та керування  
ПККЗ - пульт контролю та керування заправки  
ПКМ - полімерні композиційні матеріали  
ПКС - протикригова система  
ПММ - паливо-мастильні матеріали  
ПС - паливна система  
РВ - руль висоти  
РН - руль напрямку  
СПЗ - система пожежного захисту



СС - складна ситуація

ССВ - система сигналізації води

СУ - силова установка

СЧК - середня частина крила

ТГВД - турбогвинтовентиляторний двигун

ТЗ - технічне завдання

ТО - технічне обслуговування

УУП - ускладнення умов польоту

ЦЗ - централізована заправка

ШР - шкідливі речовини

ІСАО - міжнародна організація цивільної авіації

## Вступ

« Паливні системи літальних апаратів (ЛА) призначення для розміщення на борту необхідного запасу палива і безперебійної подачі палива в камери згорання двигунів за всіх можливих умов польоту для певного ЛА і режимів роботи двигунів. Крім того, паливна система забезпечує охолодження масла , агрегатів радіоелектронної апаратури , виконує регулювання положення центру ваги ЛА в заданому діапазоні. Паливо іноді використовується також як робоча рідина у різних автоматичних пристроях (керування ступками реактивного сопла і лопатками вхідного напрямного апарата).

До паливних систем висуваються вимоги надійності , живучості пожежної безпеки, масових і габаритних характеристик , простоти конструкції, контролепридатності, експлуатаційної технологічності , забезпечення міцності та вібростійкості їх елементів.

Паливні системи сучасних ЛА – це складний комплекс великої кількості взаємопов'язаних підсистем: подачі палива до двигунів, перекачування палива , управління порядком вироблення палива з баків , наддуву і дренажу паливних баків, заправки і зливання палива на землі та в польоті, охолодження і контролю тощо.

Для забезпечення створення раціональної паливної системи під час проектування , враховуючи велику кількість функціональних і конструктивних зв'язків у паливній системі та зв'язок її з іншими системами ЛА, необхідно проводити порівнювальний аналіз різних схемних і конструктивних варіантів та приймати компромісні рішення.

Через те, що в процесі експлуатації паливної системи можливе нанесення збитку навколишньому середовищу, проводиться розрахунок еколого-економічного збитку і пропонуються заходи щодо його зменшення. Так як простої на технічному обслуговуванні роблять істотний вплив на економічну ефективність експлуатації літака, то робиться розробка монтажного пристрою, який забезпечує заміну насоса без зливу палива.»[1]

Будемо робити розробку та дослідження паливної систем одним із сучасних пасажирського літака з 2 ТРДД та злітною масою 80 тонн.

# РОЗДІЛ 1

## ОСНОВНА ЧАСТИНА

### 1.1. Тактико-технічні характеристики літаків-прототипів

У якості головного прототипу обрано літак AIRBUS-320 (A320). Літак A320 (сім'я літаків) являє собою середньомагістральний пасажирський ( оперативно- технічний ) літак нового покоління , розроблений " AIRBUS". Виконаний за аеродинамічною схемою 2 ТРДД, низкоплана з однокільовим оперенням і хвостовим вантажним люком. Шасі літака виконано по трьохопорній схемі і складається з передньої опори з поворотними колесами та двох основних опор.

Сімейство Airbus A320 - це вузькокорпусні авіалайнери, розроблені та виготовлені "Airbus". A320 був випущений в березні 1984 року, перший виліт відбувся 22 лютого 1987 року. За першим членом сім'ї слідували довший A321 (вперше поставлений в січні 1994 року); коротший A319 (квітень 1996 року) і ще коротший A318 (липень 2003). Остаточне збирання відбувається у Тулузі, Франція; Гамбург в Німеччині; Тяньцзінь у Китаї з 2009 року; та в Мобіл, штат Алабама, США з квітня 2016 року.

Twinjet (Твінджет) має поперечний переріз із шістьма напрямками і живиться від турбореактивним CFM56 або IAE V2500, за винятком двигуна A318, що працює на CFM56 / PW6000. Сім'я вперше використовувала цифрові елементи керування польотом на борту та бічні палиці в авіалайнерах. Варіанти пропонують максимальну злітну вагу від 68 до 93,5 т, щоб покрити діапазон 5740–6940 км. A318 довжиною 31,4 м зазвичай вміщує від 107 до 132

пасажирів. 124-156 місць A319 має довжину 33,8 м. A320 має довжину 37,6 м і може вмістити від 150 до 186 пасажирів. 44,5 м A321 пропонує від 185 до 230 місць. «Airbus Corporate Jets»- це версії для ділових літаків.

У грудні 2010 року “Airbus” оголосив про перероблений двигун A320neo (новий варіант двигуна). З більш ефективними турбореактивними та вдосконаленнями, включаючи шарлети. він пропонує до 15% кращу економію палива. Раніше A320 тепер називали A320ceo (поточний варіант двигуна).

У жовтні 2019 року він перевершив Boeing 737 і став найбільш продаваним авіалайнером. Станом на січень 2020 року загалом 9 273 літаків було доставлено понад 330 операторам, включаючи лоукостери, із 8 814 літаками на експлуатації.

Наступний прототип – літак Боїнг 737. Він являє собою 2 ТРДД пасажирський-транспортний літак, що розробляється фірма “Boeing”. Боїнг 737 (англ. *Boeing 737*) — близько- та середньоміагістральний дводвигунний вузькофюзеляжний пасажирський реактивний літак, що був розроблений та виробляється компанією *Boeing Commercial Airplanes*. В березні 2018-ого року компанія виготовила 10 000-й літак цієї моделі, це робить його наймасовішим реактивним літаком, що виготовляється, за всю історію пасажирського авіабудування.

«Третій прототип - літак Ту-204, являє собою вільно несучий моноплан цільнометалевої конструкції із нижнім розміщенням крила та класичним оперення. Низьке розміщення крила є стандартним для пасажирських літаків, оскільки воно забезпечує найбезпечнішу аварійну посадку. Ту-204 являє собою вузькофюзеляжний середньоміагістральний пасажирський літак місткістю 180 пасажирів з дальністю польоту до 3700 км та

крейсерською швидкістю польоту 860 км/год. Екіпаж літака складає 2 чоловіки.» [2]

## 1.2. Основні характеристики літаків-прототипів

Таблиця 1.1

### Основні характеристики прототипів-літаків

Назва літака	Boeing 737	Airbus A320	Ty - 204
Розмах крила, м	35,8	34,2	41,7
Довжина літака, м	38,01	37,58	40,20
Висота літака, м	12,54	11,75	13,87
Площа крила, м <sup>2</sup>	136	122,7	185,12
Колія шасі, м	5,71	6,01	6,94
База шасі, м	15,7	14,2	17,1
Маса, кг:			
- порожнього літака	41420	42612	60510
- максимальна злітна	79010	78010	103000
Внутрішнє паливо, л	26010	24200	28810
Тип двигуна	2 ТРДД CFM56-B27	2 ТРДД СІАЕV2500; ССFM56-B	2 ТРДД ПС-90А
Тяга, кН	2 x 121	2 x 120	2 x 161
Крейсерська швидкість, км/год	845	840	850
Практична дальність, км	7390	7450	7380
Дальність польоту, км	5775	5800	5900

Практична стеля, м	12600	12100	12200
Екіпаж, чол	2	2	2
Пасажиромісткість	160-190	152-180	162-210

Таблиця 1.2

### Технічні характеристики А320

Підтип	А318	А319	А320	А321
Екіпаж кабіни	Два			
Обмеження виходу <a href="#">EASA/FAA</a>	136	160	<b>195/190</b>	230
1-клас макс. сидіння	132	156	<b>186</b>	236
1-клас, типовий	117	134	<b>164</b>	199
2- клас, типовий	107 (8F, 99Y)	124 (8F,116Y)	<b>150 (12F,138Y )</b>	185 (16F, 169Y)
Обсяг вантажу	21.20 м <sup>3</sup>	27.70 м <sup>3</sup>	<b>37.40 м<sup>3</sup></b>	51.70 м <sup>3</sup>
Пристрої навантаження одиниці		4× LD3-45	<b>7× LD3-45</b>	10× LD3-45
довжина	31.44 м	33.84 м	<b>37.57 м</b>	44.51 м
Размах крили	34.10 м	<b>35.8 м</b>		
Площа крила		<b>124 м<sup>2</sup></b>		128 м <sup>2</sup>
Стреловидное крило	<b>25 градусів</b>			

<b>Висота</b>	12.56 м	11.76 м		
<b>Фюзеляж</b>	4.14 м висота, 3.95 м ширина, 3.70 м ширина кабіни			
<b>Макс. Злітна маса</b>	68 Т	75.5 Т	78 Т	93.5 Т
<b>Макс. корисне навантаження</b>	15 Т	17.7 Т	19.9 Т	25.3 Т
<b>Ємність пального</b>	24,210 Л	24,210– 30,190 Л	24,210– 27,200 Л	24,050– 30,030 Л
<b><u>Порожня</u> маса</b>	39.5 Т	40.8 Т	42.6 Т	48.5 Т
<b>Мінімальна маса</b>	34.5 Т	35.4 Т	37.23 Т	47.5 Т
<b>Швидкість</b>	Крейсерська: Mach 0.78 ( 840 км/год), Максимальна: Mach 0.82 (871 км/год)			
<b>Дальність</b>	5,741 км	6,945 км	6,112 км	5,926 км
<b>Зліт- макс. Відстань з макс. Злітн. Маса (MTOW, SL, <a href="#">ISA</a>)</b>	1,780 м	1,850 м	2,100 м	
<b>Посадка- макс. Відстань з макс. Посад. Маса (MLW, SL, <a href="#">ISA</a>)</b>	1,230 м	1,360 м	1,500 м	
<b><u>Висота</u> польота</b>	39,100–41,000 ft (11,900–12,500 м)			
<b>Двигун (×2)</b>	<b><a href="#">CFM International CFM56-5B</a>, (1.73 м) компресор</b>			
	<a href="#">PW6000A</a> , (1.44 м) компресор	<a href="#">IAE V2500A5</a> , (1.61 м) компресор		

Тяга (×2)	96–106 кН	98–120 кН		133–147 кН
<u>ICAO</u> код	A318	A319	A320	A321

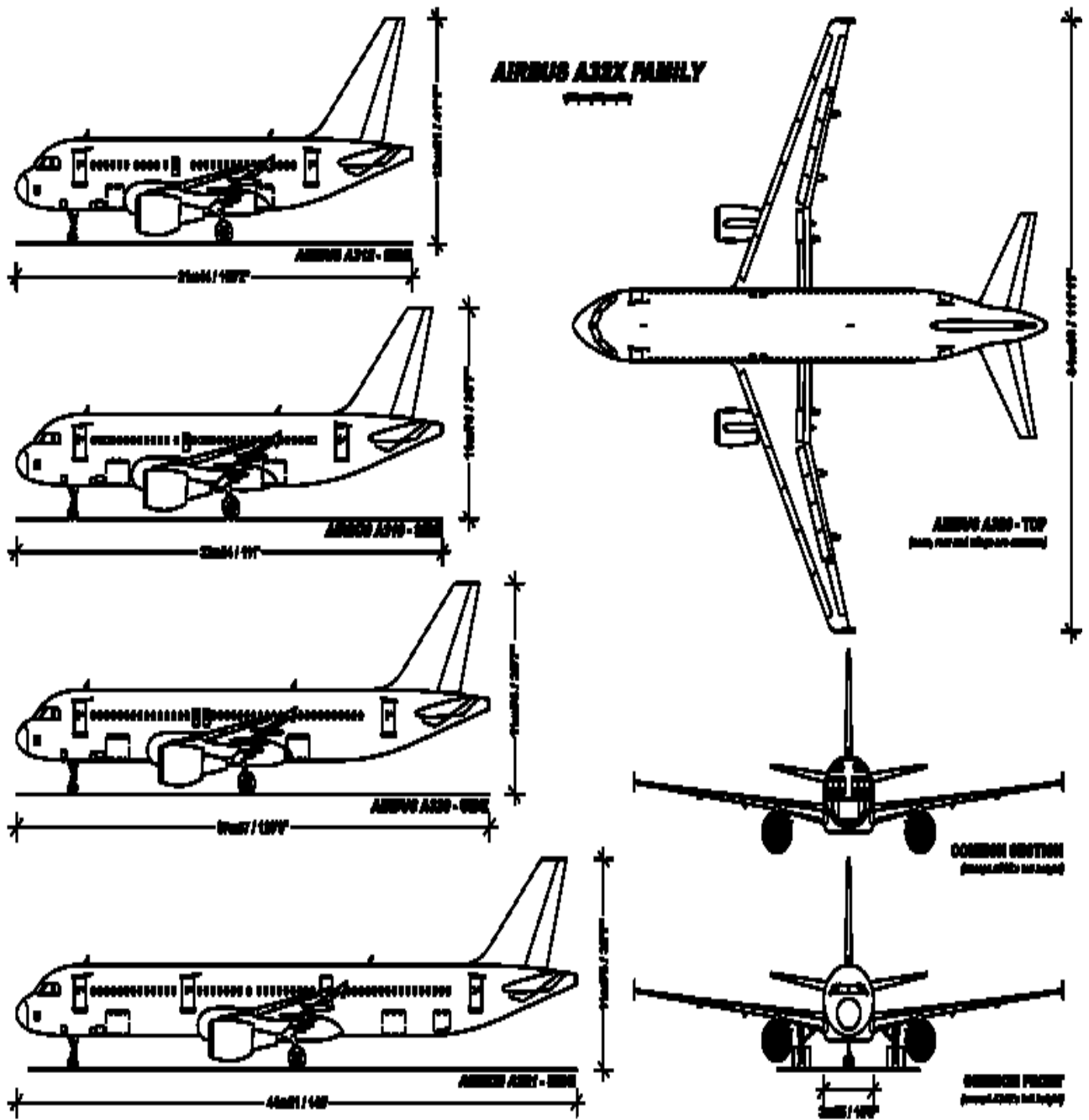


Рис.1.1 Сімейство Airbus A320.



### 1.3 Вимоги до паливних систем

До паливних систем ставляться такі вимоги :

1. Паливна система літака має забезпечувати надійну подачу палива в усі двигуни і допоміжні силові установки в усіх очікуваних умовах експлуатації певного літака на землі та у повітрі.
2. Паливна система має забезпечувати :
  - Автоматичне вироблення палива в заданій послідовності за всіх можливих експлуатаційних варіантів заправки на всіх режимах польоту ;
  - Можливість ручного керування виробленням палива в необхідній послідовності у разі несправності автоматики за всіх можливих відмов двигунів ;
  - Можливість окремого увімкнення кожного бакового насоса ;
  - Можливість перехресної подачі палива з будь-якої групи баків у будь-який двигун ;
  - Надійне живлення двигунів паливом за ввімкнених бакових насосів на режимах роботи двигунів від польотного малого газу (ПМГ) до злітного на висотах, не більших ніж 2000 м і від ПМГ до крейсерська на висотах 6000-8000 м із витриманням центрування та керування в допустимих межах ;
  - Можливість зниження до висоти надійного живлення двигунів самоплином без зупення двигунів, для чого має передбачатись автоматичне підключення необхідно кількості паливних насосів до мережі справних джерел електроживлення ;
  - Надійне живлення двигунів паливом при плюсових та від'ємних перевантаженнях протягом не менше 5с, зокрема за дії  $n_{\min}^e - 0,5$  ; при цьому тиск у паливопроводах живлення двигунів має бути не меншим від величини, що забезпечує кавітаційний запас ;
  - Можливість протікання палива через підкачувальний насос, що не працює, без такого збільшення гідравлічного опору, яке б призвело до зменшення тиску в системі нижче від мінімально допустимого за всіх можливих подач ; у противному разі передбачається обвідна (шунтувальна) лінія подачі палива ;
  - Використання різних сортів палива та їх сумішей без додаткового регулювання системи ;

- Можливість контролю справно ті системи перед польотом та польоті.
3. Тиск та температура на вході в основний насос двигуна на всіх сталих та перехідних режимах мають перебувати в межах, зазначених у ТУ на двигун.
  4. Відмова чи несправність у системі подачі палива в один з двигунів чи ДСУ мають не призводити до порушення подачі палива в решту двигунів ; не вимагати термінового втручання екіпажу для забезпечення надійної роботи інших двигунів.
  5. При послідовному виробленні баків у момент переходу на вироблення чергової групи тиск перед паливним насосом двигуна не має падати нижче від допустимого.
  6. Ємність баків має забезпечувати розміщення кількості палива, достатньої для польоту на максимальну дальність та розміщення резервного запасу будь-якого сорту застосовуваного палива.
  7. Резервний запас палива – залишок, за якого екіпажу автоматично подається інформація (сигнал) про кількість залишку чи обмеження часу польоту, - має забезпечувати крейсерський політ протягом 45 хв ; для літаків МПЛ резервний залишок становить не менше ніж 15% максимального запасу.
  8. Паливна система має забезпечувати надійне живлення двигунів на всіх режимах їх роботи і висотах при температурах палива від мінус 60 до 45°C, а також при максимальній пружності пари палива, на якому можна експлуатувати літак.
  9. Вода розчинна в заправленому паливі, а також дисперсна водна фаза, що виділяється в паливних баках, не повинна спричиняти порушень працездатності паливної системи.
  10. Не мають утворюватися повітряні порожнини під час заповнення та спорожнення баків, а також при відливаннях, зумовлених еволюцією літака в польоті, які могли б спричинити порушення роботи двигунів.
  11. Якщо в паливній системі передбачено постійне перепускання палива задля видалення повітря чи з іншою метою, то заливання слід здійснювати у витратний бак системи.
  12. Якщо в системі передбачено перекачування або перетікання палива з одного бака в інший, то має бути виключена можливість пошкодження баків унаслідок їх переповнення.
  13. Має забезпечуватися відсутність корозії баків та інших елементів паливної системи під час роботи на застосовуваних сортах палива та їх сумішах із присадками.

14. Має забезпечуватися зливання палива з системи через доступні та зручні крани ; для цього рекомендується застосування бакових насосів.
15. Зливні штуцери та дренажні елементи, з яких можливе витікання палива, треба розміщувати таким чином, аби унеможливити потрапляння палива на поверхню літака в таких кількостях, які могли б спричинити пожежу та порушення нормальної роботи двигунів.
16. Монтаж системи слід виконувати таким чином, аби унеможливити руйнування, що могли б спричинити пожежу у разі посадки літака з невипущеним шасі.
17. Паливна система літака має бути проста в керуванні та зручна в обслуговуванні.
18. Паливна система повинна мати високу технологічність – пристосованість до виконання робіт по технічному обслуговуванню за короткий час з мінімальною кількістю виконавців, з використанням найбільш економічних та передових методів технічного обслуговування.
19. Надійна фільтрація палива з очищенням, що відповідає РЛЕ. Огляд та заміна фільтруючих елементів не повинні потребувати зливу палива з баків.
20. При живленні двигунів паливом з двох або декількох груп баків повинна бути забезпечена рівномірна виробка палива з них. Нерівномірність виробітки палива з симетрично розташованих баків не повинна перевищувати 5%. На деяких ПС встановлюють автомати вирівнювання, 19абезпечуючи автоматичне підтримання рівності кількості палива в симетрично розташованих лівих і правих баків крила.

В нас є Фізико-хімічні властивості палива в таблиці 1.3.

*Таблиця 1.3*

#### Фізико-хімічні властивості палива

Показники	ТС-1	РТ	Jet A-1
Густина при $t=20^{\circ}\text{C}$ ,	775	775	775
Кінематична в'язкість, $\text{мм}^2/\text{с}$ при $t=20^{\circ}\text{C}$ , не менше	1,25	1,25	1,1
При $t=-40^{\circ}\text{C}$ , не більше	8	16	8

Питома теплота згоряння, нижча кДж/кг, не менше	42912	43122	42810
Температура, °С			
Спалахування, не нижче	28	28	38
Початку кристалізації,	-60	-60	-47
Вміст ароматичних вуглеводів, %, не більше	22,01	18,52	20,01
Вміст сірки, %, не більше			
загальної	0,251	0,11	0,31
меркаптанової	0,005	0,001	0,003
Вміст фактичних смол, мг/100 мл, не більше	5	4	7

#### 1.4. Магістралі подачі палива до двигунів

«На вибір раціональної схеми подачі палива до двигунів впливають такі основні фактори, як призначення та компоновка ПС, режими його польоту, тип і кількість двигунів, сорт палива, що застосовується, заходи по забезпеченню висотності та безпеки польотів, умови експлуатації. Складність створення раціональної схеми паливної системи зумовлена необхідністю розміщення великої кількості палива в обмеженому об'ємі, дотримання умови збереження заданого діапазону центрівки ПС під час виробітки палива, забезпечення безперервної подачі палива в широкому діапазоні висот і швидкостей польоту, включення автоматичних пристроїв для

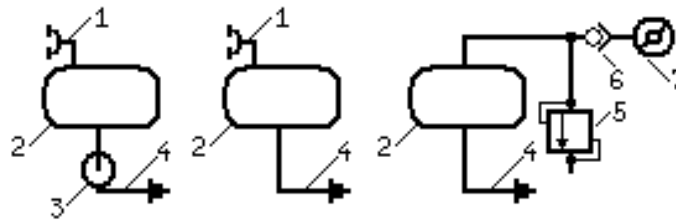
забезпечення порядку виробітки палива і контроль за роботою паливної системи.

На структурній схемі (блок-схемі) показують основні агрегати системи, їх призначення та взаємозв'язки. Агрегати зображують у вигляді прямокутників, всередині яких надані їх найменування, зв'язки – лініями, а напрямки – стрілками.

На принциповій схемі показують агрегати і зв'язки між ними, використовуючи умовні позначення; іноді агрегати показують у вигляді схематичних розрізів.

На монтажній схемі показують фактичне розміщення агрегатів. Схему виконують у масштабі в прямокутних або аксонометричних проекціях. Агрегати зображують у вигляді спрощених конструктивних контурів. Якщо монтажна схема виконана не у масштабі, то вона переставляє собою схему з'єднань. На кольорових схемах агрегати і гідроприводи пофарбовані в такий самий колір, як і на виконаних конструкціях: паливні – жовтий, масляні – коричневий, повітряні – чорний, пожежні - червоний, кисневі – блакитний колір.

Одним з важливих фрагментів схеми магістралей подачі палива до двигунів є виробітка палива з баків. Для забезпечення виробітки палива з баків застосовуються наступні способи: самопливом, витисканням, насосом підкачки.»[3]



а) б) в)

Рис. 1.2 Способи виробітки палива з баків:

а – за допомогою насосу; б – самопливом; в – витисненням.

1- забірник повітря; 2 – витратний бак; 3 – підкачуючий насос; 4 – трубопровід подачі палива до двигуна; 5 – запобіжний клапан; 6 – зворотній клапан; 7 – забірник повітря від компресора двигуна.

#### 1.4.1. Подача палива самопливом

«При подачі палива самопливом, (Рис. 1.2 б), паливо , що міститься в баці потрапляє до двигуна за рахунок розрядження насоса двигуна та різності рівня. Паливний бак з'єднаний забірником дренажу з атмосферою.

Такий спосіб виробітку застосовується на ПС з порівняльно малопотужними ПД, де потрібний тиск на вході в насос двигуна невеликий і коли мається перевищення паливного баку над двигуном.

Перевагою такого способу подачі є простота й легкість конструкції, а недоліком – малий напір палива на вході в насос. На сучасних ПС такий спосіб подачі не знаходить застосування. Він застосовується для переливання палива з вище розміщеного баку в нижче розташований за наявності додатного поперечного V крила.

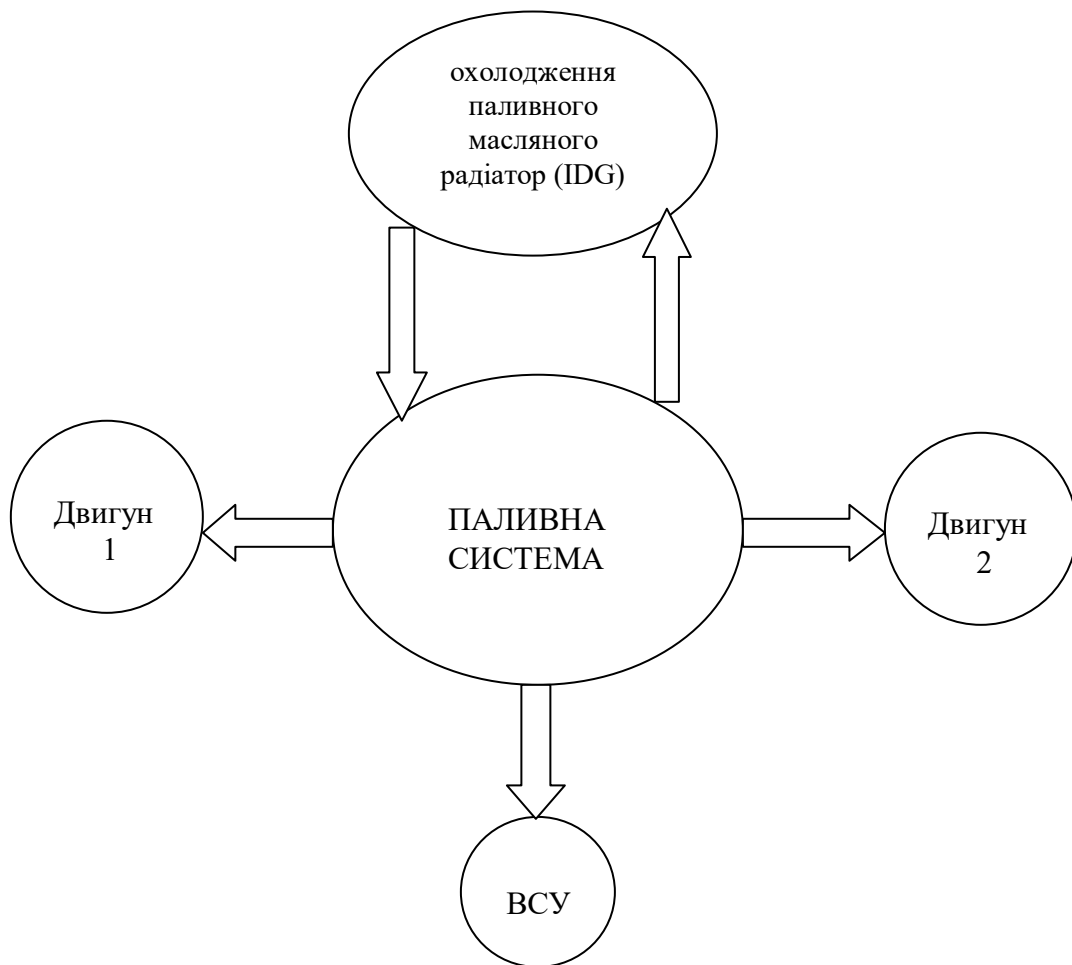
### **1.4.2. Подача палива витісненням**

При випрацюванні палива з баків витісненням (Рис. 1.2,в), паливний бак знаходиться під тиском, створюваним джерелом тиску (стиснутим повітрям від компресора двигуна та бортового балону або нейтральними газами). Надпаливний простір баків ізольований від атмосфери. Для збереження баків від надмірного тиску в системі наддуву маютьесь запобіжні й регулюючі пристрої. Перевагами такої схеми виробітку палива є: необмежена висота польоту, відсутність паливних насосів, відсутність системи дренажу й втрат палива на випаровування, проте суттєвими недоліками такого способу подачі палива до двигунів є: велика маса завантажених надлишковим тиском баків, мала живучість їх при пошкодженні. Зазвичай такий спосіб застосовується в сполученні з іншими способами для перекачки палива з підвісних баків в витратний на військових ПС.

### **1.4.3. Подача палива за допомогою насосів**

Найбільш розповсюдженим в паливних системах сучасних ПС є виробіток палива з баків за допомогою насосів підкачки (Рис. 1.2,а). В цьому випадку баки не навантажені великим надлишковим тиском, баки можуть бути легкими. Бак може бути розташований нижче насосу підкачки двигуна. Насосом легко керувати й можливо застосувати задане автоматичний виробіток палива з баків. Підкачуючі насоси забезпечують необхідний тиск на вході в двигун на всіх висотах польоту ПС. Недоліком способу є збільшення маси паливної системи, зниження пожежної безпеки при застосуванні електроприводу цих насосів, а також мала висотність самих насосів, можливість їх відмови. Для підвищення надійності живлення встановлюють два-три паралельно працюючих насоса.

## 1.5 Опис паливної система А320





Паливна система літака подає паливо, як потрібно до двигуна та ВСУ. Невелика кількість палива використовується для охолодження будованих генератор масляного приводу.

Паливна система є однією з основними системами Airbus A320. Ця система контролює весь потік палива та резервуар палива на борту літака. Основним використанням системи є подача палива до двигуна та ВСУ.

Також сприяє збалансуванню центру ваги літака під час за часом.

Основними характеристиками паливної системи на борту A320 є: тиск на наявність, подача двигуна, передача палива, запрошення та запрошення.

Паливна система використовує насос подачі система для переміщення палива у потрібне місце (бак, двигун...).

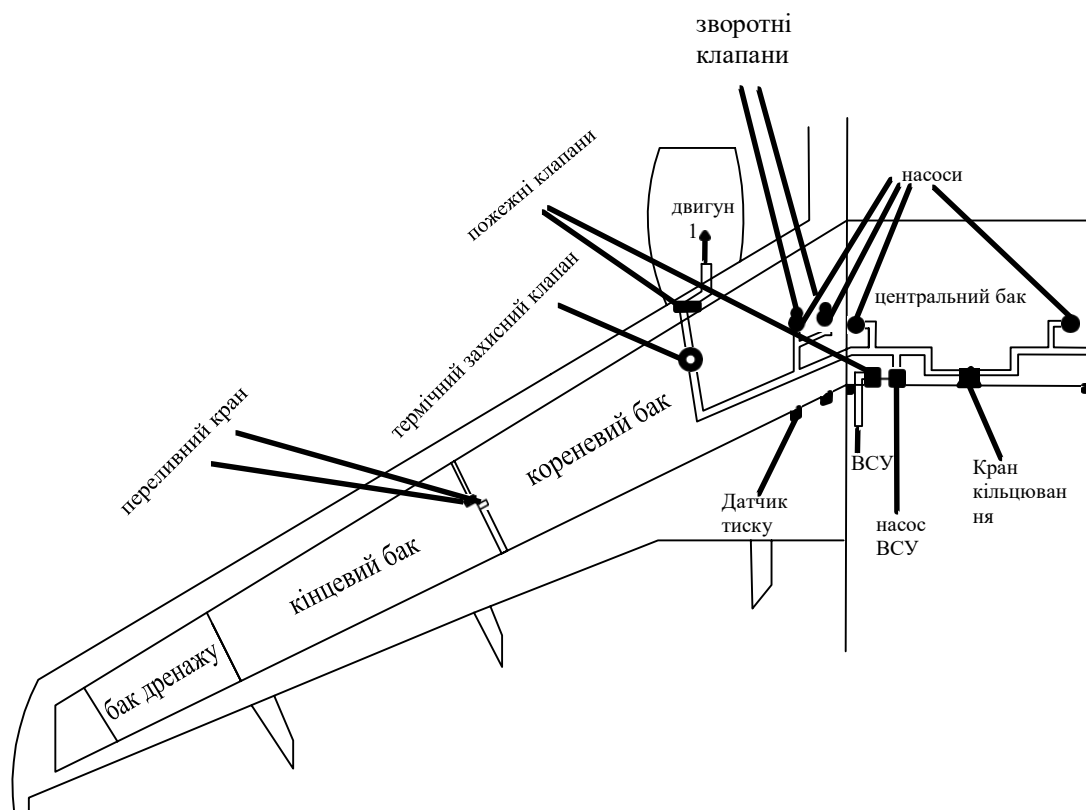


Рис.1.3 Основні елементи паливної системи.

Кожен основний бак має 2 відцентрові підсилювальні насоси здатний забезпечувати двигуни з паливом при необхідному тиску та витраті. Є 2 насоси в кожному баку. насоси крила бака працюють безперервно під час нормальної роботи.

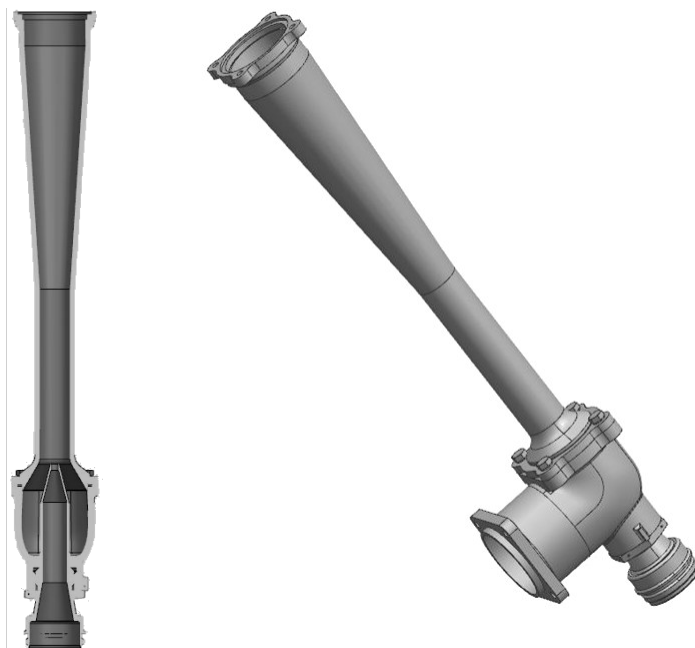


Рис. 1.4.  
Струменевий насос

**- Зворотні клапани**

Зворотні клапани скидають тиску, надають пріоритет подачі насоса центрального бака.

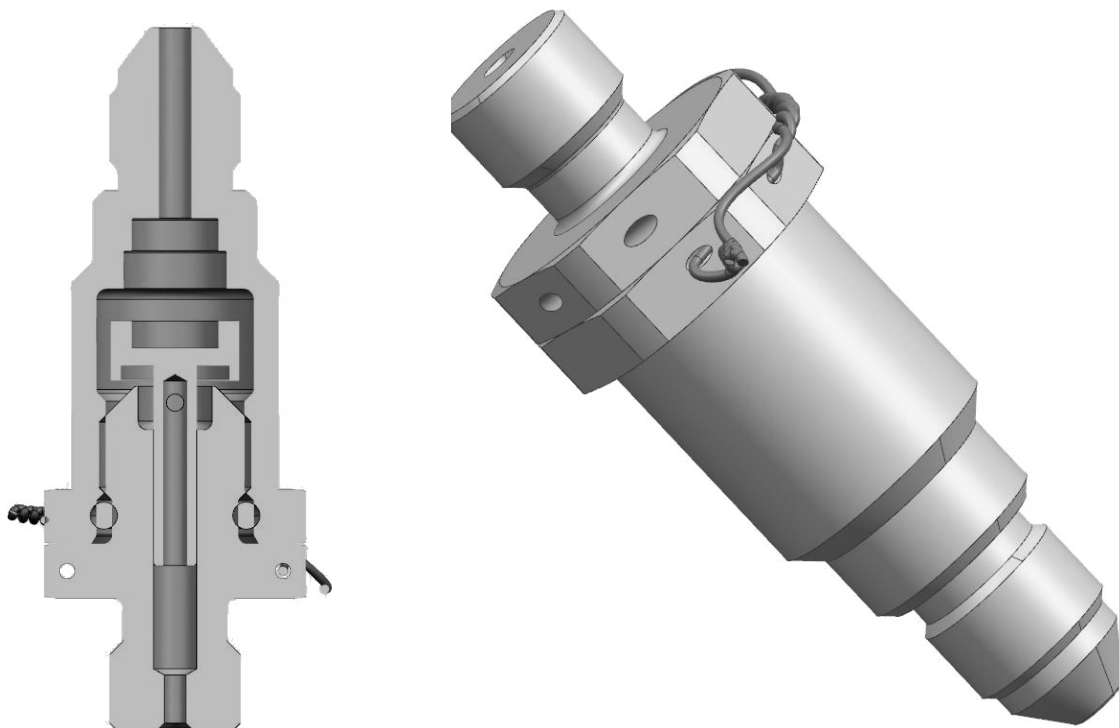


Рис. 1.5. Зворотний клапан

#### **- Кран кільцювання**

Кран кільцювання дозволяє з'єднувати ліву та праву магістралі живлення двигуна. Кран кільцювання, як нормально, закритий.

#### **- Пожежні клапани**

Пожежні клапани ізолюють двигун або ВСУ від подачі палива. Пожежний клапан відкритий коли працює відповідний двигун або ВСУ; він закривається при вимкненому двигуні або ВСУ або при відпущеній кнопці пожежі.

#### **- Датчик тиску**

Датчик тиску кожного насоса контролює тиск насоса для попередження про низький тиск.

#### **- Насос ВСУ**

Конкретний паливний насос постачає ВСУ якщо насоси бака не працюють. Цей насос бере паливо з лівої лінії подачі. паливний насос ВСУ живиться від шини AC ESS SHED або акумуляторів через статичний інвертор.

#### **- Переливний кран**

Переливні крани дозволяють переносити паливо із зовнішньої (кінцевий бак) у внутрішню (кореневий бак) камеру . вони відкриваються, коли рівень палива досягає низького рівня у датчиків внутрішній камері (кореневий бак). два рівня датчики встановлені у кожній внутрішній камері(кореневий бак). кожен датчик керує двома переливними кранами, по одному в кожному крилі, які відкриваються, коли перший датчик низького рівня внутрішньої комірки(кореневий бак) стане сухим, незалежно від того, з якого боку. після відкриття, переливні крани автоматично закриваються при наступному заправленні.

#### **- Термічний захисний клапан**

кожна лінія подачі двигуна має термічний захисний клапан у найвищій точці, щоб дозволити лінії (живлення двигуна)

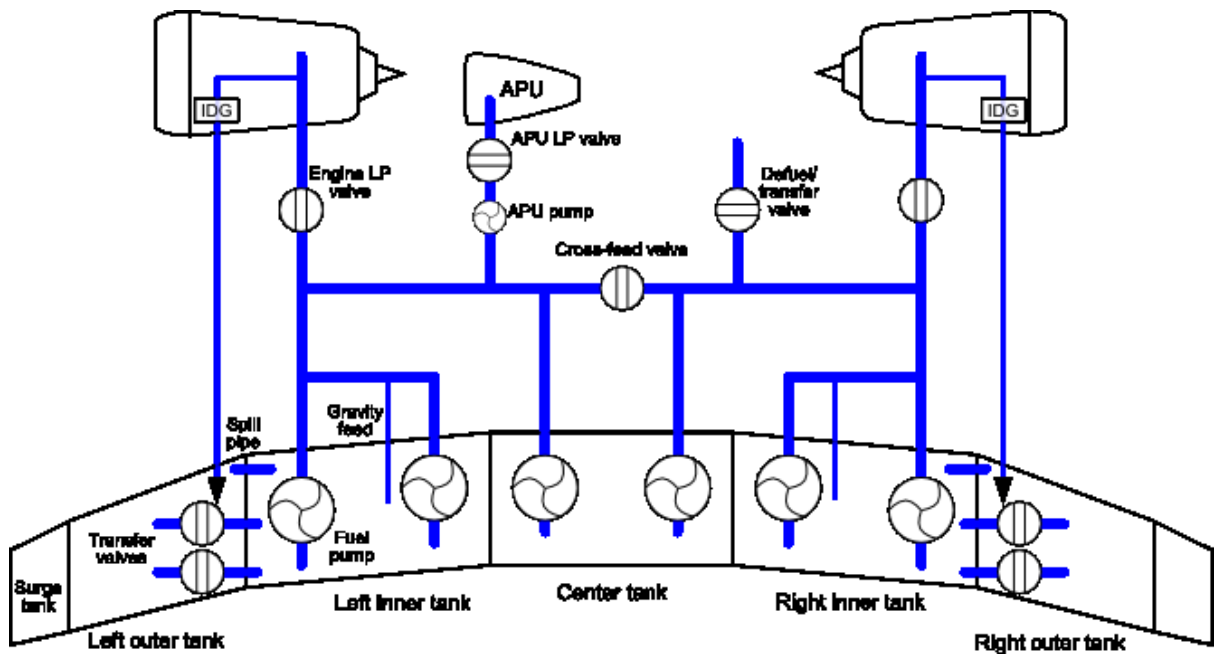
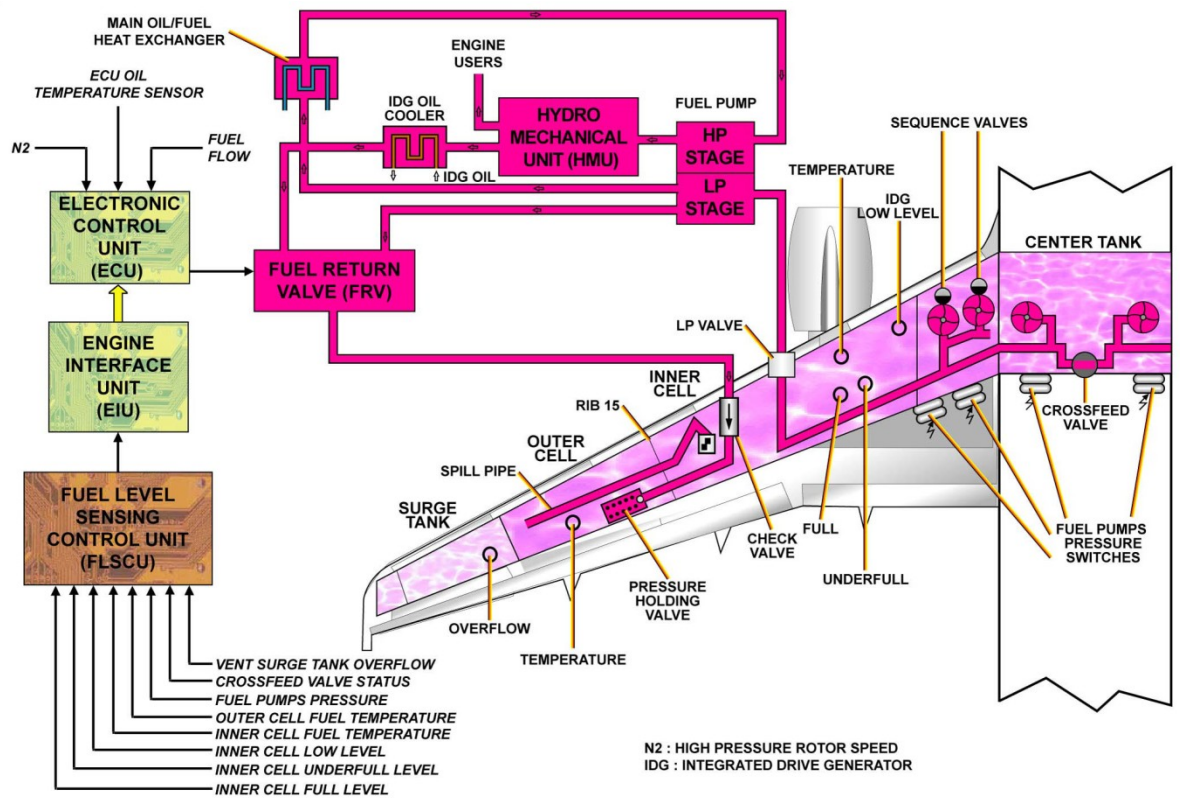


Рис.1.6. Паливна система.

## 1.6 Визначення необхідної кількості палива

Вихідні данні про літак та двигуни, які будуть використані при проектуванні паливної системи (Табл. 1.4.)

Таблиця 1.4

### Основні данні літака та двигунів.

Найменування	Позначення	Одиниці вимірювання	Величина
Злітна маса	$G_{взл}$	т	78
Крейсерська швидкість	$V_{кр.}$	км/год	840
Дальність польоту без витрати АНЗ	L	км	3500
Дальність планування	$L_{нсп}$	км	275
Висота початку крейсерського польоту	$H_0$	км	11
Кінцева висота крейсерського польоту	$H_k$	км	12,5
Тип двигунів	CFM56-5B		
Кількість двигунів	n		2
Стартове значення питомої витрати пального	$C_{p0}$	кг/кг·год	0,27
Ступінь двухконтурності двигуна	m		5,5
Число Маха	M		0,78
Максимальна якість	$K_{max}$		19
Розрахункова швидкість зустрічного вітру	W	км/год	60
Питома вага	$\rho$	т/м <sup>3</sup>	0,785
Площа крила	$S_{кр.}$	м <sup>2</sup>	124
Розмах крила	L	м	35,8

Кут поперечного V	V	град.	-4,5
----------------------	---	-------	------

Відносний запас палива на політ:

$$\overline{m}_T = \frac{m_T}{G_{\text{взл}}} \quad (1.1.1)$$

Для літаків з вираженою крейсерською дальністю польоту:

$$\overline{m}_T = \overline{m}_{THP} + \overline{m}_{T.CH.П} + \overline{m}_{T.KP} + \overline{m}_{T.AHЗ} + \overline{m}_{T.MA} \quad (1.1.2)$$

де  $\overline{m}_{THP}$  – відносний запас палива на набір висоти та розгін;

$\overline{m}_{T.CH.П}$  – на зниження та посадку;

$\overline{m}_{T.KP}$  – на крейсерський режим польоту;

$\overline{m}_{T.AHЗ}$  – аеронавігаційний запас;

$\overline{m}_{T.MA}$  – на маневрування по аеродрому.

Для дозвукових літаків із звичайним зльотом та посадкою.

$$\overline{m}_{THP} = \frac{0,0035 \cdot H_0 \cdot (1 - 0,03 \cdot m)}{1 - 0,004 \cdot H_0}, \quad (1.1.3)$$

де  $H_0$  – висота початку крейсерського польоту;

$m$  – ступінь двохконтурності двигуна;

$H_0 = 11$  км ;  $m = 5,5$ .

$$\overline{m}_{THP} = \frac{0,0035 \cdot 11 \cdot (1 - 0,03 \cdot 5,5)}{1 - 0,004 \cdot 11} = 0,03$$

$$\overline{m}_{T.CH.П} = 0,02 \cdot H_k \cdot (1 - 0,023 \cdot H_k) \cdot (1 - 0,03 \cdot m) \quad (1.1.4)$$

де  $H_k$  – кінцева висота крейсерського польоту;

$H_k = 12,5$  км.

$$\overline{m}_{T.CH.П} = 0,02 \cdot 12,5 \cdot (1 - 0,023 \cdot 12,5) \cdot (1 - 0,03 \cdot 5,5) = 0,14$$

$$C_p = C_{p_0} + \frac{0,4 \cdot M}{1 + 0,027 \cdot H_0}, \quad (1.1.5)$$

де  $C_p$  – стартове значення питомої витрати палива;  $M$  – число Маха польоту;

$$C_{p_0} = 0,27 \text{ кг/кг год}; \quad M = 0,78.$$

$$C_p = 0,27 + \frac{0,4 \cdot 0,78}{1 + 0,027 \cdot 11} = 0,51 \text{ кг/кг год}$$

$$\bar{m}_{TKP} = (1 - \bar{m}_{THP}) \cdot \frac{(L - L_{HCH}) \cdot C_p}{(V_{KP} - W) \cdot K_{MAX}}, \quad (1.1.6)$$

де  $\bar{m}_{THP}$  – відносний запас палива на розгін та набір висоти;

$L$  – дальність польоту без витрати АНЗ;

$L_{HCH}$  – дальність планерування;

$C_p$  – питома витрата палива двигунів на крейсерському режимі;

$V_{KP}$  – крейсерська швидкість;

$W$  – розрахункова швидкість зустрічного вітру;

$K_{MAX}$  – максимальна якість.

$$\bar{m}_{THP} = 0,03; \quad L = 3500 \text{ км}; \quad L_{HCH} = 275 \text{ км}; \quad C_p = 0,51 \text{ кг/кг год};$$

$$V_{KP} = 840 \text{ км/год}; \quad W = 60 \text{ км/год}; \quad K_{MAX} = 19.$$

$$\bar{m}_{TKP} = (1 - 0,03) \cdot \frac{(3500 - 275) \cdot 0,51}{(840 - 60) \cdot 19} = 0,11$$

$$\bar{m}_{TANZ} = 0,9 \frac{C_p}{K_{MAX}}, \quad (1.1.7)$$

де  $C_p$  – питома витрата палива двигунів на крейсерському режимі;

$K_{MAX}$  – максимальна якість.

$$C_p = 0,51 \text{ кг/кг год}; \quad K_{MAX} = 19.$$

$$\bar{m}_{TANZ} = 0,9 \frac{0,51}{19} = 0,02$$

$$\bar{m}_{TMA} = 0,006.$$

Отримані результати підставляємо в формулу (1.1.2) та отримаємо необхідну відносну кількість палива на політ:

$$\overline{m_T} = 0,03 + 0,14 + 0,11 + 0,02 + 0,006 = 0,306$$

Визначимо  $m_T$  :

$$m_T = \overline{m_T} \cdot G_{BЗЛ} = 0,306 \cdot 78 = 23,868 \quad (\text{т})$$

Отримали кількість палива з урахуванням аеронавігаційного запасу, необхідного на політ дальністю 3500 км.

### 1.7 Розрахунок ємності паливних баків

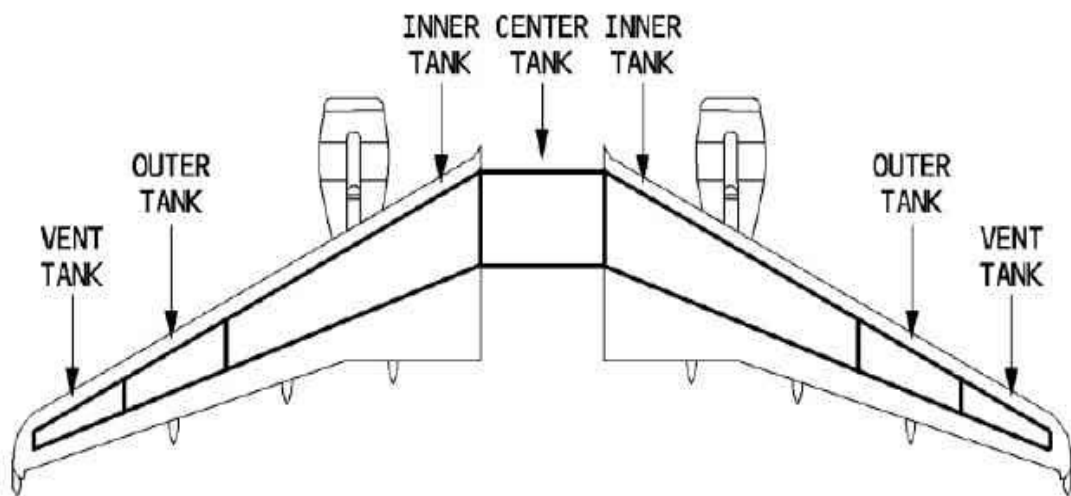


Рис.1.7. Паливні баки.

паливо перевозиться в трьох баках: лівий бак крила, правий бак крила і центральний бак.  
кожен криловий бак розділений на дві баки, кінцевий бак та корнеревий бак.



У зовнішній секції кожного крила розміщений бак дренажа для перенапруки у кожному паливному баку, коли нормально заповнений, має два відсотки додаткового простору для розширення без розливу в дренажний бак.

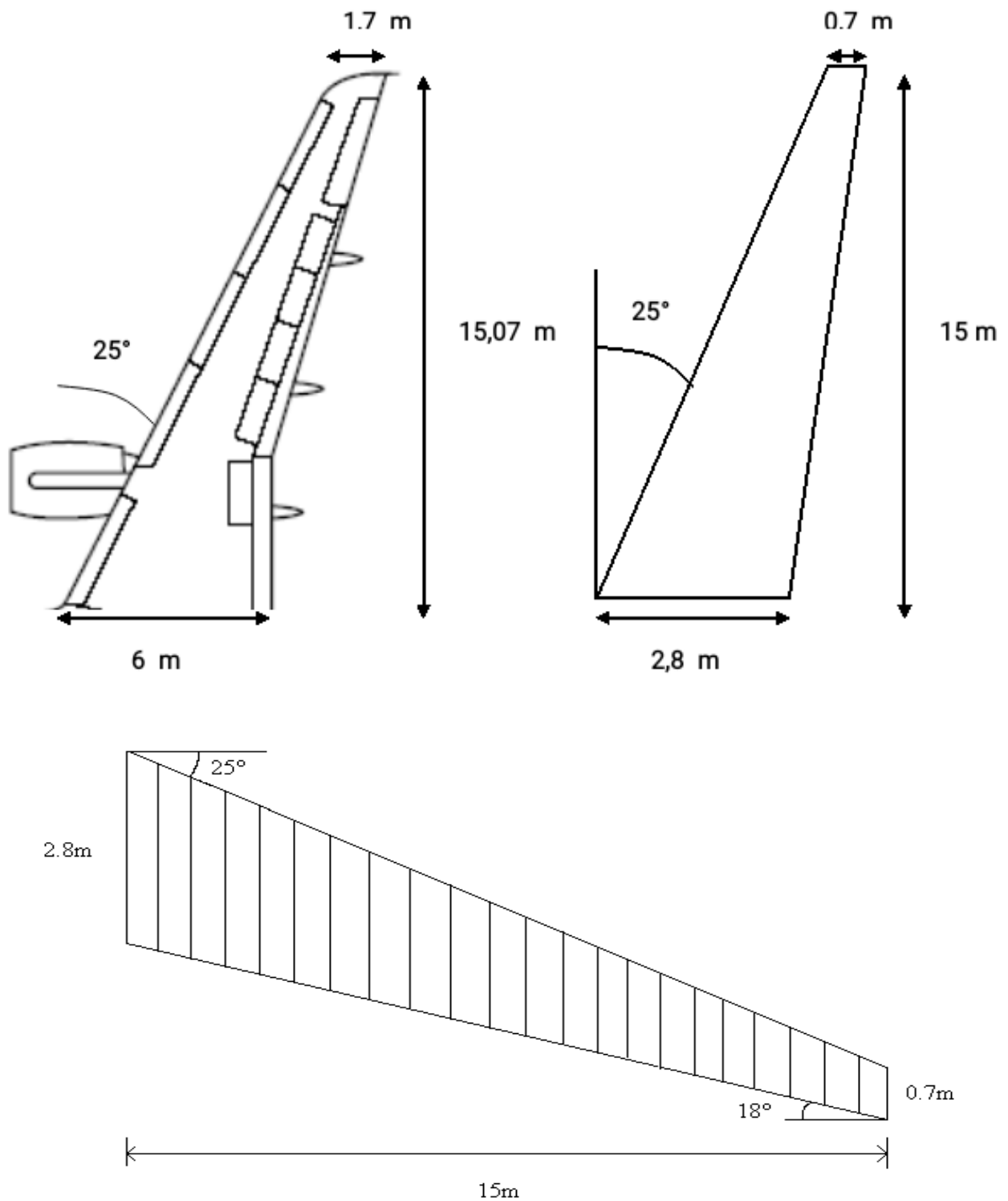


Рис.1.8. Профіль крила (нервюри та лонжерони).

Відстань та тиск на нерв'юрах:

номер	Відстань до площини (м)	Довжина нерв'юра (м)	Площина нерв'юра (м <sup>2</sup> )	Сила дії на нерв'юра (Н)	Тиск на нерв'юра (Па)
1	0,2885	2,8000	1,5921	39872,53	25044,21
2	0,8654	2,7192	1,5455	39665,89	25665,61
3	1,4423	2,6385	1,4989	39411,16	26293,55
4	2,0192	2,5577	1,4523	39107,38	26928,03
5	2,5962	2,4769	1,4057	38753,41	27568,86
6	3,1731	2,3962	1,3591	38347,85	28215,67
7	3,7500	2,3154	1,3125	37889,06	28867,86
8	4,3269	2,2346	1,2659	37375,06	29524,45
9	4,9038	2,1538	1,2193	36803,55	30184,05
10	5,4808	2,0731	1,1727	36171,80	30844,70
11	6,0577	1,9923	1,1261	35476,59	31503,68
12	6,6346	1,9115	1,0795	34714,12	32157,24
13	7,2115	1,8308	1,0329	33879,83	32800,23
14	7,7885	1,7500	0,9863	32968,27	33425,65
15	8,3654	1,6692	0,9397	31972,85	34023,84
16	8,9423	1,5885	0,8931	30885,45	34581,47
17	9,5192	1,5077	0,8465	29695,96	35079,90
18	10,0962	1,4269	0,7999	28391,57	35492,75
19	10,6731	1,3462	0,7533	26955,59	35781,99
20	11,2500	1,2654	0,7067	25365,69	35891,59
21	11,8269	1,1846	0,6601	23590,77	35736,38
22	12,4038	1,1038	0,6135	21585,22	35181,70
23	12,9808	1,0231	0,5669	19277,22	34002,35
24	13,5577	0,9423	0,5203	16540,62	31788,09
25	14,1346	0,8615	0,4737	13109,72	27672,66
26	14,7115	0,7808	0,4271	8150,40	19081,10

У паливній системі, яка проектується, паливо розміщується в баках-кесонах. Повний об'єм кесона визначається за формулою:

$$V_{KEC} = \psi \cdot \frac{1}{3} \cdot h \cdot (S_1 + \sqrt{S_1 \cdot S_2} + S_2) \quad (1.2.1)$$

де  $\psi = 0,85$  – коефіцієнт;

$h$  – Відстань між кінцевими нерв'юрами бака;

$S_1 S_2$  – площі кінцевих нерв'юр баків (міжлонжеронна частина)

Таким чином, маючи теоретичне креслення крила, можливо визначити розташований об'єм, в якому буде розміщено паливо.

Визначимо об'єм кесона між нервюрами 3 та 3:

$$S = C_{CP} \cdot B_L \quad (1.2.2)$$

де  $C_{CP}$  – середня товщина профілю кесона;

$B_L$  – міжлонжеронна відстань.

Обчислюємо площі міжлонжеронних частин нервюр 3 за формулою (1.2.2):

$$h=4,5; \quad C_{CP}=0,56 \text{ м}; \quad B_L=2,8 \text{ м.}$$

$$S_1=S_2=C_{CP} \cdot B_L=0,56 \cdot 2,8=1,59 \text{ (м}^2\text{)}$$

Визначимо об'єм кесона за формулою (1.2.1) – центральний бак:

$$V_{KEC}^{1-1} = 0,85 \cdot \frac{1}{3} \cdot 4,5 \cdot (1,59 + \sqrt{1,59 \cdot 1,59} + 1,59) = 6,08 \text{ (м}^3\text{)} = 6080 \text{ (л)}$$

Визначимо площі міжлонжеронних частин нервюр 15 за формулою (1.2.2):

$$h^{1-16} = 8,942 \text{ (м)}; \quad C_{Cp}^{1-16} = 0,56 \text{ (м)}; \quad B_L^{1-16} = 1,588 \text{ (м)}; \quad S_1^{1-16} = 1,59 \text{ (м}^2\text{)}.$$

$$S_2^{16} = C_{Cp}^{16} \cdot B_L^{16} = 0,56 \cdot 1,588 = 0,893 \text{ (м}^2\text{)}$$

Визначаємо об'єм кесона (кореневий бак) за формулою (1.2.1):

$$V_{KEC}^{1-16} = 0,85 \cdot \frac{1}{3} \cdot 8,942 \cdot (1,59 + \sqrt{1,59 \cdot 0,893} + 0,893) = 9,31 \text{ (м}^3\text{)} = 9310 \text{ (л)}$$

Визначимо площі міжлонжеронних частин нервюр 25 за формулою (1.2.2):

$$h^{16-25} = 5,192 \text{ (м)}; \quad C_{Cp}^{25} = 0,55 \text{ (м)}; \quad B_L^{25} = 0,86 \text{ (м)}; \quad S_1^{16} = 0,893 \text{ (м}^2\text{)}.$$

$$S_2^{25} = C_{Cp}^{25} \cdot B_L^{25} = 0,55 \cdot 0,86 = 0,473 \text{ (м}^2\text{)}$$

Визначаємо об'єм кесона (кінцевий бак) за формулою (1.2.1).

Коефіцієнт  $\Psi$  приймемо рівним 0,8 внаслідок того, що в кінцевих частинах крила збільшується доля об'єму, зайнята елеронами.

$$V_{KEC}^{16-25} = 0,8 \cdot \frac{1}{3} \cdot 5,192 \cdot (0,893 + \sqrt{0,893 \cdot 0,473} + 0,473) = 2,79 \text{ (м}^3\text{)} = 2790 \text{ (л)}$$

Визначимо площі міжлонжеронних частин нервюр 26 за формулою (1.2.2):

$$h^{25-26} = 0,577 \text{ (м)}; \quad C_{Cp}^{26} = 0,547 \text{ (м)}; \quad B_{Л}^{26} = 0,78 \text{ (м)}; \quad S_1^{25} = 0,473 \text{ (м}^2\text{)}.$$

$$S_2^{26} = C_{Cp}^{26} \cdot B_{Л}^{26} = 0,547 \cdot 0,78 = 0,427 \text{ (м}^2\text{)}$$

Визначаємо об'єм кесона (бак дренажа) за формулою (1.2.1):

$$V_{KEC}^{25-26} = 0,8 \cdot \frac{1}{3} \cdot 0,577 \cdot (0,473 + \sqrt{0,473 \cdot 0,427} + 0,427) = 0,207 \text{ (м}^3\text{)} = 207 \text{ (л)}$$

Об'єм бака нульової черги:

$$V_{KEC}^0 = V_{KEC}^{1-1} = 6,08 \text{ (м}^3\text{)} = 6080 \text{ (л)}$$

Об'єм одного бака першої черги:

$$V_{KEC}^1 = V_{KEC}^{1-16} = 9,31 \text{ (м}^3\text{)} = 9310 \text{ (л)}$$

Об'єм одного бака другої черги:

$$V_{KEC}^2 = V_{KEC}^{16-25} = 2,79 \text{ (м}^3\text{)} = 2790 \text{ (л)}$$

Об'єм одного бака третьої черги:

$$V_{KEC}^3 = V_{KEC}^{25-26} = 0,207 \text{ (м}^3\text{)} = 207 \text{ (л)}$$

Загальний об'єм паливних баків:

$$V_{KEC} = (V_{KEC}^1 + V_{KEC}^2 + V_{KEC}^3) \cdot 2 + V_{KEC}^0 = (9,31 + 2,79 + 0,207) \cdot 2 + 6,08 = 30,694 \text{ (м}^3\text{)}$$

$$V_{KEC} = 30694 \text{ (л)}$$

Потрібний об'єм :

$$V_{ПОТР} = \frac{m_T}{\rho_T} = \frac{23,868}{0,78} = 30,6 \text{ (м}^3\text{)} = 30600 \text{ (л)},$$

що менше розрахункового  $30,694 \text{ (м}^3\text{)} = 30694 \text{ (л)}$ .

## 1.8 Гідравлічний розрахунок системи живлення двигунів паливом

«Даний гідравлічний розрахунок виконаний при проектуванні системи живлення паливом двигунів на основі типових конструкторських рішень з використанням результатів гідравлічних випробувань окремих агрегатів у складі раніше створених об'єктів. В роботі використовуються матеріали гідравлічних розрахунків систем живлення паливом двигунів раніше створених літаків, підтверджені гідравлічними випробуваннями. Розрахунок виконаний для підтвердження відповідності вживаних діаметрів готових виробів і трубопроводів умовам необхідних витрати і тиску палива на вході в двигун у всьому діапазоні режимів і умов експлуатації літака і режимів роботи силової установки.

До складу силової установки літака входять 2 ТРДД CFM56-5B, живлення яких здійснюється за допомогою електроприводних насосів розташованих у витратних відсіках крилових баків. Перекачування палива з центропланного бака в крилові, усередині крилових баків - з кореневого відсіку в передвитратний і далі у витратний відсік здійснюється за допомогою струменевих насосів. Відбір активного палива для роботи струменевих насосів проводиться від електроприводних насосів, що живлять двигуни. В системі передбачена можливість перекачування палива у разі появи дисбалансу і живлення обох двигунів від електроприводних насосів одного напівкрила через кран кільцювання. Виходячи з конструктивних і технологічних міркувань, агрегати паливної системи сполучені між собою за допомогою трубопроводів з внутрішнім діаметром:

в магістралях перекачування (кільцювання) - 38 мм;

в магістралях живлення струменевих насосів - 20 мм;

в магістралі вироблення палива:

на ділянці від першого лонжерона до входу в двигун 34 мм;  
на ділянці від насосів до першого лонжерона 38 мм.»[4]

### **1.8.1 Умови розрахунку**

Розрахунок паливної системи літака проводиться для палива з температурою  $t = -60$  °С. Паливні баки заправляються паливом ТС-1 з максимальною в'язкістю для сортів палива, вживаних на літаку. У польоті рівень палива в баках при живленні двигунів відповідає резервному запасу. Потрібні величини витрати палива на двигуни вибираються згідно заданому профілю польоту. У польоті при непрацюючих підкачуючих насосах паливо поступає в трубопровід магістралі живлення двигунів через забірники насосів.

Розрахунок ведеться по монтажних кресленнях систем вироблення палива і дренажу баків, із застосуванням тарирувальних графіків паливних місткостей.

### **1.8.2 Теоретичне обґрунтування та розрахункові формули**

При русі рідини по трубопроводі втрати натиску через гідравлічні опори складаються з втрат на тертя об стінки труби і місцевих втрат внаслідок зміни форми і розмірів проточної частини:

$$\sum \Delta P = \Delta P_{\text{ТР}} + \Delta P_{\text{М}}$$

Розрізняють три режими перебігу рідини: ламінарний, турбулентний і перехідний, - які характеризуються числом Рейнольдса [1]:

$$\text{Re} = \frac{V \cdot d}{\nu}$$

де:  $V$  - середня швидкість потоку рідини см/с;

$d$  - внутрішній діаметр труби в см;

$\nu$  - кінематичний коефіцієнт в'язкості см<sup>2</sup>/с.

Виражаючи швидкість потоку як відношення витрати до площі перетину труби, перетворимо формулу в зручний для наших розрахунків вигляд:

$$\text{Re} = \frac{4 \cdot Q}{\pi \cdot \nu \cdot d}$$

де  $Q$  – витрата рідини, виражена в см<sup>3</sup>/с.

Враховуючи зміну коефіцієнта кінематичної в'язкості  $\nu$  із зміною температури, формула для визначення числа Рейнольдса прийме вигляд:

$$\text{Re} = A \cdot \frac{Q}{d}$$

де  $A$  - умовний коефіцієнт залежний від температури (див. табл. 1.4).  
Зниження тиску рідини через втрати напору на тертя об стінки труби можна визначити по формулі Дарсі:

$$\Delta P_{TP} = \lambda \cdot \frac{L \cdot V^2}{2 \cdot d \cdot g} \gamma$$

де  $\gamma$  – питома вага рідини, г/см<sup>3</sup>;

$\lambda$  – відносний коефіцієнт опору тертя труби завдовжки в один діаметр.

Таблиця 1.6

Значення умовного коефіцієнта А, що залежить від температури робочої рідини:

Температура, град С	В'язкість кінем., см <sup>2</sup> /сек	А	Температура, град С	В'язкість кінем., см <sup>2</sup> /сек	А
-60	26.73	4.76333538	5	2.2	57.8745248
-55	20	6.36619773	10	2	63.6619773
-50	14.14	9.00452296	15	1.84	69.1978014
-45	10.8	11.7892551	20	1.66	76.7011775
-40	8.59	14.8223463	25	1.46	87.2081881
-35	7	18.1891364	30	1.41	90.300677
-30	5.75	22.1432965	35	1.25	101.859164
-25	4.8	26.5258239	40	1.21	105.226409
-20	4.13	30.8290447	45	1.12	113.682102
-15	3.6	35.3677652	50	1.05	121.260909
-10	3.12	40.8089598	55	1	127.323955
-5	2.7	47.1570202	60	0.935	136.175353
0	2.46	51.7577051			

$\gamma$  – густина палива в г/см<sup>3</sup>.

Коефіцієнт місцевого гідравлічного опору  $\lambda$  визначаємо за формулою:

$$\lambda = \frac{64}{Re} \text{ при } Re < 2300 \text{ і}$$

$$\lambda = \frac{0,3164}{\sqrt[4]{Re}} \text{ при } 10^5 > Re > 2300;$$

$$\lambda = \frac{0,09}{\sqrt[7]{Re}} \text{ при } 10^5 < Re < 5 \cdot 10^6.$$

Зниження тиску рідини через втрати напору на місцеві гідравлічні опори визначаємо за формулою Вейсбаха:

$$\Delta P = \xi_M \cdot \frac{V^2}{2 \cdot g} \gamma$$



де  $\xi_M$  - коефіцієнт місцевого гідравлічного опору.

Для зручності виконання розрахунків спочатку визначаємо втрати тиску на тертя в трубах завдовжки в один метр і місцеві втрати при коефіцієнті гідравлічного опору  $\xi_M = 1$ .

Результати обчислень зводимо в таблицю по діаметрах вживаних труб і витратах палива. При використанні таблиці гідравлічний опір ділянки трубопроводу визначається за формулою:

$$\sum \Delta P = L \cdot \Delta P_{TR} + \xi_M \cdot \Delta P_M$$

Розрахунки за визначенням коефіцієнтів гідравлічного опору трійників, розрахунок сумарних значень коефіцієнтів місцевих опорів ділянок трубопроводів проводимо за формулами:

$$\xi_{1-2} = \xi_{ВХ.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{тр.п.} + \xi_{с.ф.} + \xi_{к.о.} + \xi_{ВН.р.} + \xi_{тр.б.}$$

$$\xi_{1'-2} = \xi_{ВХ.} + \xi_{ВН.р.} + \xi_{тр.п.} + \xi_{ВН.с.} + \xi_{п.} + \xi_{п.} + \xi_{с.ф.} + \xi_{к.о.} + \xi_{ВН.р.} + \xi_{тр.п.}$$

$$\xi_{2-3} = \xi_{п.} + \xi_{п.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{с.о.п.}$$

$$\xi_{3-4} = \xi_{Т.б.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{с.ф.} + \xi_{э.п.к.} + \xi_{с.ф.} + \xi_{п.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{п.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{п.} + \xi_{п.} + \xi_{п.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{п.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{п.}$$

$$\xi_{4-5} = \xi_{ВН.с.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{п.} + \xi_{п.} + \xi_{п.} + \xi_{п.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{п.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{п.} + \xi_{п.}$$

с.н.

$$\xi_{3-15} = \xi_{Т.п.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{п.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{Т.б.}$$

$$\xi_{15-15} = \xi_{с.о.п.} + \xi_{с.ф.} + \xi_{п.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{п.} + \xi_{с.ф.} + \xi_{э.м.к.} + \xi_{с.ф.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{п.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{п.} + \xi_{Т.б.}$$

$$\xi_{15'-3'} = \xi_{ВН.р.} + \xi_{Т.п.} + \xi_{ВН.с.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{п.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{с.о.п.}$$

$$\xi_{3'-4'} = \xi_{Т.б.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{с.ф.} + \xi_{э.м.к.} + \xi_{с.ф.} + \xi_{п.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{п.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{п.} + \xi_{п.}$$

+

$$+ \xi_{п.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{п.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{п.}$$

$$\begin{aligned}
\xi_{4'-5'} &= \xi_{\text{в.с.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \\
&+ \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.н.}} \\
\xi_{1-6} &= \xi_{\text{в.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{т.б.}} + \xi_{\text{с.ф.}} + \xi_{\text{к.о.}} + \xi_{\text{т.б.}} \\
\xi_{1'-6} &= \xi_{\text{в.}} + \xi_{\text{в.р.}} + \xi_{\text{т.б.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.ф.}} + \xi_{\text{к.о.}} + \xi_{\text{т.б.}} \\
\xi_{6-7} &= \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{т.б.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{с.н.}} \\
\xi_{7-8} &= \xi_{\text{т.б.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{с.н.}} \\
\xi_{8'-9} &= \xi_{\text{с.ф.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} \\
\xi_{7-10} &= \xi_{\text{т.п.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{с.н.}} + \xi_{\text{с.н.}} \\
\xi_{10-11} &= \xi_{\text{т.б.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{с.н.}} \\
\xi_{11'-12} &= \xi_{\text{с.ф.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} \\
\xi_{10-13} &= \xi_{\text{т.п.}} + \xi_{\text{с.н.}} + \xi_{\text{с.н.}} + \xi_{\text{с.н.}} + \xi_{\text{с.н.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.н.}} + \xi_{\text{с.ф.}} + \xi_{\text{э.м.к.}} + \\
&+ \xi_{\text{с.ф.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.н.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.н.}} \\
\xi_{13'-14} &= \xi_{\text{с.ф.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{к.о.}}
\end{aligned}$$

де :  $\xi_{1-2} \dots \xi_{13'-14}$  – сума місцевих гідравлічних з'єднань ділянок 1-2 ; 13'-14;

$\xi_{\text{вх}}$  – коефіцієнт місцевого гідравлічного опору входу;

$\xi_{\text{с.о.п.}}$  – коефіцієнт місцевого гідравлічного опору обмежено рухомого з'єднання трубопроводів;

$\xi_{\text{тр.п.}}$  – коефіцієнт місцевого гідравлічного опору прямого проходу трійника;

$\xi_{\text{тр.б.}}$  – коефіцієнт місцевого гідравлічного опору бічного відгалуження трійника;

$\xi_{\text{с.ф.}}$  – коефіцієнт місцевого гідравлічного опору фланцевого з'єднання трубопроводів;

$\xi_{к.о.}$  – коефіцієнт місцевого гідравлічного опору клапана зворотного;

$\xi_{вн.р.}$  – коефіцієнт місцевого гідравлічного опору раптового розширення трубопроводу;

$\xi_{вн.с.}$  – коефіцієнт місцевого гідравлічного опору раптового звуження трубопроводу;

$\xi_{п.}$  – коефіцієнт місцевого гідравлічного опору повороту трубопроводу;

$\xi_{с.н.}$  – коефіцієнт місцевого гідравлічного опору ніпельного з'єднання трубопроводів;

$\xi_{э.м.к.}$  – коефіцієнт місцевого гідравлічного опору електромагнітного клапана.

## **1.9 Система дренажу паливних баків**

Система дренажу призначена для захисту паливних баків від руйнування, забезпечення нормальної роботи системи централізованої заправки і вироблення палива шляхом вирівнювання тиску повітря в баках з атмосферним тиском за бортом у всіх можливих умовах експлуатації літака.

Принципова схема системи дренажу приведена на НАУ 14.19.59.005 .



рис.1.9. дренажний бак.

На літаку виконано дві симетричні системи дренажу.

Система включає:

- два повітрязабірні патрубки дренажу ;
- два запобіжні клапани , кожний з яких включає вакуумний клапан і клапан надмірного тиску;
- два клапани поплавців ;
- трубопроводи і арматуру їх кріплення.

Дренаж баків здійснюється через центропланний бак, який трубопроводами сполучений з атмосферою і рештою баків. Для забору повітря на нижній поверхні носка крила встановлено два повітрязабирачі, що не обігріваються, патрубки дренажу, які сполучають систему дренажу з атмосферою.

В центропланному баці трубопроводи встановлені так, що при крені літака і закритті паливом одного з трубопроводів, повітря поступатиме в бак через інший трубопровід.

Оскільки ліва і права частини системи дренажу симетричні, розглянемо праву частину системи дренажу.

Патрубок дренажу жорстко закріплений на нижній поверхні носка крила. Від патрубка трубопровід введений всередину кесона і прокладений уздовж переднього лонжерона.

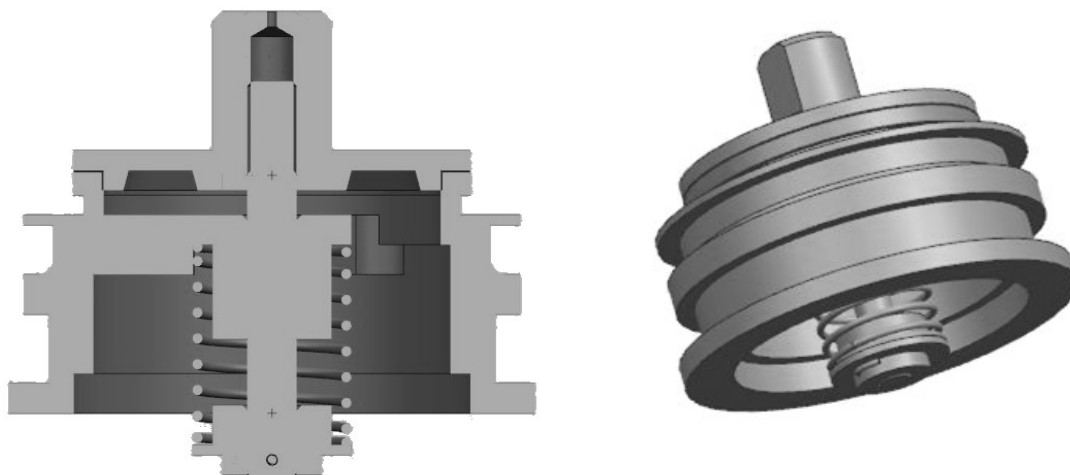


Рис.1.10. вакуумний клапан.

В районі нервюри № 10 в дренажному трубопроводі встановлений трійник. Від трійника один трубопровід прокладений в центропланний бак. В центропланному баці трубопровід, що йде від патрубка, змонтований у вигляді петлі в горизонтальній площині. Інший трубопровід від трійника прокладений уздовж нервюри № 10 і виведений за задній лонжерон.

На цьому трубопроводі встановлений запобіжний клапан, що конструктивно складається з вакуумного клапана і клапана надмірного тиску.

Для виключення пошкодження бака при закупорці патрубка дренажу (або наявності в ньому заглушки) система дренажу через запобіжний клапан (вакуумний клапан і клапан надмірного тиску) сполучається з атмосферою. Вакуумний клапан спрацьовує досягнувши величини розрідження в баці  $\Delta P=0,05$  кгс/см<sup>2</sup>, захищаючи бак від зминання. Клапан надмірного тиску розрахований

на спрацьовування при підвищенні тиску в баці над атмосферним на  $\Delta P=0,12 \text{ кгс/см}^2$ .

Для дренажу крилових баків з центропланного бака до нервюри № 16 прокладений трубопровід. За нервюрою № 7 в трубопровід вварено патрубок, на кінці якого встановлений клапан поплавка. У польоті без крену дренаж бака здійснюється через цей патрубок. При крені літака поплавок підіймається паливом, закриває клапан і перешкоджає попаданню палива з бака в трубопровід дренажу. Дренаж при цьому здійснюється через отвір в кінці трубопроводу біля нервюри № 16. При заливці паливом кінця трубопроводу відкривається клапан поплавка, забезпечуючи дренаж бака.

Дренаж передвитратного відсіку здійснюється через "вікна" у верхніх частинах нервюри № 16. Дренаж витратного відсіку здійснюється через отвори у верхній частині нервюри № 24.

Трубопроводи дренажу хомутами нерухомо кріпляться до елементів конструкції крила. В системі дренажу паливних баків використовуються трубопроводи з алюмінієвого сплаву АМг-2М діаметром 32 мм.

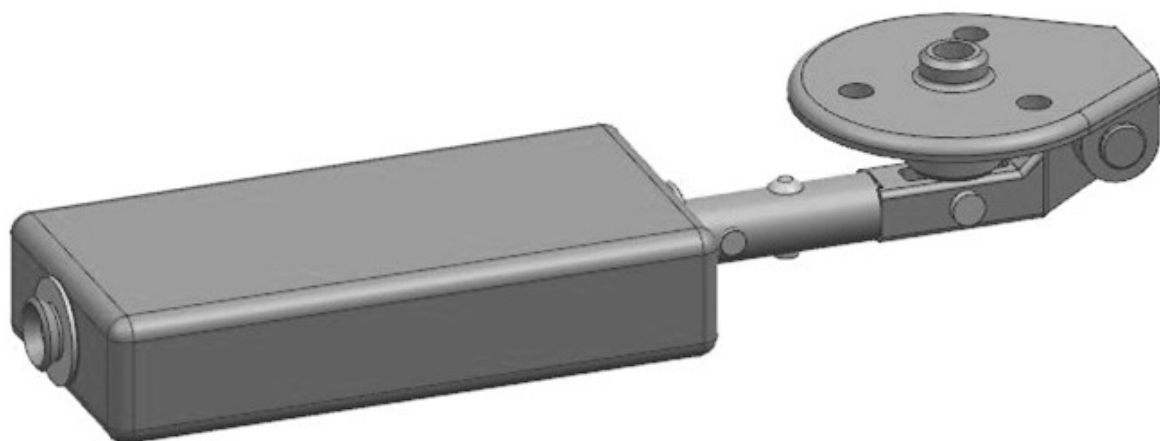


Рис.1.11. Поплавковий клапан дренажу.

## 1.10. Система централізованої заправки

Система ЦЗ призначена для заправлення літака паливом від наземних заправних засобів. Система ЦЗ забезпечує також централізований злив палива із всіх баків у наземні ємності, перекачування палива з одного паливного бака в будь-який інший з використанням паливних насосів баків, з яких перекачується паливо, а також обладнана засобами відкачування палива з трубопроводу заправлення після заправлення. Принципова схема системи централізованої заправки представлена на кресленні.

Передбачена як заправка під тиском (централізована), так і відкрита заправка через заливні горловини.

При ЦЗ паливо з штуцерів заправки (рис. 1.12) йде по трубопроводу заправки через магістральний кран, що призначений для перекриття магістралі заправки при відмовах у процесі заправлення, до перекривних електрокерованих кранів заправки, що керуються гідрокерованими клапанами (рис. 1.13), які в свою чергу зв'язані з поплавковими клапанами (рис.1.14).

При заповненні бака до потрібного рівня та у випадку відмови бакового сигналізатора датчика паливоміру поплачковий клапан перекриває доступ палива до гідрокерованого крану.

Заправка здійснюється в порядку протилежному випрацюванню палива або в усі баки одночасно.

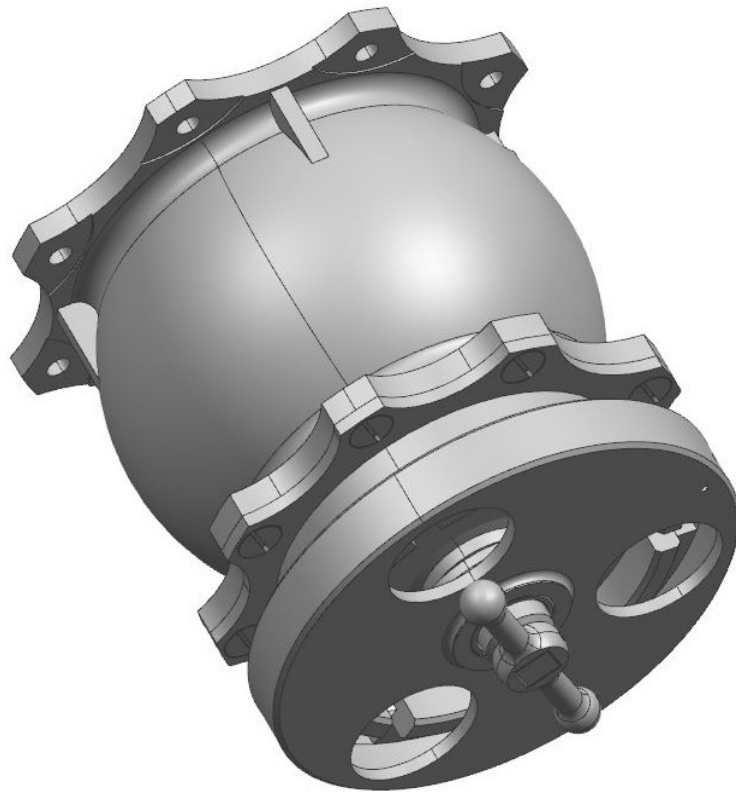


Рис. 1.12. Штуцер заправки

Зворотні клапани, що встановлені перед гідрокерованими клапанами в баках третьої черги, призначені для перекриття заправних трубопроводів при живленні двигунів паливом.

Для підведення повітря в магістральний трубопровід заправки при відкачуванні з нього палива після закінчення заправлення використовуються вакуумні клапани, що відкриваються при зниженні тиску за магістральним краном на  $0,05-0,1 \text{ кгс/см}^2$  ( $0,005-0,01 \text{ МПа}$ ) нижче атмосферного.

Передбачені наступні ступені захисту від "роздування" паливних баків:

- закриття перекривних електрокерованих кранів за сигналом ПВС;



- закриття магістрального крану за аварійним сигналом ПВС у випадку відмови електрокерованих кранів та гідрокерованих клапанів.

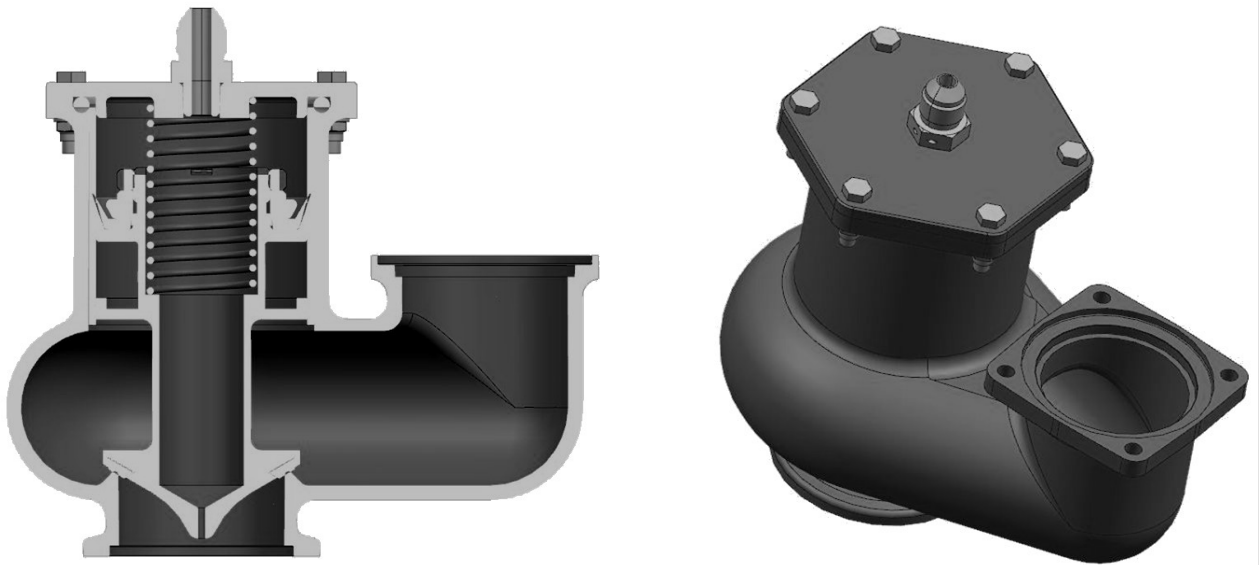


Рис. 1.13. Гідрокерований клапан

Сигналізатор тиску заправки, що встановлений після штуцерів заправки видає сигнал про необхідність зменшення тиску палива до  $4,5 \text{ кгс/см}^2$  ( $0,45 \text{ МПа}$ ) та спрацьовує при тиску палива  $(5+0,03) \text{ кгс/см}^2$  ( $0,5+0,003 \text{ МПа}$ ).

Баківі сигналізатори тиску, що знаходяться в баку0-ї черги видають сигнал на закриття всіх електрокерованих кранів заправки,

магістрального крана та на включення сирени й світлової сигналізації при підвищенні тиску в паливних баках вище  $0,25 \text{ кгс/см}^2$  ( $0,025 \text{ МПа}$ ).



Рис. 1.14. Поплавковий клапан заправки

Для температурної компенсації використовується дросель діаметром 1 мм.

Сигналізатор тиску перед насосом не дозволяє відкриття крана й включення насоса при наявності тиску палива в магістралі заправки більше  $0,8 \text{ кгс/см}^2$  ( $0,08 \text{ МПа}$ ). Сигналізатор тиску за насосом призначений для відключення насоса й закриття крана через 10-15 секунд після закінчення відкачки палива з магістрального трубопроводу заправки після падіння тиску палива за насосом нижче  $0,3 \text{ кгс/см}^2$  ( $0,03 \text{ МПа}$ );

Всі електрокеровані крани (крім магістрального) встановлені на стінці заднього лонжерона так, що їхні проточні частини перебувають у паливних баках, а електромеханізми - поза баками.

Для заправлення видаткових відсіків баків третьої черги всіх двигунів у стінках герметичних нервюр встановлені зворотні міжбакові клапани, що пропускають паливо в ці відсіки.

Передбачений як ручний, так і автоматичний режим керування заправкою палива. Вибір режиму заправки забезпечується перемикачем на пульті заправки, що встановлений в правому обтікачі шасі.

### **1.11. Висновки гідравлічних розрахунків системи подачі пального**

Паливна система літака, який ми будемо проектувати забезпечує надійне живлення двигунів паливом на всіх режимах і висотах польоту літака, при працюючих, так і знеструмлених насосах підкачки. Наявність витратного відсіку з постійною підкачкою палива струменевим насосом забезпечує надійну подачу палива при еволюціях літака. Система кільцювання забезпечує живлення двигунів від насосів одного витратного відсіку. Паливна система забезпечує живлення двигунів паливом при дії на літак негативного вертикального перевантаження, тривалістю до 32

сек. Продуктивність в перекачування палива струменевими насосами з центропланного бака в криловий, і в середині крилового бака з кореневого відсіку в передвитратний і з передвитратного відсіку у витратний відсік перевищує подачу палива на два двигуни, що працюють (на злітному режимі).

## РОЗДІЛ 2

### СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

#### 2.1. Вода в палива для газотурбінних двигунів.

Порушення працездатності паливної системи літаків за низьких температур зумовлені насамперед великою вірогідністю появи води в паливних баках у процесі експлуатації.

«Шкідливі прояви води в паливній системі в разі охолодження різноманітні, а саме :

- Накопичення води у відстої паливних баків, зумовлене безперервними тепломасообмінними процесами за великих перепадів температури та тиску ;
- Гідромеханічне та теплофізичне емульгування води в паливні ;
- Утворення інею та шуги в паливних насосів ;
- Обмерзання запобіжних сіток паливних насосів ;
- Обмерзання паливних фільтрів ;
- Обмерзання дренажу паливних баків ;
- Порушення нормальної роботи паливовимірювального комплексу та паливорегулювальної апаратури двигунів.

#### 2.2 Умови обводнення палива та кінетика вологи в паливних баках

У паливну систему літаків вода потрапляє переважно разом із заправлюваним паливом, яке обов'язково утримує певну кількість води, незважаючи на попередню наземну фільтрацію палива на шляху від резервуарів до баків літака.

Палива для ГТД, що являють собою суміш нафтових, парафінових та ароматичних вуглеводнів, мають властивість гігроскопічності, завдяки чому поглинають певну кількість вологи в технологічному процесі гідроочищення, а також з вологого повітря чи придонного шару води під час зберігання, транспортування та застосування палива.

Розчинність води в паливі залежить від його групового складу, від температури, а також від тиску та вологості повітря в надпаливному просторі. Згідно з законом Генрі рівноважна концентрація розчиненої в паливі води визначається за формулою :

$$C_B = C_0 \left( \frac{T}{T_0} \right)^n \frac{P}{P_0} \Psi_{II} \quad , \quad (\text{мас.}, \%)$$

Де  $C_0$ - максимальна Розчинність, визначена експериментально при  $T=T_0$ ;  $P=P_0$  та  $\Psi_{\text{п}}=100\%$ ;  $T, P$ - температура и тиск;  $T_0=293$  К;  $P_0=0,1$ МПа;  $n = 11,5-12,5$ - емпіричний показник;  $\Psi_{\text{п}}$ - відносна вологість повітря.

Криві максимальної розчинності води в паливах  $C_{\text{Вmax}}$  залежно від температури зображені на рис 2.1.» [5]

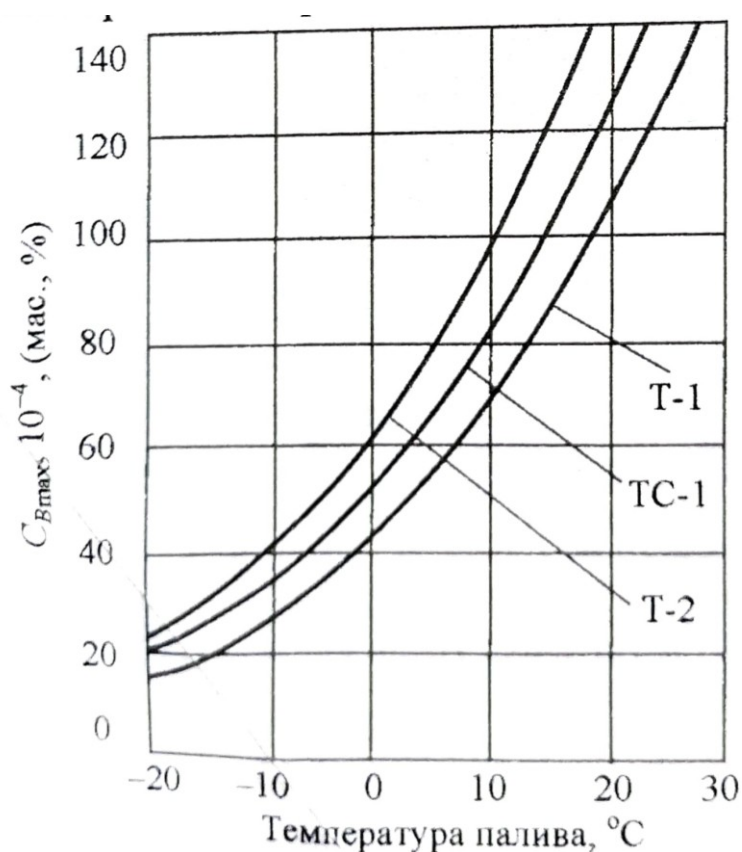


Рис. 2.1. Криві максимальної розчинності води на паливах для ГТД.

Численними експериментальними дослідженнями встановлено, що максимальна Розчинність води в товарних паливах для ГТД в експлуатаційних інтервалах температур перебуває в межах від 15-20 до 150-200 масових часток ( $10^{-4}$ (мас., %)). У польоті на паливі, насиченому розчинною водою, внаслідок падіння тиску та охолодження палива значно зменшується рівноважна Розчинність и утворюється надлишкова вода, яка частково випаровується в надпаливний простір і відкладається у вигляді конденсату та інею на охолодженій конструкції.

Крім того, деяка частина надлишкової мономолекулярної води виділяється в об'ємі палива в дисперсну фазу, що призводить до утворення емульсійної води, яка разом із паливом надходить у магістралі живлення двигунів і частково випадає у відстійних баків. Розрахунки показують, що, наприклад, при витраті 27 Т палива в типовому польоті літака Ту-154 у баках може утворитися понад 1500 мл надлишкової води.

З цієї кількості тільки близько 20% припадає на тонкодисперсну емульсійну воду, що надходить разом із паливом у двигуни. Решта надлишкової води залишається в баках у відстої чи в конденсат та інеї на не залити паливом поверхнях баків.

В умовах зберігання палив також спостерігається утворення в паливних резервуарах емульсійної води, зумовлене сезонними та добовими коливаннями температури й вологості повітря.

На рис. 2.2-2.4 показані дані фактичної обводненості палив для ГТД, здобуті вимірюваннями у дев'яти аеропортах цивільної авіації протягом 12 місяців.

З наведеного очевидно, що в період із листопада до березня включно у паливі в умовах зберігання та транспортування утворюється емульсійна вода. Це відбувається внаслідок перенасичення палива розчиненою водою і виділення дисперсної фази, а також конденсації вологи з повітря на поверхні холодного палива. При цьому концентрація емульсійної води в паливі, що надходить на заправку, може досягати  $(40...50)10^{-4}$  (мас., %).

Отже, у процесі експлуатації в паливних баках літаків накопичується вода, кількість якої залежить від застосовуваних методів та засобів її виділення.

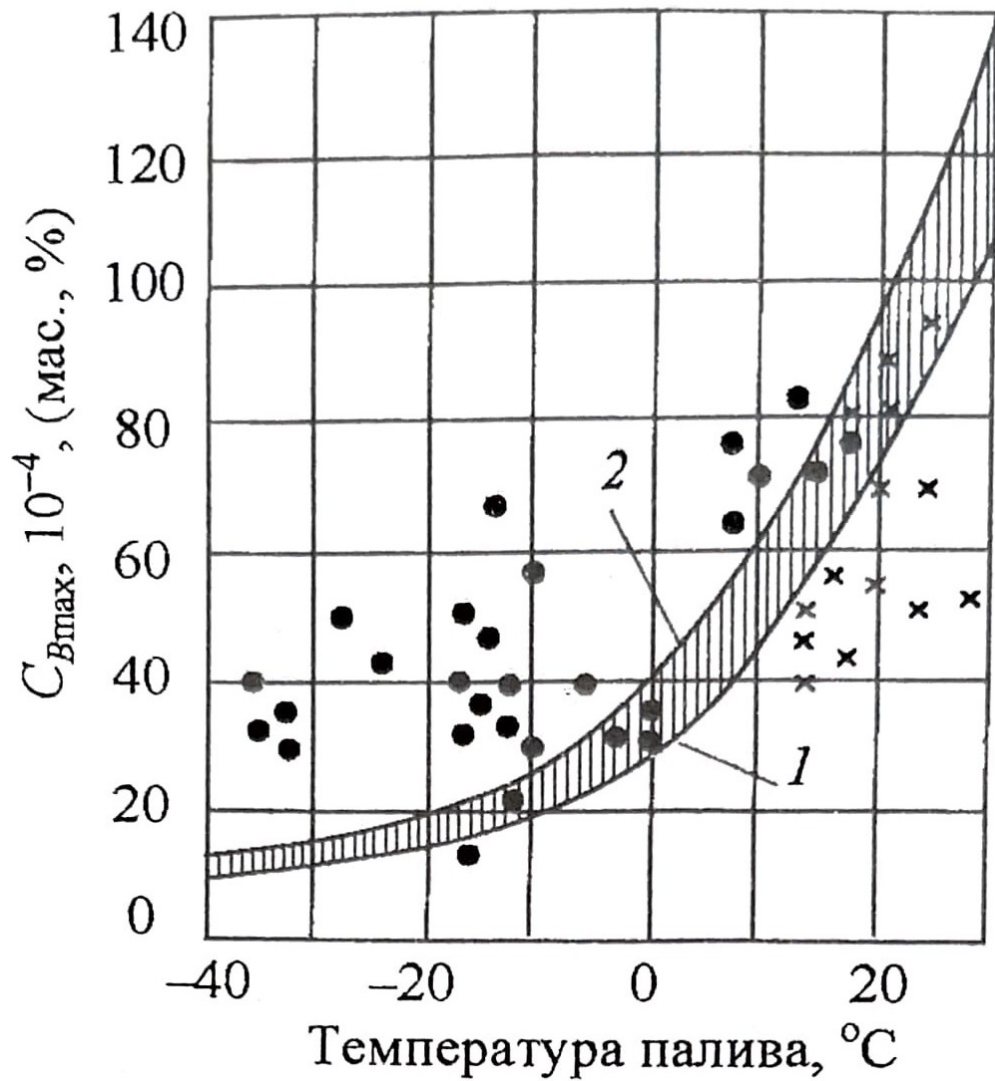


Рис.2.2. Фактична обводненість палив у аеропортах: ● – у січні; × - у липні; 1,2 – межі розчинності.

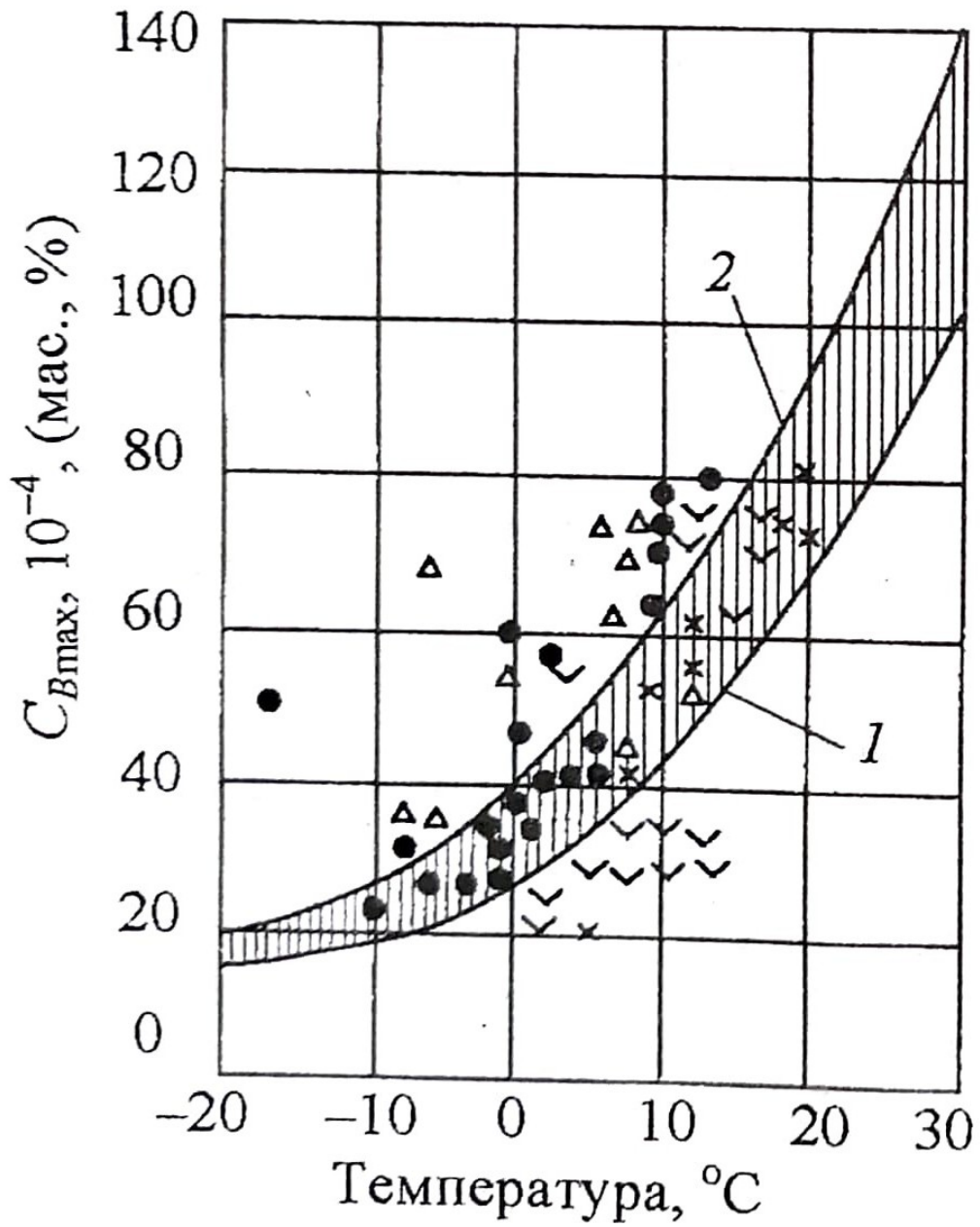


Рис.2.3. Фактична обводненість палива в аеропортах: ● – у березні; ∇ – у квітні; × – у жовтні; Δ – у листопаді; 1,2 – межі розчинності.



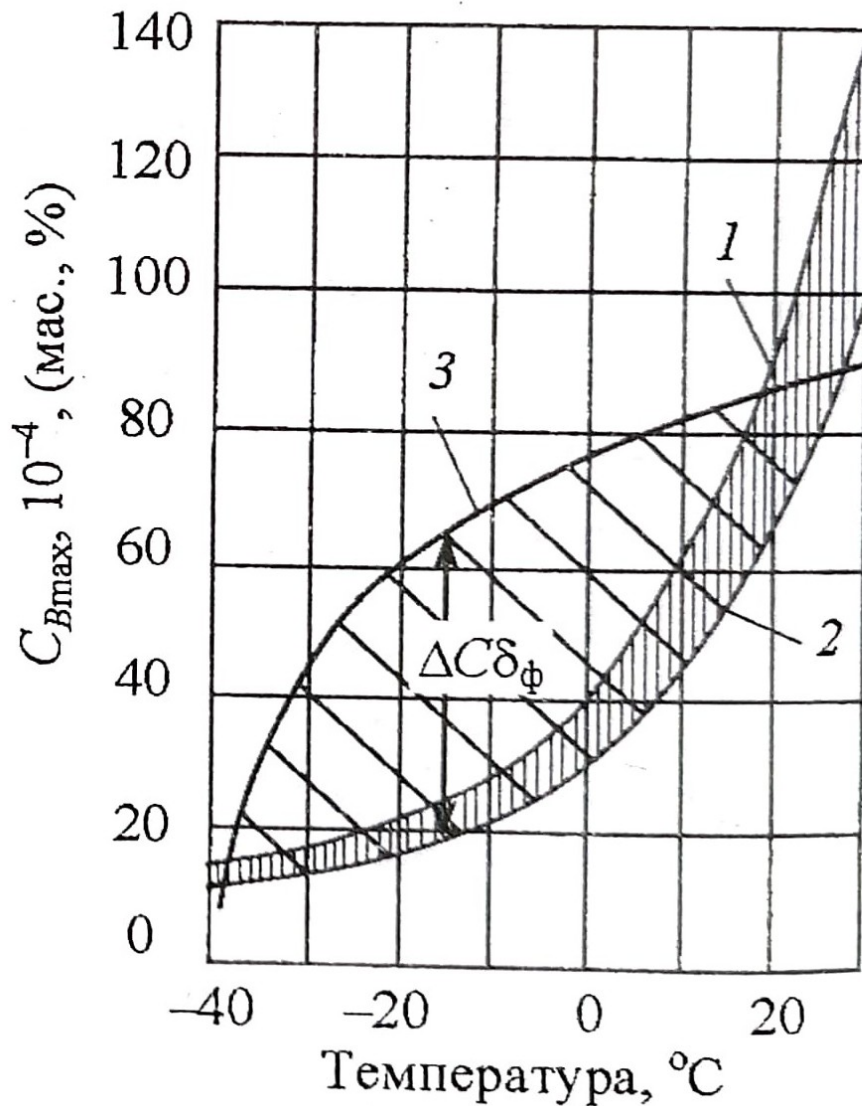


Рис.2.4. Обводненість палива в аеропортах:  
1,2 – межі розчинності.

3- огиная зареєстрованих максимальних значень фактичної обводненості

### 2.3. Причини утворення та характеристики водно-паливних емульсій.

«Причинами утворення емульсійної води у вуглеводневих паливах є :

- Механічне диспергування води відцентровими та струминними паливними насосами ;
- Виділення в паливі дисперсної водної фази внаслідок перенасичення розчиненою водою через його охолодження, а

також у разі зменшення атмосферного тиску під час набору літаком висоти ;

- Конденсація перенасиченої водяної пари в надпаливному просторі на поверхні охолодженого палива, що спостерігається в баках літаків у процесі їх дозаправлення в умовах плюсових наземних температур, а також у наземних паливних резервуарах, частково заповнених охолодженим паливом за різкого потепління.»[6]

Стійкість водно-паливної емульсії характеризується інтенсивністю її руйнування в процесі зберігання та застосування палива. Руйнування водно-паливних емульсій відбувається внаслідок :

- Седиментації і випадання у відстій мікрокрапель емульсійної води ;
- Розчнення мікрокрапель емульсійної води в паливі внаслідок випаровування розчиненої води у надпаливний простір за умов, коли температурне поле в баках сприяє інтенсивному утворенню інею, тобто виморожуванню води з палива.

Стійкість водно-паливної емульсії або тривалість повного її руйнування залежить від низки чинників, а саме :

- ✓ Концентрації емульсійної води в паливі ;
- ✓ Дисперсності емульсій, тобто розподілу дисперсної водної фази за розмірами мікрокрапель ;
- ✓ Характеристик температурного поля паливного бака чи резервуара ;
- ✓ Заповнення бака чи резервуара паливом, тобто відношення рідинної та газової частин об'єму бака.

У заповнених обводненим паливом баках за невеликих градієнтів температури, що спостерігається в разі тривалої стоянки літака із заправленими баками, переважає процес Седиментації і випадання води у відстій. У польоті у процесі виробки баків за наявності значних градієнтів температури між паливом, надпаливним об'ємом та верхньою пенеллю бака-кесона, а також унаслідок інтенсивної турбулентності в баках переважає виморожування води з палива. Це спричиняє утворення значної кількості інею в баках. Слід зазначити, що процес виморожування надлишкової води набагато швидкоплинніший за седиментацію емульсій.

На краплю води, що осідає в паливі, діють :

- Сила тяжіння

$$G_k = \frac{\pi d_k^3}{6} (\rho_B - \rho_{II}) g,$$

Де  $d_k$  - діаметр краплі;  $\rho_B, \rho_{II}$  - густина води та палива відповідно ;

- Сила опору руху сферичної краплі у в'язкому середовищі

$$Q = 3\pi d_k \rho_{II} \nu_{II} v_{осид},$$

Де  $\nu_{II}$  - в'язкість середовища ;  $v_{осид}$  - швидкість осідання.

Із умови стаціонарності руху краплі в процесі седиментації  $G_k = Q$  визначається швидкість осідання крапель залежно від їх розмірів, а також від густини та в'язкості палива :

$$v_{осид} = \frac{g}{18\nu_n} \frac{(\rho_B - \rho_n)}{\rho_n} d_k^2,$$

Для практичної оцінки інтенсивності Седиментації водно-паливних емульсій доцільно визначити тривалість осідання крапель емульсійної води в паливі на задану глибину Носід залежно від їх розмірів :

$$\tau_{осид} = \frac{H_{осид} \nu_{II} \rho_{II}}{1,96 \cdot 10^3 (1 - \rho_{II}) d_k^2}$$

У розрахунках за цією формулою застосовуються розмірності :

$\tau_{осид}$  – год ;  $H_{осид}$  – м ;  $\nu_{II}$  – м<sup>2</sup>/с ;  $d_k$  – м ;  $\rho_{II}$  – г/см<sup>3</sup> .

Дані розрахунків тривалості осідання мікрокрапель емульсійної води в паливі на глибину  $H_{осид} = 1$  м при температурі 20 °С ( $\nu_{II} = 2 \cdot 10^{-6}$  м<sup>2</sup>/с ;  $\rho_{II} = 0,8$  г/м<sup>3</sup>) наведено в табл. 1.8

Таблиця 2.1.

**Тривалість осідання мікрокрапель емульсійної води в паливі**

$d_k$ , МКМ	5	10	15	20	25	30	40	60	80	100
$\tau_{осид}$ , ГОД	160	40	17,5	10	6,4	4,4	2,5	1,1	0,62	0,4

Тривалість випадання емульсійної води у відстій баків-кесонів конкретного літака визначається через геометричні параметри крила :

$$\tau_{\text{відст}} = \tau_{\text{осід}} \cdot 0,85 \bar{c}, b,$$

Де  $\bar{c}, b$  - відносна товщина та хорда крила в місці розміщення паливних баків.

Дисперсність водно-паливних емульсій характеризується інтегральною функцією розподілу відносної маси дисперсної водної фази за розмірами крапель. Інтегральні функції водно-паливних емульсій, утворених гідромеханічним диспергуванням води відцентровим насосом (ЕВН), струменним насосом (СН), а також ультразвуковим диспергуванням (УЗД), показані на рис. 1.9.

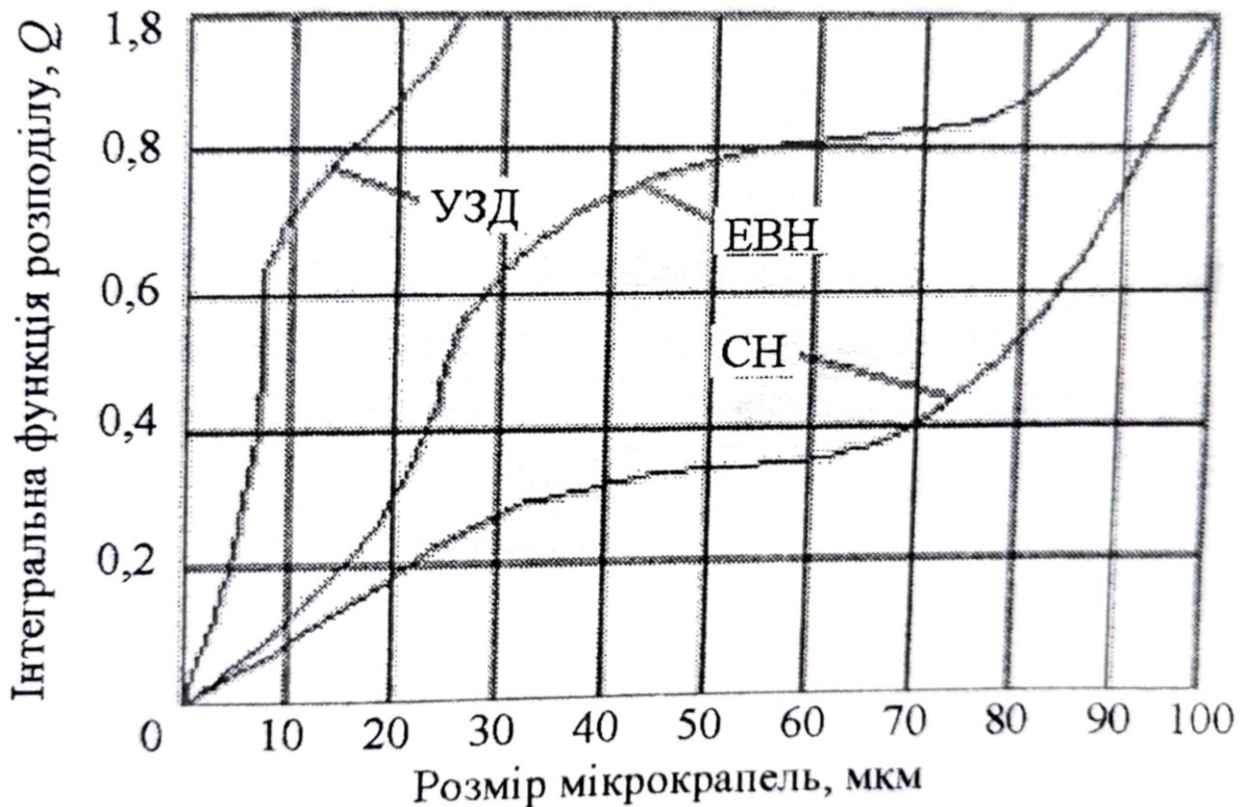


Рис.2.5. Інтегральні функції розподілу емульсійної води в паливах за розмірами крапель.

Диспергування води в паливі насосами агрегатами спостерігається в реальних паливних системах під час потрапляння в насоси відстійних води. Ультразвукові диспергування води в паливі застосовується для обводнення палива під час випробувань паливної системи. При диспергуванні води в паливі на крильчатці ЕВН утворюється емульсія,

в якій 60% емульсійної води становлять краплі таких розмірів : менші від 30 мкм – 20% ; 30-80 мкм – 20% ; понад 80 мкм – 20%. Руйнування таких емульсій у баках літаків унаслідок випадання емульсійної води у відстій ( за відсутності умов для виморожування води) характеризується даними, наведеними в табл. 2.2.

Таблиця 2.2.

**Інтенсивність осідання емульсійної води в паливних баках літаків**

	Літаки			
	Ан-124		А320	
	Паливні баки			
	кореневі	кінцеві	кореневі	кінцеві
Висота кисона , м	1,4... 1,2	0,6... 0,45	0,4... 0,3	0,25... 0,17
Тривалість випадання емульсійної води у відстій	52...44 хв	22...17 хв	15...11 хв	9...6 хв
	6,2...5,3 год	2,6...2 год	1,75...1,3 год	1,1...0,75 год
	9...7,8 год	3,9...2,9 год	2,6...1,9 год	1,6...1,1 год
	25...21,4 год	10,7...2,9 год	7,0...5,3 год	4,4...3,0 год

«Під час диспергування відстійної води струминними насосами системи довиробки палива утворюється емульсія, в якій 60% емульсійної води становлять краплі розмірами понад 70 мкм. На дисперсну фракцію 30-70 мкм припадає 10% емульсійної води. Тонка дисперсна фракція з розмірами крапель, меншими від 30 мкм, становить близько 30%.

При ультразвуковому диспергуванні води в паливі утворюється монодисперсна емульсія з розмірами крапель, не більшими від 25-30 мкм. Така емульсія надзвичайно стійка і за відсутності умов для виморожування води з палива може зберігатися в баках літака більше однієї доби. Водно-паливна емульсія, утворена ультразвуковим диспергуванням, за характеристиками Дисперсності близька до емульсій, що утворюються в баках під час охолодження палива, перенасиченої розчиною водою.»[7]

## 2.4 методи захисту паливної системи літаків від низькотемпературних порушень її працездатності

Наявні та перспективні методи захисту паливної системи літаків від низькотемпературних порушень її працездатності можна умовно розподілити згідно з принципом дії та способом реалізації на експлуатаційні, теплофізичні, масообмінні та Гідромеханічні.

До експлуатаційних методів підвищення надійності паливної системи літаків належать наземне очищення палива від забруднень та води з допомогою фільтрів-сепараторів, застосування протидокристалізаційних (ПВК) присадок (етилцелозольв і тетрагідрофурфуриловий спирт), обмеження тривалості польотів на паливах без присадок з підвищеною температурою кристалізації, контроль температури палива в баках літаків у польоті, регламент техобслуговування задля зливання відстою з паливних баків.

Наземне очищення палива від води лише зменшує вірогідність, але не включає Накопичення води в баках і таких небезпечних явищ, як Обмерзання запобіжних сіток паливних насосів, блокування струминних насосів шугою, Обмерзання паливних фільтрів.

Застосування ПВК присадок має низку недоліків, у наслідок чого у світовій авіаційній практиці відмовляються від цього методу. Передусім - це значні додаткові витрати. Додавання в паливо ПВК-рідин погіршує його спрацьовувальні властивості, у зв'язку з чим в паливо додатково необхідно вводити поверхнево-активну присадку ПМАМ. Це, своєю чергою, викликає суттєве підвищення стійкості водно-паливної емульсії. Так, за наявності в паливі 0,025% присадки ПМАМ концентрація емульсійної води після відстоювання палива протягом 6 год перевищує в 1,7 рази вміст емульсії в паливі без такої присадки за ідентичних умов емульгування та відстоювання.

Зливання відстою з паливних баків є обов'язковою операцією регламенту техобслуговування літаків і не тільки як метод видалення відстійної води, а, насамперед, як засіб контролю чистоти та обводненості заправленого палива. Однак він не виключає Накопичення в баках такої кількості води, якої досить для блокування паливних насосів у відповідних умовах.

До теплофізичних методів захисту паливної системи літаків належать :

- Захист паливних фільтрів від Обмерзання встановленням у магістралі живлення паливом двигуна перед фільтром паливно-мастильного радіатора або паливо-повітряного теплообмінника, які забезпечують підігрівання палива до плюсових температур ;

- Підігрівання палива у витратному баці із застосуванням тепла робочої рідини гідросистеми через теплообмінник лінії постійної подачі гідросистеми ;
- Стабілізація температури палива у витратних та в баках останньої черги виробки на заданому рівні із застосуванням невикористаного тепла вузла охолодження повітря системи кондиціонування повітря (СКП) або протикригової системи (ПКС).

Стабілізація температури палива в баках літака на заданому рівні є перспективним методом запобігання низько температурним порушенням працездатності паливної системи на паливах із підведення в паливні баки деякої кількості тепла, тим меншої, чим нижчий перепад між найнижчою допустимою температурою палива в баках и температурою набігаючого потоку. Тому доцільно рівень стабілізації температури брати таким, за якого перевищення цієї температури над температурою початку кристалізації палива було б мінімально допустимим. Задля реалізації енергозберігальної концепції доцільно утилізувати тепло, що відводиться в довкілля такими теплоємними системами літаків, як СПК або ПКС, а саме агрегатами охолодження повітря (ППР і ТХУ).

На сучасних літаках середньої дальності польоту питома площа ППР СКП перебуває в межах 40...64 см<sup>2</sup>/т палива відносно максимальної заправки, або 88...106 см<sup>2</sup>/т відносно кількості палива у витратних баках і баках II черги виробки. Температурні характеристики ППР забезпечують температуру продувного повітря на виході ППР не нижче ніж 10°C. З Гідромеханічних методів захисту елементів паливної системи літаків від низькотемпературних порушень її працездатності перспективним видається гідрозмивання низькотемпературних накопичень із запобіжних сіток паливних ЕЦН.

Схему паливної системи, під час застосування якої реалізується розглядувана концепція, зображено на рис. 2.6.

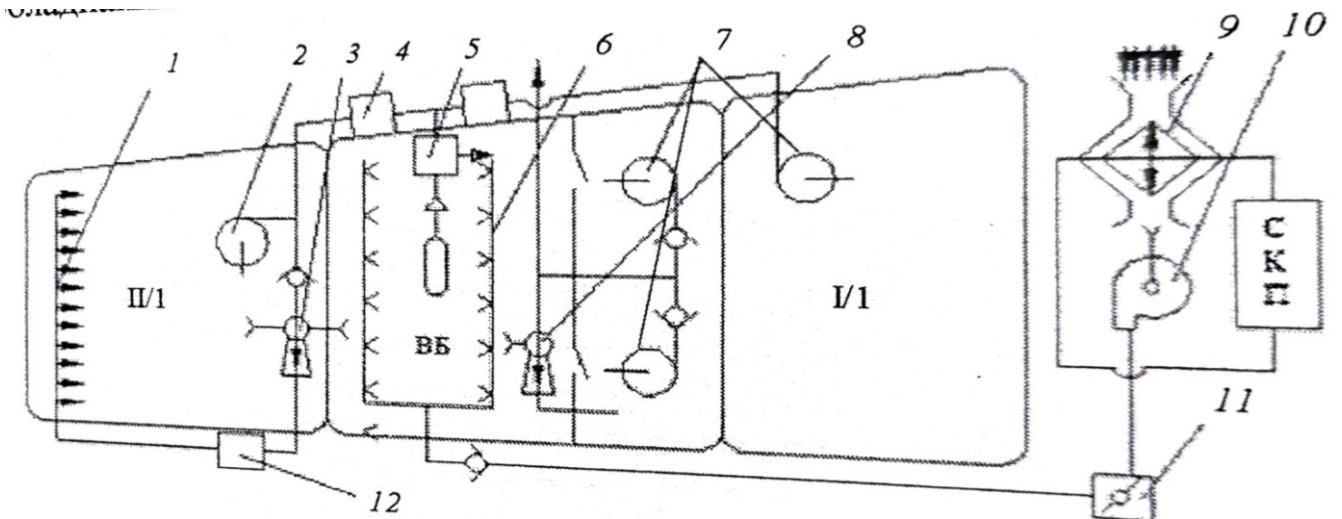


Рис.2.6. схема паливної системи , що забезпечує температуру палива в баках на рівні , вищому від ТПК.

Набігаючий потік, який відводить віз вузла охолодження СКП 9 велику кількість тепла, спрямовується вентилятором 10 (або ТХУ) через зазлінку 11 в перфоколектор 6 розміщений у витратному паливному баці (ВБ), де відбувається барботажа палива підігрітим повітрям. Теплопередача з витратного бака в бак останньої черги виробки II/1 забезпечується безперервним прокачуванням підігрітого палива струминними насосом 3 через перфоколектор 1 за відкритого крана 12, що розміщений у кінці бака I/1, і одночасним перекачуванням палива у витратний бак насосом 2 через крани 4, 5. При цьому струминний насос 8 перекачує підігріте паливо з витратного бака у насосний відсік, звідки підкачувальні насоси 7 подають його у двигун. Тепловий розрахунок балансу підведеного та відведеного від палива тепла стосовно літака типу Ту-154М в очікуваних умовах експлуатації, результати якого наведені в табл. 1.10, підтверджуючи можливість реалізації такого методу за умови оснащення паливної системи літака відповідним обладнанням.



Таблиця 2.3.

**Параметри системи стабілізації температури палива**

Рівень стабілізації температури палива, °С	Температура повітря на виході ППР, °С	Висота польоту, м	Швидкість польоту, км/год	Тривалість польоту, год	Питома площа фронту ППР, см <sup>2</sup> /т палива
Мінус 30	10	2000	400	5	36
		7000	600	5	41
		11000	850	5	47
	30	2000	400	5	21
		7000	600	5	24
		11000	850	5	27
	50	2000	400	5	15
		7000	600	5	17
		11000	850	5	19

Метод гідророзмивання полягає, як це показано на рис 2.7, у розміщенні навколо вхідної сітки ЕЦН кільцевого колектора 1 з направленою в бік сітки перфорацією, з'єднаного трубопроводом з напорною магістраллю насоса 3 через дросельний кран 4.

Під час роботи насоса в кільцевому колекторі створюється надлишковий тиск, унаслідок чого з перфоотворів витікають у напрямку сітки струмені палива з досить значною кінетичною енергією, які змивають з поверхні сітки забруднення або

низькотемпературні накопичення. Параметри перфоколектора та режим гідрозливання визначаються співвідношенням :

$$Q_{\text{ПК}} = \mu n_{\text{отв}} (\pi d^2 / 4) \sqrt{2((P_{\text{к}} / \rho_{\text{п}}) - gH_{\text{ст}})},$$

Де  $Q_{\text{ПК}}$  – подача палива через колектор ;  $\mu = 0,65$  – коефіцієнт витікання через отвори ;  $n_{\text{отв}}$ ,  $d$  - кількість та діаметр отворів ;  $P_{\text{к}}$  - тиск у перфоколекторі під час роботи насоса ;  $\rho_{\text{п}}$ ,  $H_{\text{ст}}$  - густина та висота стовпа палива над колектором відповідно.

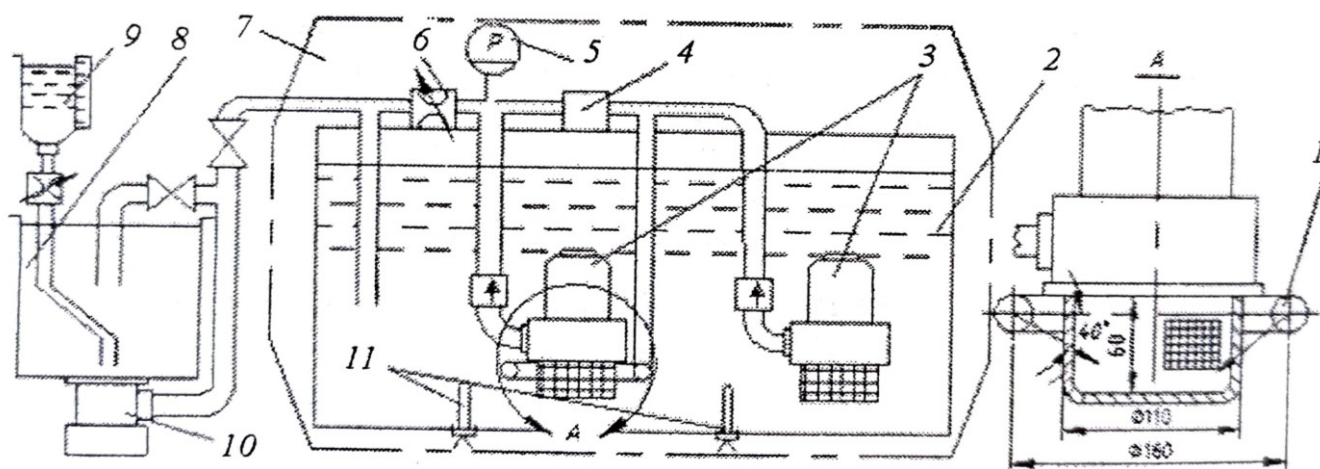


Рис.2.7. Експериментальна установка для дослідження ефективності гідроструминного захисту ЕЦН від обмерзання.

Для експериментального дослідження ефективності гідрозливання вибрані такі параметри :

- Кількість отворів у перфоколекторі - 8шт. ;
- Діаметр отворів – 2 мм ;

Тиск у перфоколекторі –  $0,6 \dots 0,9 \cdot 10^5$  Па ;

- Швидкість витікання струменів 75...93 м/с ;
- Подача палива через колектор – 675...837 л/год.

Експериментальне дослідження ефективності такого пристрою проводилося на експериментальній установці (ри 2.7) в термобарокамері 7, де було розміщено бака-кесона 2, в якому установлені два насоси, один з яких оснащений перфоколектором 1. Для вимірювання та регулювання тиску передбачено манометр 5 та

дросельний кран 6. Для обводнення палива передбачено гідромеханічним емульгатор, що складається з бака 8, відцентрового насоса 10 та дозатора води 9. Була застосована така методика експерименту.

Одночасно охолоджувалося 300 л палива в баці 2 у термобарокамері (ТБК) і готувалося 180 л водно-паливної емульсії в баці 8 емульгатора диспергуванням води на крильчатці насоса 10 з доведенням концентрації емульсії до 0,5% масової частки за температури 15°C. Після охолодження палива в баці 2 до температури мінус 15°C в цей бак закачували підготовлену емульсію і вмикали препаратований насос 3 на режим кільцевого прокачування палива через дросельний кран 6; при цьому через перфоколектор паливо не прокачували, що спричинювало Обмерзання запобіжної сітки ЕВН. Контрольним параметром, який характеризує стан вхідної сітки, слугував тиск на виході ЕВН. У міру закупорення вхідної сітки кристалами спостерігалось поступове надіння тиску за насосом і зменшення його подачі; при цьому вміст водної фази в паливі зменшувався. Після падіння тиску на виході препаратowanego насоса до 0,14.105 Па вмикався в роботу допоміжний насос 3 і тиску за препаратowanym насосом. Результати експериментальної перевірки ефективності гідрозмивання запобіжної сітки ЕЦН при її обмерзанні показані на рис 2.8.

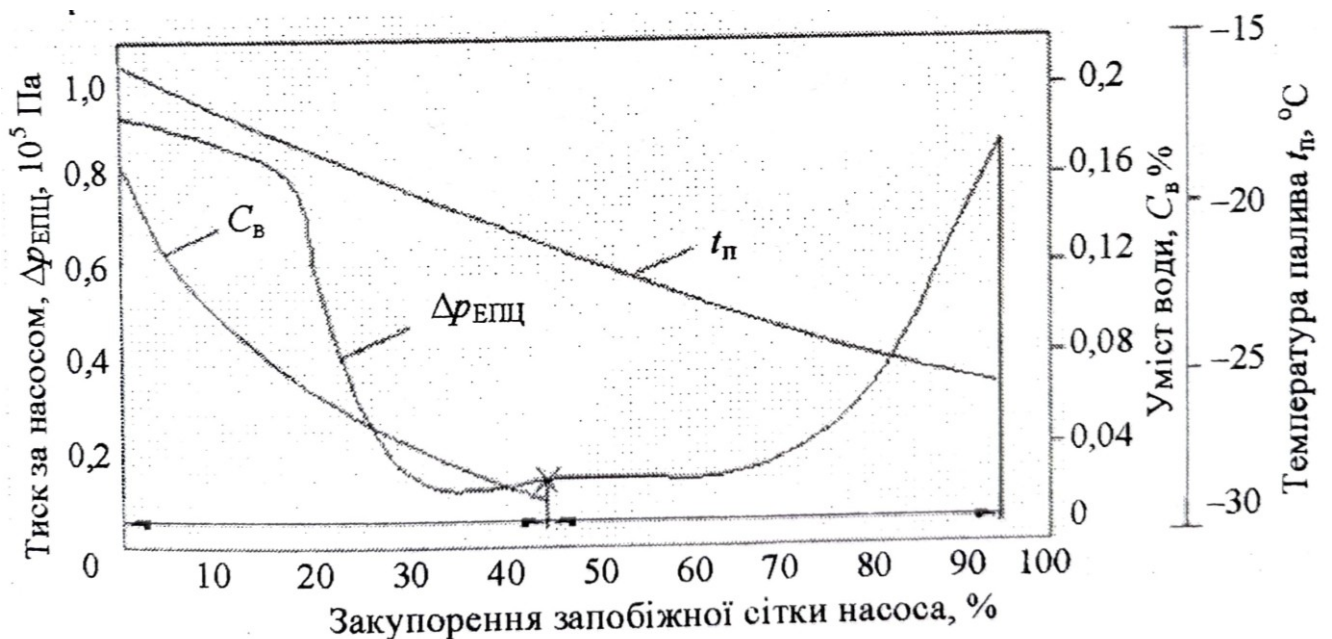


Рис.2.8. Графік ефективності застосування гідрозмивання обмерзання з ЕВН: 1- закупорення; 2- гідрозмивання

На експериментальній установці під час закупорення вхідної сітки ЕВНГр-5 працював із подачею 5000 л/год, що відповідає реальному режиму роботи цього насоса у витратних баках літака Ан-70 за перехресного живлення паливом двох двигунів з одного витратного бака у разі відмови одного з двох насосів. Як видно з показаного на рис. 2.8 графіка, інтенсивне закупорення сітки спостерігалось після 20 хв від початку роботи насоса протягом 10 хв. При гідрозмиванні відновлення тиску, тобто очищення сітки, починалося також через 20 хв від початку режиму гідрозмивання і тривало приблизно 30 хв. Отже, застосування самоочищення паливних ЕВН гідрозмиванням забруднень та низькотемпературних накопичень із запобіжної сітки може бути простим і надійним засобом підвищення експлуатаційної надійності паливної системи літака.

## **2.5. Датчики сигналізації вільної води**

Сигналізатор вільної води представлений на рис. 2.9. Конструктивно кожен датчик складається з трьох електродів з нержавіючої сталі: вимірювального 4, охоронного 5 та заземлюваного 6. Вимірювальний електрод 4 виконаний у вигляді тарілки з зубчатими краями. Заземлювач 6 представляє собою кутник, краї котрого загнути, один край являється опорною площиною датчика. Заземлювач одночасно являється вузлом кріплення датчика на об'єкті. До заземлювача заклепками кріпиться пресована ізоляційна основа 7, на якій встановлена стійка 8 з пресматеріалу з вимірювальним електродом 4. Основа та стійка розділені охоронним електродом 5.

В основу роботи системи покладений метод перетворення повного електричного опору між вимірювальним електродом датчику та заземлювачем, що змінюється скачкоподібно при зміні середовища, яке заповнює датчик.

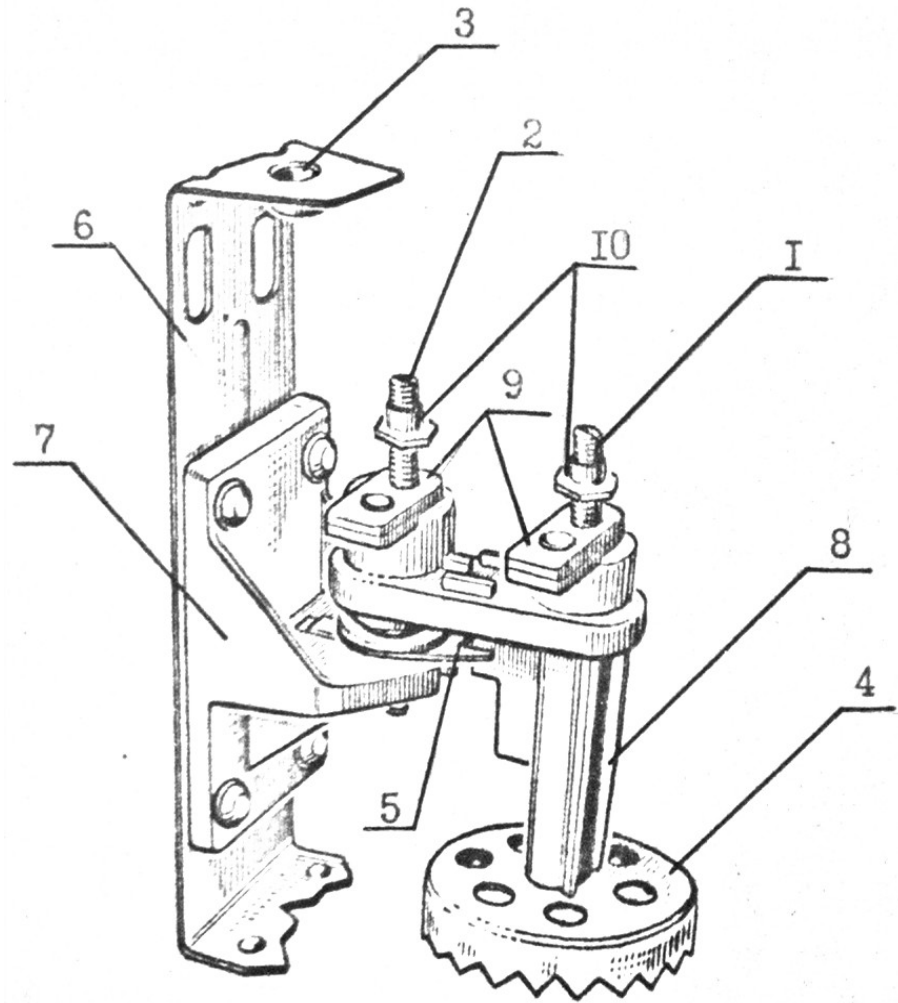


Рис. 2.9. Датчик сигналізації вільної води.

1-вивід вимірюваного електроду; 2-вивід охоронного електроду; 3-вивід заземлювача; 4-вимірювальний електрод; 5-охоронний електрод; 6-заземлювач; 7-основа; 8-стійка; 9-прижимні планки; 10-стопорні планки.

Під час диспергування відстійної води струминними насосами системи довиробки палива утворюється емульсія, в якій 60 % емульсійної води становлять краплі розмірами понад 70 мкм. На дисперсну фракцію 30 – 70 мкм припадає 10 % емульсійної води. Тонка дисперсна фракція з розмірами крапель, меншими від 30 мкм, становить близько 30 %.

При ультразвуковому диспергуванні води в паливі утворюється монодисперсна емульсія з розмірами крапель, не більшими від 25 – 30 мкм. Така емульсія надзвичайно стійка і за відсутності умов для виморожування води з палива може зберігатися в баках літака більше однієї доби. Водно-паливна емульсія, утворена ультразвуковим диспергуванням, за характеристиками дисперсності близька до емульсій, що утворюються в баках під час охолодження палива, перенасиченого розчиненою водою.

Датчик перетворює фізичні властивості рідини (електропровідність) в зміну електричного параметру (повний опір).

Принцип дії датчика сигналізації вільної заснований на відмінності електропровідності вільної води та палива. Оскільки діелектрична проникність води в 40 раз вища, ніж в палива, то даний принцип безвідмовний.

На цьому підґрунті можна стверджувати, що для бака-кесона вільна вода внаслідок її контакту з елементами конструкції літака електрично зв'язана з корпусом літака, тобто об'єми вільної води заземлені.

При збиранні води в нижній точці бака спрацьовує сигналізатор вільної води та на пульті контролю та керування заправленням це індикується біля того баку, де наявна вода. При цьому система централізованого зливу відстою палива забезпечує злив відстою до того часу, коли індикація не вимкнеться.

Зона, що контролюється датчиком знаходиться на висоті 7-12 мм від дна бака, що вище рівня обрізу забірною трубопроводу системи централізованого зливу на 3-5 мм, що забезпечує майже повний злив палива. Розставлення датчиків сигналізації вільної води не потребує значних зусиль, але являються дуже відповідальною справою.

Датчики вільної води встановлюються в нижчих точках паливних баків біля забірних трубопроводів системи централізованого зливу відстою. Спрацювання сигналізації вільної води відбувається при досягненні рівня вільної води в діапазоні від 7 до 12 мм від опорної площини датчика. При спрацюванні сигналізатору на пульті контролю та керування заправкою це індидується навпроти того баку, де наявна вода.

Використання комплексу системи централізованого зливу відстою та сигналізації вільної води дозволяє скоротити працеемність операцій зливу відстою, зменшити час виявлення води та палива, обслуговування літака, а як наслідок покращити експлуатаційну технологічність паливної системи загалом.

## **2.6. ВИСНОВОК**

Паливовимірювання дуже важливе в паливній системі, а засобом вимірювання являється датчик паливоміру. Тому його правильне та оптимальне розташування дуже впливає на роботу системи паливовимірювання та на інші системи.

Система сигналізації вільної води використовується на сучасних літаках, тоді необхідно дати правильно визначення структурі і принципам цієї системи.

В результаті виконання частини науково-дослідної, ми показали захист паливної системи літаків від низькотемпературних порушень її працездатності.

Негативні досліджені наслідки наявності вільної води в паливних баках та обґрунтована доцільність використання датчиків вільної води.

Розглянуті основні недоліки використання системи централізованого зливу та клапанів зливу без використання датчиків сигналізації вільної води.

Розглянута побудова та принцип дії датчиків паливоміру та датчиків сигналізації вільної води.



## РОЗДІЛ 3

### ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

#### **3.1. Авіаційний транспорт як один з основних забруднювачів навколишнього середовища**

«Значним забруднювачем довкілля є транспортна галузь, зокрема рухомі її засоби (автомобілі, тепловози, морські та річкові судна, повітряний транспорт), що використовують як паливо різні види нафтопродуктів, а також стаціонарні об'єкти матеріально-технічного забезпечення (склади пально-мастильних матеріалів, заправні станції, станції технічного обслуговування, майстерні тощо).

Значної шкоди довкіллю завдають відпрацьовані гази автомобілів та авіаційного транспорту, пально-мастильні матеріали, зливні води після миття автомобілів, повітряних суден та їх агрегатів, пари різних шкідливих речовин, кислот, матеріалів, які використовуються в технологічних процесах ремонту.

Повітряні судна є одним із забруднювачів навколишнього середовища. ПС забруднюють атмосферу в результаті викиду шкідливих речовин з відпрацьованими газами авіаційних двигунів. Гази викидаються в атмосферне повітря соплами і вихлопними патрубками авіадвигунів. Цей процес називається емісією авіаційних двигунів.

За 1 рік сучасний авіалайнер може виконувати до 300 зльотів та посадок. При цьому тільки за 1 добу двигунами викидається приблизно 3,5 т CO, 2 т C<sub>x</sub>H<sub>y</sub>, 1,7 т NO<sub>x</sub>. До складу відпрацьованих газів входить: оксид вуглецю (CO); вуглеводні, що неповністю згоріли C<sub>x</sub>H<sub>y</sub> ( метан, етан, ацетилен, бензол); альдегіди (оцтовий альдегід, формальдегід, акролін та ін.); оксиди азоту NO<sub>x</sub>; оксиди сірки SO<sub>x</sub>; сажа, тощо.

Прогнозований ріст повітряного транспорту у світі викликав необхідність своєчасного обмеження шкідливих викидів авіаційними двигунами. Міжнародна організація цивільної авіації (ICAO) розробила в зв'язку з цим жорсткі норми на емісію авіаційних двигунів.

Викид дренажного палива в атмосферу авіаційними двигунами нормами ICAO не допускається і повинний виключатися в процесі конструювання нових авіадвигунів і повітряних судів.

Склад відпрацьованих газів (інгредієнтів), які забруднюють атмосферу, сучасних авіаційних двигунів (пальне – гас):

- монооксид вуглецю – CO (чадний газ);
- вуглеводні, які не повністю згоріли – C<sub>x</sub>H<sub>y</sub> (метан CH<sub>4</sub>, ацетилен C<sub>2</sub>H<sub>2</sub>, етан C<sub>2</sub>H<sub>6</sub>, бензол C<sub>6</sub>H<sub>6</sub> та ін.);
- альдегіди (формальдегід HCHO, акролін CH<sub>2</sub> = CH = CHO, оцтовий альдегід CH<sub>3</sub>CHO та ін.) (виділяється у невеликих кількостях);
- оксиди азоту NO<sub>x</sub>;
- оксиди сірки SO<sub>x</sub> (виділяється невелика кількість);
- бензапірен (канцерогенна речовина) – виділяється у кількості 2...4 мг за 1 хв роботи двигуна (при тому, що допустимий рівень забруднення – 0.0001 мг на 100 м<sup>2</sup> площі);

– сажа (дрібнодисперсні частинки чистого вуглецю) – виділяється у вигляді шлейфу диму за соплами двигунів під час зльоту літака, (сажі виділяється загалом небагато).»[8]

### **3.2. Забруднення аеропорту під час технічного обслуговування повітряних суден та їх систем**

Наземні джерела забруднення можуть бути умовно розділені на „внутрішньопортові” („внутрішньозаводські”), коли шкідливі викиди розсіюються, головним чином, над територією аеропорту або ремзаводу, і „зовнішньопортові” („зовнішньозаводські”), від яких забруднюється атмосферне повітря поза територією авіапідприємства або ремзаводу. „Внутрішньопортовими” джерелами забруднення є: вентиляційні системи виробничих ділянок; склади ПММ аеропортів; спецавтотранспорт.

До „зовнішньопортових” джерел забруднення належать котлові установки. Ці джерела, особливо при несприятливих умовах, можуть істотно підвищувати концентрацію шкідливих речовин в атмосферному повітрі авіапідприємств.

Котлові установки працюють на різних видах місцевого палива, тому й характер забруднення визначається видом палива, способами його спалювання й шляхами відводу викидів.

До основних шкідливих речовин, що містяться в димових газах топок котелень, належать тверді частки й газоподібні речовини: сірчаний ангідрид ( $\text{SO}_2$ ), оксид вуглецю (CO) і оксиди азоту ( $\text{NO}_x$ ).

Однією з найважливіших умов мінімального викиду шкідливих речовин з топок в атмосферу є вибір режиму

спалювання палива, при якому досягається повне його згорання в топках.

Вентиляційні системи в підприємствах ЦА застосовуються на окремих ділянках АТБ й АРЗ, де можливе виділення шкідливих речовин. Застосовуються приточна, приточно-витяжна й місцева вентиляційні системи. При необхідності, коли повітря, що відбирається від робочих місць, містить шкідливі речовини в великих концентраціях, перед викидом в атмосферу воно очищається в пиловловлюючих і газоочищувальних установках.

Шкідливі речовини, що викидаються із виробничих приміщень, розсіюючись поблизу підприємств, забруднюють, у першу чергу, повітря самого авіапідприємства, створюючи в погано провітрюваних міжкорпусних просторах підвищені концентрації шкідливих речовин. Викиди по своєму фізичному й хімічному складу різноманітні.

Через вентиляційні системи з атмосфери виробничих ділянок, *де проводиться технічне обслуговування або ремонт авіаційної техніки*, в атмосферне повітря викидаються: пари нафтопродуктів, розчинників, лакофарбових матеріалів, лугів, кислот, аерозолі водяних розчинів їдкого, вуглекислого й фосфорнокислого натру, сірчаного ангідриду, оксидів азоту, оксид вуглецю, пилу.

Кількість шкідливих речовин, що викидаються в атмосферне повітря з виробничих приміщень АТБ й АРЗ через вентиляційні системи, може перевищувати гранично допустимі значення, що викликають ріст концентрації їх вище ГДК. Особливо це може мати місце при груповому розміщенні вентиляційних шахт, коли можливе об'єднання шкідливих викидів і навіть утворення нових шкідливих речовин більшої токсичності.

*Склади ПММ* забруднюють атмосферне повітря, головним чином, всередині територій аеропортів авіапаливами, мастильними матеріалами й спецрідинами. В атмосферу пари авіапалив надходять: при видавлюванні їх з резервуарів, ПЗ і баків повітряних суден у процесі наповнення їх паливом, у процесі „малого подиху” резервуарів, а також при випаровуванні розлитого палива через нещільності з’єднань і через недбалість у дотриманні правил заправлення повітряних судів, зберігання, транспортування й наповнення ємностей пально-мастильними матеріалами.

При наповненні ємності разом з  $1 \text{ м}^3$  повітря видавлюється в середньому  $0.015 \text{ м}^3$  насиченого пару палива щільністю  $10 \text{ кг/м}^3$ . Це значить, що, наприклад, при наповненні паливозаправника ПЗ-22 в атмосферне повітря витісняється до 3 кг легколетючих фракцій палива. Якщо врахувати, що практично обсяг споживаного повітряними судами палива перекачується не менш трьох разів (резервуар - паливозаправник - бак повітряного судна), то при споживанні повітряними судами в добу  $1000 \text{ м}^3$  палива викиди його у вигляді пару у повітря аеропорту можуть досягати 450 кг. Така маса палива може забруднити при середньодобовій ГДК для бензину  $1,5 \text{ мг/м}^3$  більше  $3 \cdot 10^8 \text{ м}^3$  повітря.

Суть „малого подиху” резервуарів полягає в тому, що при підвищенні температури зовнішнього повітря насичені пари палива й власне паливо усередині резервуара нагріваються, розширюються й пари палива видавлюються з нього через дихальний клапан (в іншому випадку резервуар буде роздутий – деформований), а в нічний час доби при зниженні температури, пари в паливі стискаються, конденсуються й це приводить до

засмоктування в резервуар зовнішнього повітря. При „малому подиху” резервуара місткістю  $5000 \text{ м}^3$  в атмосферне повітря видавлюється до 100 кг пару бензину в добу.

**Спецавотранспорт** авіапідприємств ГА забруднює атмосферне повітря оксидами вуглецю, вуглеводнями й оксидами азоту.

### 3.3. Кількісні характеристики викидів шкідливих речовин авіаційними двигунами

Кількісною характеристикою викидів шкідливих речовин авіаційними двигунами є індекс емісії  $EI$ , який показує скільки грамів даної шкідливої речовини викидається в повітря при спалюванні  $1 \text{ кг}$  пального в двигуні.

Тоді,  $[EI = \text{г/кг}]$  та існують  $EI_{CO}$ ,  $EI_{C_xH_y}$ ,  $EI_{NO_x}$  і т.ін.

Далі, наприклад, розглядаємо тільки ці 3 інгредієнти, оскільки вони найбільше забруднюють атмосферу, тому що викиди їх найвищі.

$EI$  характеризує якість організації процесу згорання в камері згорання кожного двигуна і тому пов'язаний з конструктивними і експлуатаційними характеристиками камери.  $EI$  це емісійною характеристикою двигуна.

Індекси емісії визначаються в процесі їх сертифікаційних випробувань.

Вміст інгредієнтів  $C_xH_y$  та  $CO$  у відпрацьованих газах авіаційні-двигунів обумовлений неповним згоранням палива в

двигуні. цей процес, залежить від характеристики його параметрів згорання, тоді, величини коефіцієнта повноти згорання  $\eta$  та режиму роботи двигуна.

Максимальна повнота згорання палива в двигуні має місце на розрахунковому режимі – зльотному (режимі максимальної тяги двигуна). На цьому режимі сучасні двигуни мають  $\eta = 0.97...0.99$  ( $\eta = 1.0$  при абсолютно повному згоранні, чого в дійсності досягнути неможливо). На всіх інших режимах  $\eta$  нижча, тобто, повнота згорання менша, ( $\eta = 0.75...0.85$ ), у двигуна в атмосферу викидається більше продуктів неповного згорання ( $CO$ ,  $C_xH_y$  та інших), та, відповідно, забруднення повітря збільшується.

Вміст інгредієнта  $NO_x$  у відпрацьованих газах авіадвигуна залежить від:

– величини температури суміші в камері згорання (чим вона вища, тим більше утворюється  $NO_x$ ), а вона максимальна ( $2500...3000 K$ ) на зльотному режимі;

– часу перебування суміші в камері згорання (чим він більший, тим більше утворюється  $NO_x$ ), а це має місце на невеликих швидкостях літака.

Тобто, максимальний викид  $NO_x$  має місце на зльотному режимі двигуна і режимах, близьких до нього (при здійсненні зльоту літака і при наборі ним висоти польоту).

Очевидно, що викид шкідливих речовин (тобто, емісія авіадвигуна) залежить від режиму його роботи і тривалості роботи на цьому режимі.

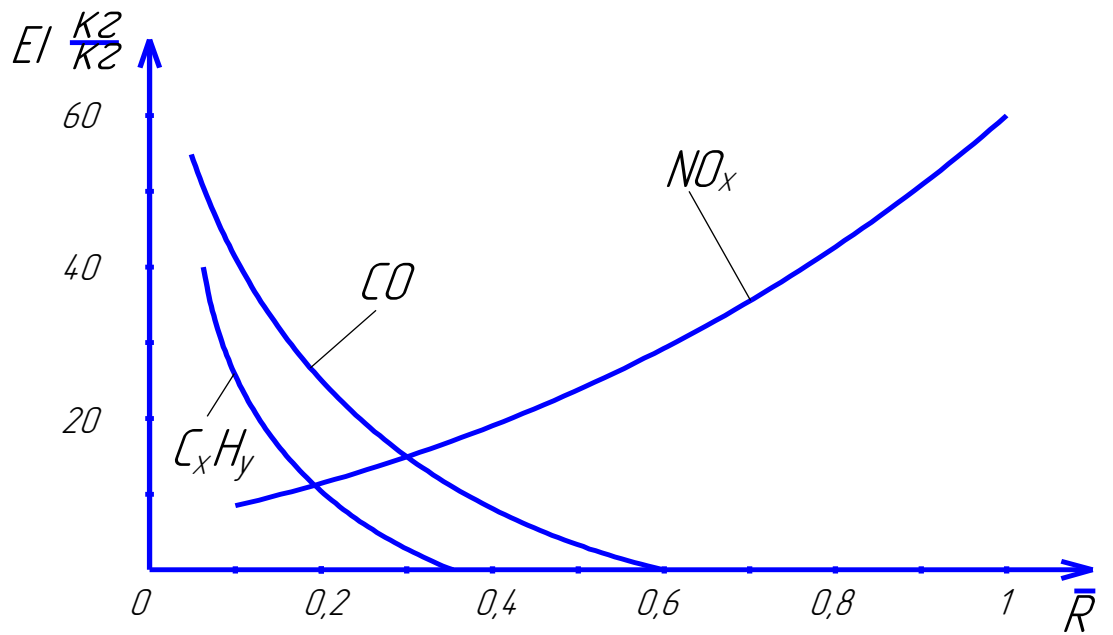


Рис. 3.1 Залежність емісії шкідливих речовин від режиму роботи типового сучасного авіадвигуна.

Середньостатистичні значення деяких параметрів сучасних авіаційних двигунів залежно від режимів роботи та їх тривалості наведені у таблиці

Таблиця 3.1

№ режиму	Назва режиму роботи двигуна	Відносна тяга, R	Тривалість режиму t, хв
1	Малий газ (холостого ходу при рулінні перед зльотом)	0,07	15
2	Зльотний режим	1	0,7
3	Набору висоти	0,85	2,2
4	Заходу на посадку	0,3	4
5	Малий газ (при рулінні після посадки)	0,07	7



Визначаючи під час сертифікації індекс емісії на відповідних режимах роботи двигуна, знаходять контрольний параметр емісії

$$\frac{M}{R_0} = \left[ \frac{\text{гп}}{\text{кН}} \right]$$

Нормами ІСАО по контролю параметрів емісії для авіаційних двигунів встановлено наступні значення:

$$\frac{M_{CO}}{R_0} \leq \frac{\text{г}}{\text{кН}}, \quad \frac{M_{CH_4}}{R_0} \leq \frac{\text{г}}{\text{кН}}, \quad \frac{M_{NO_x}}{R_0} \leq \frac{\text{г}}{\text{кН}}$$

### 3.4. Розрахунок контрольних параметрів емісії двигуна CFM56-5B

Розрахуємо контрольні параметри емісії двигуна CFM56-5B, який застосовується на повітряному судні, що проектується в даній дипломному проекті.

Кількість шкідливих речовин, що викидаються літаком в зоні аеропорту знаходиться як сума викидів під час наземних операцій і викидів шкідливих речовин під час зльоту і посадки:

$$M_{\text{total}} = M_{\text{ground}} + M_{\text{takeoff}} + M_{\text{landing}}$$

Викиди під час наземних операцій знаходяться за наступною формулою

$$M_{\text{ground}} = \sum K_i \cdot C_{\text{fuel}} \cdot R_{\text{fuel}}$$

де  $K_i$  - коефіцієнт викиду і-го інгредієнта під час наземних операцій,

$$C_{\text{fuel}} - \text{маса пального}$$

$$R_{\text{fuel}} - \text{питома витрата пального на режимі малого газу}$$

$R_{\text{МГ}}$  - тяга на режимі малого газу

$t_{\text{МГ}}$  - час операції на режимі малого газу

Викиди шкідливих речовин під час зльоту та посадки



де  $W_i = \left[ \frac{\text{КГ}}{\text{ГОД}} \right]$  - масова швидкість емісії, що вказує скільки

речовини виділяється на даному режимі роботи двигуна за 1 годину часу,

$T_1, T_2, T_3$  - час злітно-посадочних операцій.

**Вихідні дані для розрахунків:**

Тяга двигуна  $R_0=120$  кН

Тяга двигуна на режимі малого газу  $R_{\text{МГ}}=84$  кН

Питома витрата пального

$$C_{\text{ПИТМГ}} = 0.027 \left[ \frac{\text{КГ}}{\text{Н} \cdot \text{ГОД}} \right]$$

Час зльоту  $T_1=0,0117$  год

Час набору висоти  $T_2=0,0367$  год

Час заходу на посадку  $T_3=0,067$  год

Коефіцієнти викиду шкідливих речовин під час наземних операцій

:

$$K_{\text{СО}} = 0,1 \frac{\text{КГ}}{\text{К}}, \quad K_{\text{СН}} = 0,05 \frac{\text{КГ}}{\text{К}}, \quad K_{\text{NO}_x} = 0,05 \frac{\text{КГ}}{\text{К}}$$

Масова швидкість емісії під час зльоту :

$$W_{\text{СО}1} = 10,2 \frac{\text{КГ}}{\text{ГОД}}, \quad W_{\text{СН}1} = 2,5 \frac{\text{КГ}}{\text{ГОД}}, \quad W_{\text{NO}_x1} = 102 \frac{\text{КГ}}{\text{ГОД}}$$

Масова швидкість емісії під час набору висоти :

$$W_{\text{СО}2} = 8,8 \frac{\text{КГ}}{\text{ГОД}}, \quad W_{\text{СН}2} = 3,8 \frac{\text{КГ}}{\text{ГОД}}, \quad W_{\text{NO}_x2} = 70 \frac{\text{КГ}}{\text{ГОД}}$$

Масова швидкість емісії під час посадки :

$$W_{\text{СО}3} = 12,3 \frac{\text{КГ}}{\text{ГОД}}, \quad W_{\text{СН}3} = 5,07 \frac{\text{КГ}}{\text{ГОД}}, \quad W_{\text{NO}_x3} = 16 \frac{\text{КГ}}{\text{ГОД}}$$

**Викиди СО становлять:**



$$M_{\text{coH}} = 0,0193 \cdot 0,027 \cdot 8400 \cdot 0,367 = 1,60644 \text{ кг}$$



$$M_{\text{co3-П}} = 10,2 \cdot 0,0117 + 8,8 \cdot 0,0367 + 12,3 \cdot 0,067 = 1,2664 \cdot \text{кг}$$



$$M_{\text{coАП}} = 1,60644 + 1,2664 = 2,8728 \cdot \text{кг}$$

**Контрольний параметр емісії СО:**

$$\frac{M_{\text{coАП}}}{R_0} = \frac{2,8728 \cdot 10^3}{120} = 23,94 \cdot \frac{\text{г/л}}{\text{кН}}$$

**Викиди СН становлять:**



$$M_{\text{снH}} = 0,0034 \cdot 0,027 \cdot 8400 \cdot 0,367 = 0,283 \cdot \text{кг}$$



$$M_{\text{сн3-П}} = 2,5 \cdot 0,0117 + 3,8 \cdot 0,0367 + 5,07 \cdot 0,067 = 0,5084 \cdot \text{кг}$$



$$M_{\text{снАП}} = 0,283 + 0,5084 = 0,7914 \cdot \text{кг}$$

**Контрольний параметр емісії СН:**

$$\frac{M_{\text{снАП}}}{R_0} = \frac{0,7914 \cdot 10^3}{120} = 6,595 \cdot \frac{\text{г/л}}{\text{кН}}$$

**Викиди NO<sub>x</sub> становлять:**



$$M_{\text{no}_x\text{H}} = 0,0084 \cdot 0,027 \cdot 8400 \cdot 0,367 = 0,699 \cdot \text{кг}$$



$$M_{\text{no}_x\text{3-П}} = 102 \cdot 0,0117 + 70 \cdot 0,0367 + 10,5 \cdot 0,067 = 4,4659 \cdot \text{кг}$$



$$M_{\text{no}_x\text{АП}} = 0,699 + 4,4659 = 5,1649 \cdot \text{кг}$$

### Контрольний параметр емісії $\text{NO}_x$ :

$$\frac{M_{\text{no}_x \text{АП}}}{R_0} = \frac{5,1649 \cdot 10^3}{120} = 43,0408 \cdot \frac{\text{гР}}{\text{кН}}$$

### 3.5. Шляхи зниження емісії авіаційних двигунів

Для зниження емісії продуктів неповного згорання палива ( $\text{CH}$  і  $\text{CO}$ ) при конструюванні необхідно збільшувати коефіцієнт повноти згорання палива, від якого залежить індекс емісії  $EI_{\text{CO}}$  й  $EI_{\text{CH}}$ . Це може досягатися застосуванням систем попереднього випаровування палива, збагаченням паливно-повітряної суміші в зоні горіння й збільшенням числа зон горіння в камері згорання, що дозволяє регулювати роботу двигунів шляхом включення або відключення частини форсунок. Незавжди бачити, що ці конструктивні заходи приводять до зниження питомої витрати палива, тобто поліпшенню економічності авіадвигунів, а отже, і до зниження індексів емісій  $\text{CO}$  і  $\text{CH}$ . Таким чином, розв'язання задачі підвищення економічності авіадвигунів магістральних літаків, що стоїть в цей час перед конструкторами, автоматично приводить до вирішення задачі по зниженню емісії  $\text{CO}$  і  $\text{CH}$  від цих двигунів.

Задача зниження емісії  $\text{NO}_x$  є більш складною при розробці перспективних двигунів для магістральних літаків. Справа в тому, що задача підвищення економічності перспективних авіадвигунів пов'язана з ростом ступеня підвищення тиску в камері згорання або ростом температури повітря за компресором на виході в камеру згорання  $T_k$ . Ріст  $T_k$ , у свою чергу, веде до зростання емісії  $\text{NO}_x$ .

Для зниження емісії окислів азоту  $\text{NO}_x$  авіадвигунами можуть застосовуватися наступні *конструктивні рішення*: упорскування води в зону горіння; застосування двох- і багатозонних камер згорання; застосування в камерах згорання каталітичного горіння, при якому температура газів у зоні горіння знижується; збідніння горючої паливно-повітряної суміші. Остання міра, однак, приводить до зростання емісії продуктів неповного згорання палива на режимі малого газу. У двохзонних камерах паливо згорає у два етапи в різних частинах камери, причому в першій зоні забезпечується оптимальне згорання палива на режимі

„малого газу”, наприклад, при рулінні по аеродрому, а в другу зону паливо при цьому не подається. На режимах зльоту, набору висоти й крейсерського польоту до роботи підключається друга зона камери згорання, забезпечуючи оптимальний процес згорання й необхідну тягу. Процес згорання в другій зоні йде при більш низьких температурах, чим в однозонних камерах згорання, а це приводить до зниження емісії окислів азоту.

У значній мірі зниження емісії диму в цей час досягнуто на ряді останніх моделей авіадвигунів, таких як **CFM International CFM56-5B, PW6000A і IAE V2500A5**, очевидно, у найближчому майбутньому в конструктивному плані не буде становити труднощів.

*Експлуатаційні методи зниження емісії* шкідливих речовин від авіаційних двигунів засновані на скороченні тривалості й зміні режимів роботи двигунів у зоні аеропорту на етапі „запуск - руління - зліт - руління після посадки на стоянку”. Зниження емісії шкідливих речовин від авіадвигунів

у зоні аеропорту може досягатися: буксируванням повітряних суден зі стоянки до злітної посадкової смуги (ЗПС); рулінням повітряних суден на частині працюючих двигунів; найвигіднішим розподілом ПС по ЗПС (коли більше однієї ЗПС) при їхніх зльотах і посадках. Впровадження буксирування ПС може знизити емісію продуктів неповного згорання палива на етапі „запуск - руління” до зльоту на 50%, окислів азоту - 5%, а економію палива на 25%. Застосування цього методу виправдано, якщо викиди буксировщика незначні або він працює, наприклад, на електротязі.

Руління літака до зльоту й після посадки на двох або одному двигунах знижує сумарну масу викидів шкідливих речовин за злітно-посадочний цикл. При рулінні 3-х двигунного літака: із двома працюючими двигунами до 25%, з одним – до 55%; при рулінні 4-х двигунного літака: із двома – до 50%, з одним – до 80%. Скорочення часу затримки в зоні очікування перед зльотом знижує масу викидів до 1...2%. Оптимальний розподіл літаків по ЗПС при наявності декількох смуг веде до зниження маси викидів до 15% й економії палива до 10%.

***Нові види палив для повітряних суден.*** Проблема економії паливно-енергетичних ресурсів викликала інтерес до розробки альтернативних синтетичних палив і застосування рідкого водню як палива, у тому числі й для повітряних суден. Природно, вид палива істотно зумовлює вигляд й льотно-технічні характеристики повітряного судна, у тому числі й ступінь забруднення навколишнього середовища. Параметричні дослідження, проведені для повітряних суден на 400 пасажирів з дальністю польоту 10000 км і крейсерською швидкістю, що відповідає  $M=0,85$ , що працюють

на синтетичному авіагасі, рідкому метані й рідкому водні, показали переваги рідкого водню, як економічно доцільного й менш забруднюючого навколишнє середовище.

Теплотворна здатність водню на 280%, а метану на 16% вище, ніж в авіаційного гасу Т-1. Однак по об'ємних теплотворних здатностях водень і метан поступаються гасу через їхню знижену щільність. Тому для розміщення рівноцінного запасу палива на повітряному судні потрібно замість 1 м<sup>3</sup> гасу 4,25 м<sup>3</sup> водню або 1,66 м<sup>3</sup> рідкого метану. При роботі ГТД на рідкому водні основні труднощі представляє розробка системи регулювання й подачі рідкого водню від бака до паливних форсунок, розробка матеріалів і забезпечення ефективного спалювання водню в камері згорання.

Проблеми, що виникають при застосуванні рідкого водню в авіаційних ГТД, полягають в розробці дешевих засобів одержання, зберігання й завантаження паливних баків. Вартість теплової одиниці водню в 3...4 рази в цей час вище, ніж у гасу, однак у майбутньому, як показують прогнози, вони зрівняються. Необхідно створити названий комплекс, що забезпечує безпеку використання, зберігання й застосування рідкого водню. Вартість цих робіт складе приблизно 40% вартості всієї програми по застосуванню рідкого водню в авіації.

Таким чином, для зниження забруднення атмосфери повітряними судами цивільної авіації необхідний комплекс заходів, що повинен включати: удосконалення авіадвигунів і повітряних суден; застосування більш досконалих методів експлуатації; екологічно доцільний рух повітряних суден в аеропортах і на підходах до нього.

Як видно, обмеження емісії авіадвигунів на основі вдосконалення конструкції двигунів і систем повітряних суден може

бути досягнуто тільки протягом тривалого часу з постійним переходом до більш твердих вимог. Найбільш віддалена перспектива, як видно, пов'язана з переходом на нові види палива й, зокрема, на водень.

*Зниження емісії шкідливих речовин від наземних джерел авіапідприємств.* Розвиток виробничої бази аеропортів й АРЗ і зростаючі вимоги до охорони навколишнього середовища вже зараз ставлять перед проєктувальниками питання про необхідність використання методів розрахунку забруднення повітря на виробничих площадках, що обумовлюють можливість прийняття правильних рішень при проєктуванні вентиляційних систем з урахуванням перспективи розвитку як окремих цехів, ділянок, так і підприємства в цілому, а також з урахуванням гігієнічних норм ГДК шкідливих речовин в атмосфері підприємства й метеорологічних особливостей обраної місцевості.

Захист й оздоровлення атмосферного повітря авіапідприємств може забезпечуватися тільки комплексом захисних мір, в основі яких лежать міри конструктивно-технологічного й планувального характеру.

Однією з найбільш ефективних й економічно доцільних мір скорочення емісії шкідливих речовин в атмосферу авіапідприємств вважається перехід котелень на опалення природним газом, а також обладнання їх золовловлюючою апаратурою. У цей час у всіх проєктах котелень, що працюють на твердому паливі, передбачається обладнання їх золовловлювачами батареїного типу „Циклон”, що вловлюють до 80% зольних часток у димових газах, які відходять.

*Зниження викидів через вентиляційні системи* досягається оснащенням їх пиловловлювачами, бризовловлювачами й поглинаючими фільтрами. Якщо кількість шкідливих речовин, що



викидаються, незначна й може викликати підвищення ГДК на території підприємства, то конструкція вентиляційної системи повинна забезпечити розсіювання в атмосферному повітрі шкідливих речовин при найбільш несприятливих метеоумовах даної місцевості – силі й напрямку вітру, атмосферних опадах, тиску й т.п.

*Зниження емісії палив на складах ПММ* досягається при реалізації ряду технічних заходів, що перешкоджають випаровуванню авіабензинів й авіагасу з резервуарів при їхньому наповненні, „дыханні”, заборі палива з них і т.п.; розливу ПММ на поверхні обладнання, землі, бетонній підлозі при наповненні ємностей, паливозаправників і повітряних суден; ліквідуючих можливість витіки через нещільності фланцевих з’єднань, щілини, розриви й тріщини; усуваючих можливість нагромадження нафтопродуктів на території складу; спрямованих на збір і використання пролитих і відпрацьованих продуктів для потреб народного господарства й для переробки з метою відновлення й повторного використання ПММ.

Для впровадження вищезгаданих заходів необхідно реалізувати наступні організаційні й технічні рішення: автоматизувати й механізувати процеси прийому, відпустки й зберігання ПММ; застосовувати передперонні пункти наливу паливозаправників, насоси, що мають спеціальні сальникові й торцеві ущільнення; герметизувати зливно-наливні пристрої й трубопровідні комунікації; застосовувати системи ЦЗЛ і нижнього наповнення паливозаправників і маслозаправників, при зливно-наливних операціях пристрої закритого типу, прилади з високою точністю виміру нафтопродуктів, що не допускають переливу палива в ємності; виключати, по можливості, фланцеві з’єднання при

монтажі трубопроводів; фарбувати поверхні наземних резервуарів променевідбиваючими фарбами; застосовувати пристрої для зливу й відстою ПММ закритого типу; утилізувати миючі розчини, використані при хіміко-механізованому способі зачищення резервуарів.

**Висновок:** таким чином, виконавши розрахунок викидів шкідливих речовин двигуном **CFM International CFM56-5B**, встановлено; по контрольним параметрам емісії, даний двигун задовольняє нормам ІСАО тому що жодна з цих величин не перевищує допустимі норми.

## РОЗДІЛ 4

### ОХОРОНА ПРАЦІ

#### **4.1. Небезпечні і шкідливі виробничі чинники під час експлуатації або ремонту проектованого об'єкту**

«Заходи безпеки при технічному обслуговуванні і ремонті ЛА регламентуються: державними та галузевими стандартами; системами стандартів безпеки праці; інструкціями по здійсненню польотів, технічної експлуатації та ремонту авіаційної техніки; регламентами технічного обслуговування; технологією ремонту, посібниками і інструкціями з безпеки праці і т.д.

Небезпечні і шкідливі виробничі чинники викладені в ГОСТ 12.0.003-74 “Опасные и вредные производственные факторы”.

При підготовці засобів заправки та при заправці літака, а також під час обслуговування паливної системи може діяти багато небезпечних та шкідливих виробничих факторів. Основними з них є:

- підвищена або понижена вологість повітря;
- підвищена або понижена рухомість повітря;
- підвищений рівень статичної електрики;
- відсутність або недостатність природного світла;
- недостатня освітленість робочої зони;
- підвищений рівень вібрації;
- підвищений рівень шуму на робочому місці;
- підвищена або понижена температура повітря робочого середовища;
- рухомі машини та механізми; незахищені рухомі елементи виробничого обладнання; рухомі вироби, заготовки, матеріали.

**Підвищена або понижена рухомість повітря.** Даний чинник може спостерігатися за наступних умов: підвищена рухомість повітря – при обслуговуванні ПС на відкритих майданчиках можуть виникати раптові пориви вітру, викидання відпрацьованих газів двигунами, що працюють; понижена рухомість повітря спостерігається у закритих частинах літака (кесон крила, технологічні люки та кришки), куди обмежений доступ повітря.

**Відсутність або недостатність природного світла та недостатня освітленість робочої зони.** Відсутність або недостатність природного світла при заправці літаків (в темний чи перехідний період доби) значно погіршує умови праці та може стати причиною допущення помилок під час виконання своїх обов'язків обслуговуючим персоналом.

**Підвищений рівень вібрації та підвищений рівень шуму.** Як правило ці чинники обумовлені роботою двигунів як самого повітряного судна, що обслуговується, так і літаків та заправних станцій, розташованих поблизу.

**Підвищена або понижена температура повітря робочого середовища.** Тут слід відзначити вплив температури навколишнього середовища у різні пори року (влітку – підвищена температура, взимку – понижена); підвищену температуру поверхонь заправних засобів та літаків при умовах високої сонячної радіації, а також підвищену температуру поверхонь вихлопних систем самохідних заправних засобів (ПЗ) або автономних двигунів приводу насосів засобів заправки в умовах високої сонячної радіації; понижену температуру поверхонь заправних засобів та літаків при відборі проб палива із фільтрів, фільтрів-сепараторів, при зливі відстою палива, перед заправкою та після заправки літаків ПММ в умовах низьких температур.

**Рухомі машини та механізми; незахищені рухомі елементи виробничого обладнання; рухомі вироби, заготовки, матеріали.** До цієї групи небезпечних та шкідливих виробничих чинників відносяться: рушійні самохідні та пересувні в ручну засоби заправки – заправні агрегати системи «ЦЗЛ», паливозаправники (ПЗ), авто паливні цистерни (АПЦ), фільтрозаправні агрегати (ФЗА), установки для заправки літаків (УЗЛ), рулюючі літаки; незахищені елементи літаків, що рухаються, повітряні гвинти які обертаються, щоб підрулити до площадок для заправки на тимчасових аеродромах, використання авіації в народному господарстві; рухомі роздавальні рукави з роздавальними кінцівками; та інше.»[9]

## **4.2 Технічні і організаційні заходи для зменшення рівня впливу небезпечних та шкідливих виробничих чинників**

### **4.2.1. Інженерно-технічні та організаційні засоби по запобіганню можливого впливу шкідливих і небезпечних факторів на працюючих**

Підвищений рівень статичної електрики на поверхнях заправних засобів та літаків при перекачуванні та зливі палива по трубам та роздавальним рукавам;

#### Інженерно-організаційні рішення:

До опускання роздавального крана (пістолета) в заправну горловину при верхній заправці або перед стиковкою роздавального наконечника із штуцером ЦЗЛ при нижній заправці штирі вирівнювання потенціалів статичної електрики, передбачені на роздавальних кранах (пістолетах) та наконечниках, повинні бути приєднані до відповідних гнізд на заправних горловинах та штуцерах літаків. При відсутності вказаних гнізд на горловині літаків з верхньою заправкою необхідно до опускання заправного наконечника в заправну горловину літака доторкнутися заправним наконечником до обшивки літака на відстані не менше 1,5 м від заправної горловини. Заливні горловини виконуються за розмірами, згідно стандартам (ГОСТ 1213-67). Час заправки відкритого типу всіх баків не повинен перевищувати 10 хв. Подача палива при закритій заправці повинна бути не менш 25 л/с через кожний заправний штуцер при тиску, не більш 0,45 МПа.

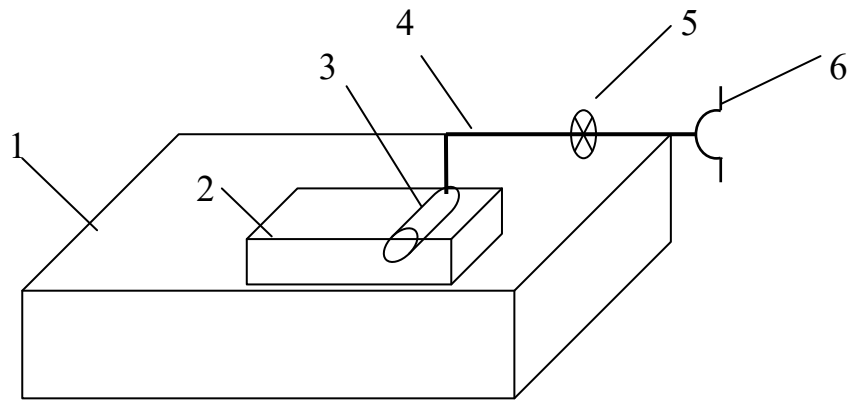
Розташування робочого місця заправника ПММ або робочої зони поблизу від неогороджених перепадів по висоті на 1,3 м та більше.

«В процесі підготовки ПЗ та верхньої заправки літака ПММ водій повинен страхувати підйом заправника ПММ по дробині на площину літака та подавати йому роздавальний кран (пістолет). По закінченні заправки літака водій ПЗ повинен прийняти від заправника ПММ роздавальний кран (пістолет) та страхувати спуск заправника ПММ по дробині з площини літака. При цьому повинні бути прийняті міри безпеки, включають падіння заправника ПММ.

Найбільш небезпечним фактором, який може діяти при стендових випробуваннях, є підвищена загазованість повітря робочої зони гелієм, фреоном при контролі герметичності поливних баків засобом «щупу».

Приміщення, в якому проводиться випробування, повинно бути обладнане дренажною системою, що забезпечує скидання тиску повітряно-гелевої суміші із об'єму що перевіряється та його продувку за межі корпусу (в атмосферу).

При розташуванні робочого місця заправника ПММ або робочої зони поблизу від неогороджених перепадів по висоті на 1,3 м та більше обов'язковим є використання драбин, при цьому висота огороження дробини повинно бути не менше 1 м. Для закріплення драбин необхідно користуватися стопорними гвинтами.»[10]



1 – виробниче приміщення; 2 – випробувальний стенд; 3 – об’єкт, що перевіряється; 4 – дренажний трубопровід; 5 – вентилятор; 6 – дренажний отвір.

Рис. 4.1

#### **4.2.2. Визначення необхідної кількості пристроїв заземлення, довжини сполучної смуги й розмірів контуру заземлення на стоянці літаків для захисту від статичної електрики**

Так як завданням дипломної роботи є проектування паливної системи літака, то було вирішено розрахувати заземлення, що захищало б від статичної електрики під час обслуговування та експлуатації даної системи.

Для заземлення електроустаткування використовуються сталеві сполучні смуги, що приварюються до сталевих стрижнів діаметром  $d = 38...50$  мм і довжиною  $l = 2...3$  м або до сталевих куточків  $50 \times 50 \times 5$  мм. Ці смуги забиваються горизонтально в землю на глибину  $h = 0.5...0.8$  м від верхньої поверхні стрижня або куточка до поверхні землі.

Опір у Ом розтікання струму від одиночного заземлення стрижня або куточка:

$$R_{cm} = 0.366 \frac{\rho}{l} \left( \lg \frac{2l}{d} + \frac{1}{2} \lg \frac{4h+l}{4h-l} \right),$$



де  $\rho$  – питомий опір ґрунту (табл.5.1) у  $Ом \cdot м$ ;  $l$  – довжина стрижня в  $м$ ;  $d$  – діаметр стрижня в  $м$ ;  $h$  – відстань від поверхні ґрунту до середини стрижня в  $м$ .

Таблиця 4.1

Ґрунт	Питомий опір, $\rho$ , $Ом \cdot м$
Пісок	700 (400...700)
Супісок	300 (150...400)
Чорнозем	20 (9...53)
Суглинок	100 (40...150)
Глина	40 (8...70)
Торф	20 (1...30)
Вода річкова	50 (10...100)
Вода морська	1 (0.2...1)

– значення питомих опорів ґрунтів дано при їхній вологості 10...20%;

– у дужках приведені граничні значення коливання питомого опору в залежності від вологості.

Питомий опір ґрунту в  $Ом \cdot м$ :

$$\rho = \rho_{изм} k_c,$$

де  $k_c$  – коефіцієнт збільшення питомого опору (коефіцієнт сезонності).

$$d = 0.95 b_l,$$

де  $b_l$  – сторона куточка в  $м$ .

$$h = h_o + 0.5l,$$

де  $h_o$  – глибина закладення сталевієї пластини в  $м$ .

Для сталевих смуг, перетином не менш 100 мм і товщиною 4 мм, закладання в ґрунт паралельно землі на глибину 0.5...0.8 м, опір розтікання струму від смуги:

$$R_{пол} = 0.366 \frac{\rho}{l_1} \lg \frac{2l_1^2}{b h_o},$$

де  $l_1$  – довжина смуги в  $м$ ;  $b$  – ширина смуги в  $м$ .

$$l_1 = (n-1)a,$$

де  $n$  – кількість стрижнів,  $шт$ ,  $a$  – відстань між стрижнями в  $м$ , (якщо  $n = 2$ , то  $l_1 = a = l$ ).

Кількість пристроїв заземлення у  $шт$ :

$$n = \frac{R_{см}}{r_n \eta_{см}},$$

де  $r_n$  – нормоване значення опору пристрою, що заземлює,  $Ом$ ;

$\eta_{см}$  – коефіцієнт використання одиночного стрижневого пристрою заземлення.

Опір прямокутного контурного пристрою, що заземлює, зі стрижневих або кутових пристроїв заземлення зі сполучними смугами в  $Ом$ :

$$r_{кз} = \frac{R_{см} R_{пол}}{R_{см} \eta_{пол} + n R_{пол} \eta_{см}},$$

де  $\eta_{пол}$  – коефіцієнт використання одиночного пристрою

заземлення зі смугою;  $\eta_{см}$  – коефіцієнт використання одиночного стрижневого пристрою заземлення (табл.4.2).

Таблиця 4.2

Число стрижнів (куточків) у контурі	$\eta_{см}, \eta_{уг}$	$\eta_{пол}$
3	0.75	0.50
4	0.65	0.45
6	0.60	0.40
10	0.55	0.35
20	0.50	0.25
40	0.40	0.20

Визначити кількість пристроїв заземлення, довжину сполучної смуги і розміри контуру заземлення контурного пристрою, що заземлює, на стоянці літаків для захисту від статичної електрики.

Вихідні дані для розрахунку:

– питомий опір ґрунту  $\rho_{изм} = 30 \text{ Ом} \cdot \text{м}$ ;

- коефіцієнт збільшення питомого опору  $k_c = 1.6$ ;
- пристрій заземлення – сталеві труба:  $l = 3$  м,  $d = 0.05$  м,  $h = 2.2$  м
- ;
- смугова сталь шириною  $b = 0.1$  м;
- коефіцієнт використання одиночного пристрою заземлення  $\eta_{пол} = 0.7$ ;
- коефіцієнт використання стрижневого пристрою заземлення  $\eta_{ст} = 0.8$ ;
- норма опору контурного заземлення  $r_n = 4$  Ом.

### 4.2.3. Порядок розрахунку

- питомий опір ґрунту:

$$\rho = \rho_{изм} k_c = 30 \cdot 1.6 = 48 \text{ Ом} \cdot \text{м};$$

- опір розтікання струму від одиночного сталевих стрижня:

$$\begin{aligned} R_{ст} &= 0.366 \frac{\rho}{l} \left( \lg \frac{2l}{d} + \frac{1}{2} \lg \frac{4h+l}{4h-l} \right) = \\ &= 0.366 \cdot \frac{48}{3} \cdot \left( \lg \frac{2 \cdot 3}{0.05} + \frac{1}{2} \cdot \lg \frac{4 \cdot 2.2 + 3}{4 \cdot 2.2 - 3} \right) \approx 13 \text{ Ом} \end{aligned}$$

- глибина закладення сталевих пластини:

$$h_o = h - 0.5l = 2.2 - 0.5 \cdot 3 = 0.7 \text{ м},$$

- визначимо опір розтікання струму в землі від сталевих смуги:

$$R_{пол} = 0.366 \frac{\rho}{l_1} \lg \frac{2l_1^2}{bh_o} = 0.366 \cdot \frac{48}{3} \cdot \lg \frac{2 \cdot 3^2}{0.1 \cdot 0.7} \approx 14 \text{ Ом},$$

- кількість пристроїв заземлення:

$$n = \frac{R_{ст}}{r_n \eta_{ст}} = \frac{13}{4 \cdot 0.8} \approx 4 \text{ шт},$$

- опір контурного пристрою, що заземлює:

$$r_{кз} = \frac{R_{ст} R_{пол}}{R_{ст} \eta_{пол} + n R_{пол} \eta_{ст}} = \frac{13 \cdot 14}{13 \cdot 0.7 + 4 \cdot 14 \cdot 0.8} \approx 3.4 \text{ Ом}.$$

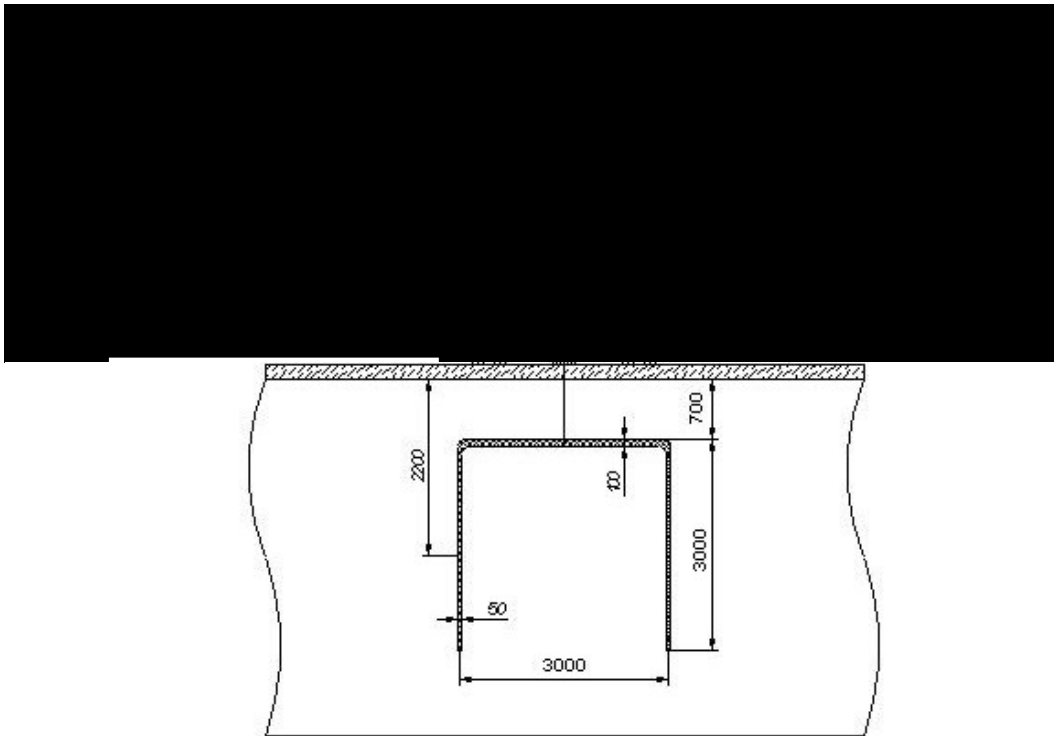


Рис.4.2. Основні параметри контурного пристрою, що заземлює літаки на стоянці для захисту від статичної електрики

Отримане значення опору прямокутного контурного пристрою, що заземлює, зі стрижневих пристроїв заземлення зі сполучною смугою складає  $r_{кз} \approx 3.4 \text{ Ом}$ , що менше нормованого опору  $r_{кз}^* = 4 \text{ Ом}$ , тому даний контур відповідає нормам і може бути застосований для заземлення. Кількість пристроїв заземлення  $n = 4$ .

### **4.3 Пожежна і вибухова безпека при технічному обслуговуванні спроектованого об'єкта**

### **4.3.1 Джерела запалювання ПММ.**

Джерелами, що спричинили запалювання ПММ можуть бути: іскра від розряду статичної електрики, іскри від переключення споживачів електричної енергії, короткого замикання в системах електропостачання заправних засобів та літаків що заправляються, іскри, що висікаються при виконанні робіт ударним засобом металевими речами, обладнанням яке переміщується, при використанні з елементами на підшві які не зношуються із чорних металів на бетонних покриттях, при виконанні робіт неомідненим інструментом, прямий розряд блискавки в літак що заправляється або засобів заправки, тепловипромінювання та високі температури конвективних потоків від відкритих джерел тепла розташованих на відстані ближче 25 м від літака що заправляється.

### **4.3.2 Заходи, передбачені для запобігання пожежі та вибуху.**

Арматура гумотканевих рукавів, приєднаних до літака та засобам заправки, повинна бути з'єднана струмопровідними стренгами рукава. Всі фланці, муфти та хомути, порушуючи електропровідність комунікацій, повинні мати шунтуючі з'єднання, електрообладнання, яке використовується при заправці літака ПММ, повинні відповідати вимогам ГОСТ 12.2.020-76 та ГОСТ 12.2.021-76; кришки, люки та пробки заливних штуцерів та головки паливних ємностей літака та засобів заправки допускається розкривати тільки призначеним для цих цілей

інструментом, виключаючи висікання іскри. Забороняється виконувати вказану роботу методами нанесення ударів, місця стоянки літаків повинні бути розташовані на відстані не менше 50 м від виробничих будинків та споруд, не менше 25 м – від ангарів.

### **4.3.3 Дії персоналу в разі пожежі або вибуху.**

- а) негайно припинити подачу палива із заправника в паливні баки літака що заправляється;
- б) від'єднати заправні рукави від паливозаправника;
- в) віддалити заправник від зони заправки;
- г) по радіостанції паливозаправника або будь-яким іншим способом дати сигнал про пожежу пожежно-рятувальному розрахунку.

## **4.4 Інструкція з охорони праці. Розділ “Спеціальні вимоги”**

### **4.4.1 Інструкція по техніці безпеки при стендових випробуваннях.**

#### **«Загальні вимоги:»**

- до роботи по монтажу, заправці, промивці та відробки бортових систем допускаються люди, які досягли 18 років, які вивчили креслення, схеми, ТУ технологічного процесу, які

пройшли інструктаж у виробничого майстра по техніці безпеки, які склали залік з технічної документації за відробку систем та які мають посвідчення на право виконання робіт;

- при проведенні контрольно-випробувальних робіт з вмиканням джерел електричної енергії на бортову сіть виріб повинен бути заземлений;

- з'єднання та роз'єднання 103 електровоз'ємів пультів та стендів при наявності напруги в сіті категорично забороняється;

- суворо забороняються слюсарно-доводочні роботи, зв'язані з виникненням стружки в приміщенні (на ділянці) заправки паливних систем;

#### **Спеціальні вимоги:**

- панелі, які монтуються та агрегати встановлювати тільки в пристроях або підставках, передбачених технологічними процесами;

- при монтажі дозволяється користуватися драбинами, які призначені для цих операцій по технологічному процесу;

- при виконанні монтажних робіт користуватись тільки маркірованими інструментами передбаченими по технологічному процесу;

- при виробництві монтажу паливної системи користуватися лампою шахтарського типу (вибухобезпечною);

- прибирання зони монтажу обов'язкове та робиться в залежності від підходів пилососом, серветкою, щіткою;

- до наповнення виробу повітрям необхідно переконатись у справності стенда для перевірки;

- перевірити чи замкнені люки контейнерів часових баків кришками;

- перевірити герметичність з'єднань в стенді;

- при перевірці герметичності системи виробу гелево – або фреоно-повітряної суміші не дозволяється відкривати вентиль балона та звільняти контрольний газ в приміщенні цеха;
- балон з газом повинен бути встановлений на стенді, знімати його без необхідності забороняється;
- при переборені негерметичності системи користуватись лампою тільки у вибухобезпечному виконанні.

#### **4.4.2. Інструкція по техніці безпеки при експлуатації.**

##### **Загальні вимоги:**

Персонал перед допуском до роботи по підготовці засобів заправки та заправці повинен:

- вивчити вимоги ОСТ 5471001-82;
- пройти медичний огляд (не менше одного разу на рік);
- вивчити небезпечні та шкідливі виробничі фактори;
- вивчити токсикологічні характеристики заправних ПММ;
- знати та виконувати правила особистої гігієни при роботі з ПММ;
- вміти зробити першу медичну допомогу при отруєннях ПММ.

##### **Спеціальні вимоги:**

- до процесів заправки літаків ПММ слід приступати при відсутності пролитих ПММ на поверхнях місця стоянки літака та обладнання що використовується; запаху ПММ в салонах, багажних та технічних відсіках літака; грозової діяльності та інших несприятливих мете реологічних умовах;



- в процесі заправки під колеса заправних засобів слід встановлювати упорні колодки;

- під час заправки літака забороняється: виконувати усілякі види робіт по технічному обслуговуванню літаків, а також виконувати навантажувальні та розвантажувальні роботи; користуватися світильниками, які не задовольняють вимогам пожежної та вибухової безпеки; приєднувати аеродромне джерело електричного живлення до бортової сіті літака.

**ВИСНОВОК:** таким чином, вся розробка зводить до мінімуму можливий вплив шкідливих та небезпечних факторів в процесі стендових випробувань та експлуатації паливної системи.»[11]

## ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

В виконанні дипломної роботи, робили аналіз створення паливних систем, проаналізували тенденції розвитку паливних систем на основі вітчизняних літаків для того, щоб створити сучасну, та ефективну паливну систему.

Дипломний проект виконано у відповідності з вимогами і об'ємом завданням. В результаті розробки створена паливна система яка по своїм характеристикам надійності, живучості, пожежної та вибухової безпеки, масовим та габаритним характеристикам, ремонтпридатності, контролем придатності, експлуатаційній технологічності задовольняє перспективним вимогам 2021-х років.

Викладені основні рекомендації до проектування паливних систем, оскільки без них неможливо створення системи, що пройде сертифікацію та буде експлуатуватися на літаках.

Оскільки робоча рідина обраної системи - паливо, то належне функціонування ПС прямо пов'язано з якістю палива що використовується. Тому в дипломній роботі стисло викладені вимоги до палива та наслідки, несправності та відмови в польоті до яких може призвести неналежний склад та стан палива. Порівняні фізико-хімічні властивості основного, дублюючого та резервного палив для даної системи.

Оскільки паливна система складається з підсистем дренажу, централізованої заправки, живлення паливом, централізованого зливу та паливовимірювання, розглянутий склад, принцип роботи та загальні особливості кожної з них. Також наведені їх креслення.

Для підтвердження, ця система спроектована для літаків, які можуть здійснювати польоти дальністю близько 6200 км. розрахована необхідна кількість палива для польоту з урахуванням аеронавігаційного запасу палива та загальний об'єм паливних баків, що більше необхідної кількості палива на 4% від загального об'єму паливних баків, що відповідає вимогам "EASA Regulations" і "АП-25" при температурному розширенні палива.

Під час експлуатації літака, безпека в тому числі під час польоту - це головна вимога до повітряного судна. Необхідно довести, що дана паливна система відповідає вимогам літної придатності літака "EASA Regulations" та "АП-25" при відмовах його функціональних систем. З цією метою коротко зазначені основні вимоги та загальні поняття літної придатності та проведений інженерний аналіз розрахункових відмов на надійність системи. За результатами якого можна зробити висновок, що паливна система не призводить до ситуації гірше СС.

В спеціальній частині досліджені негативні наслідки наявності вільної води в паливних баках, обґрунтована доцільність використання датчиків вільної води, розглянуті основні недоліки використання системи централізованого зливу та клапанів зливу без використання датчиків сигналізації вільної води, розглянута побудова та принцип дії датчиків паливоміру та датчиків сигналізації вільної води, наведені методи захисту паливної системи літаків від низькотемпературних порушень.

В частині "Охорона навколишнього середовища" проаналізований вплив авіатранспорту на навколишнє середовище та викладені засоби щодо його зменшення. Проведений розрахунок емісії двигуна CFM 56-5B та виявлено, що проблема охорони навколишнього середовища потребує подальшого вивчення та вирішення.

"Охорона праці" виявлені небезпечні та шкідливі фактори при роботі з паливною системою та викладені заходи по зниженню їх впливу. То робоче середовище системи паливо, що є пожежо- та вибухонебезпечне. Розрахунок освітлення проводився в ангару.

# СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. A320 TECHNICAL TRAINING MANUAL , AIRBUS INDUSTRIE.
2. Проектування паливних систем літальних апаратів, Т. І. Сивашенко, П. Ф. Максютинський : НАУ, Начальний посібник, Київ 2015; 190 с.
3. Вікіпедія, AIRBUS A320. Двигун CFM 56-5B.
4. Авіаційні правила для літаків цивільної авіації АП-25.
5. EASA Regulations .
6. Сивашенко Т.І., Романенко В.Г. Паливні системи повітряних суден: Методичні вказівки до виконання курсових та розрахунково-графічних робіт. - К.: НАУ, 2006. - 36 с.
7. Домотенко Н.Т., Кравец А.С., Пугачев А.И., Сивашенко Т.И. Авиационные силовые установки. Системы и устройства. - М.: Транспорт, 1976. - 312 с.
8. Топливные, Масляные и гидравлические системы воздушных судов ; Г. А. Никитин, Е. А. Баканов ; Машиностроение, 1977.
9. Дубовкин Н.Ф., Маланичева В.Г., Массур Ю.П. Физико-химические и эксплуатационные свойства топлива: Справочник. - М.: Химия, 1985. - 240 с.
10. Лещинер Л.Б., Ульянов И.Е. Проектирование топливных систем самолетов. - М.: Машиностроение, 1975. - 344 с.
11. Павлова Е.И. Экология транспорта: Учебник для вузов. - М.: Транспорт, 2000. - 248 с.
12. Протоєрейський О.С., Запорожець О.І. Основи охорони праці: Навч. посібник. - К.: НАУ, 2002. - 524 с.

13. Василенко В.Т., Черненко Ж.С. Влияние эксплуатационных факторов на топливную систему самолета. - М.: Машиностроение, 1986. - 184 с.

14. Франчук Г.М., Ісаєнко В.М. Екологія, авіація і космос: Навч. посібник. - К.: НАУ, 2005. - 456 с.

15. Яковлев Л.Г. Приборы контроля работы силовых установок. - М.: Машиностроение, 1968. - 300 с.

16. Химмотологическая надежность топливных систем воздушных судов ; В.Т. Василенкс, В. И. Терехин, Л. И. Чеботарев. Учебное пособие : киев 1989. – 124 с.