

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 то дослідження паливної системи пасажирського літака з 2 ТРДД та злітною масою 220 тонн»

Виконавець: студент 2-го курсу Осадчук Владислав Богданович \_\_\_\_\_  
(підпис)

Керівник: к.ф-м.н., доцент, Лук'янов Павло Володимирович \_\_\_\_\_  
(підпис)

Консультанти з розділів:  
Охорона праці: \_\_\_\_\_  
(підпис)

Охорона навколишнього  
середовища: \_\_\_\_\_  
(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

Осадчука Владислава Богдановича

(прізвище, ім'я, по-батькові)

1. Тема роботи: Розробка та дослідження паливної системи пасажирського літака з 2 ТРДД та злітною масою 220 тонн.

Затвердження наказом ректора від “ 10 ” жовтня 2020р. № 2036/ст

2. Термін виконання роботи: з 05.10.2020 по 24.12.2020

3. Вихідні дані до роботи: Пасажирський дальномагістральний літак злітною масою 220т, низькоплан з класичним розміщенням оперення.

4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці): Паливна система літака, система аварійного зливу палива, система живлення двигунів, насадок складної геометрії.

5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: загальний вигляд дальномагістрального літака, компоновка літака, паливна система літака.

1. Календарний план

№ п/п	Етапи виконання проекту (роботи)	Термін виконання етапів	Примітка
1	Уточнення завдання	29.04.20	
2	Розподіл теми на основні частини	03.05.20	
3	Пошук необхідних даних та літератури по літакам прототипам	06.05-12.07	
4	Виконання аналізу паливних систем в основній частині проекту	13.07-15.08	
5	Розробка принципової схеми	16.08-24.09	
6	Розрахунок паливної системи	25.9-14.10	
7	Визначення діаметрів магістралі	15.10-16.10	
8	Підведення висновків	17.10-20.11	
9	Остаточна перевірка	20.11-29.11	
10	Формування електронної версії	29.11-18.12	

2. Консультанти з окремих розділів проекту (роботи):

Розділ	Консультант (посада, П.І.Б.)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
3. Охорона навколишнього середовища			
4. Охорона праці			

Дата видачі завдання “ \_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2020р.

Керівник: \_\_\_\_\_ Лук'янов П.В.  
(підпис)

Завдання прийняв(ла) до виконання: \_\_\_\_\_ Осадчук В.Б.  
(підпис)

Дата \_\_\_\_\_

# РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломного проекту «Розробка та дослідження паливної системи пасажирського літака з двома ТРДД та злітною масою 220 тонн» містить 103 сторінок, 23 рисунки, 3 таблиці, 12 використаних джерел.

ЛІТАК, ПАЛИВО, ПАЛИВНА СИСТЕМА, ПРОЕКТУВАННЯ, КОНСТРУКЦІЇ, СИСТЕМА АВАРІЙНОГО ЗЛИВУ ПАЛИВА.

- Об'єкт дослідження – паливна система літака.
- Предмет дослідження – характеристики паливної системи.
- Метою проекту - проектування паливної системи дальномагістрального літака з двома ТРДД.
- Метод дослідження – детальний аналіз, проведення експериментів, математичний розрахунок.

Після проведення аналізу існуючих паливних систем, визначення їх переваг та недоліків, обрано оптимальну схему для даного літака. Було здійснено розрахунок паливної системи а також визначено: кількість палива, визначено діаметри трубопроводів, подачу насоса та висотність паливної системи.

Дипломний проект можна застосовувати в навчальному процесі при вивченні дисциплін: «Гідрогазові системи» та «Конструкції літальних апаратів» .

# ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ.....	8
ВСТУП.....	9
ОСНОВНА ЧАСТИНА.....	10
1.1. Загальні вимоги норм льотної придатності літаків до паливних систем..	10
1.2. Вимоги норм льотної придатності літаків до паливних баків та системи заправки .....	14
1.3. Вимоги до трубопроводів і арматури.....	19
1.4. Вимоги до системи дренажу паливних баків.....	20
1.5. Вимоги до паливних фільтрів.....	21
1.6. Вимоги до систем аварійного зливу палива.....	22
1.7. Вимоги до засобів контролю за роботою паливної системи.....	24
1.8 Фактори, що впливають на роботу паливної системи.....	25
1.9. Система живлення літака.....	27
1.9.1. Порядок вироблення палива й центрування літака.....	28
1.9.2. Система подачі палива до двигунів.....	29
1.9.3. Система перекачування палива.....	32
1.9.4. Система перекачування палива зі струменевими насосами.....	33
1.9.5. Система дренажу паливних баків.....	33
1.9.6. Схеми подачі палива до двигунів.....	33
1.10. Конструктивні елементи паливної системи літака.....	37
1.10.1. Паливні баки.....	37
1.10.2. Трубопроводи для з'єднання агрегатів магістралі і подачі палива.....	39
1.10.3 Фільтри паливної системи.....	40
1.10.4. Паливні акумулятори.....	41
1.10.5. Паливні насоси.....	42

1.11. Опис проектованої паливної системи.....	49
1.12. Гідравлічний розрахунок паливної системи літака ОС1.....	56
1.13. Висновки до основної частини.....	74
СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА.....	75
2.1. Система аварійного зливу палива.....	75
2.2. Експерименти.....	78
2.3. Розробка та дослідження насадку спеціальної геометрії.....	78
2.4. Опис насадку.....	81
2.5. Експериментні данні.....	82
2.6. Висновки до спеціальної частини.....	83
ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА.....	84
3.1. Загальні відомості.....	84
3.1.1 Акустичне забруднення атмосфери.....	84
3.1.2 Якість повітря в аеропортах.....	85
3.1.3 Емісії авіаційних двигунів.....	86
3.2 Розрахунок викидів забруднюючих речовин за політ .....	90
3.3 Висновки щодо охорони навколишнього середовища.....	91
ОХОРОНА ПРАЦІ.....	92
4.1. Загальні відомості.....	92
4.1.1 Особливості експлуатації та ремонту авіаційної техніки .....	93
4.1.2 Шум.....	95
4.1.3 Вірація.....	96
4.1.4 Розробка та впровадження системи охорони праці .....	98
4.2 Розрахунок рівня освітлення в технічному цеху під час виконання монтажних робіт .....	99
4.3 Висновки до охорони праці.....	100

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ.....	101
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	102
ДОДАТКИ.....	103



## **ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ:**

ЛА – літальний апарат

ДСУ - допоміжна силова установка

ПС – паливна система

ЕВН – електровідцентровий насос

НП1 – насос підкачки

НП2 – насос перекачки

СН – струменевий насос

СУ – силова установка

ПСН – паливоструменевий насос

ЗПС – злітно-посадковий цикл



# ВСТУП

Призначенням паливної системи є розміщення на ПС палива, та забезпечення його безперебійної подачі до двигунів, а також до ДСУ на всіх режимах роботи і висотах польоту ПС при широкому діапазоні температур. Крім того на великій кількості ПС паливо використовується для охолодження масла, системи кондиціонування, агрегатів, радіоелектронної апаратури, балансування ПС, приводу постійної частоти обертання генератора та ін., а також як робоча рідина у різноманітних автоматичних пристроях. Наприклад управління лопатками вхідного направляючого апарату та керування стулками реактивного сопла.

Основними вимогами до паливних систем ПС є: надійність, живучість, пожежна безпека, відповідність по масових і габаритних характеристиках, максимальна простота конструкції, ремонтно- та контролепридатність, експлуатаційна технологічність, забезпечення необхідної міцності та вібростійкості її елементів .

Загальною метою розробки є проектування паливної системи, яка по своїх характеристиках надійності та живучості, пожежо- і вибухобезпеці, ремонтно- та контролепридатності, експлуатаційній технологічності задовольняла б сучасні нормативні, експлуатаційні та економічні вимоги.

Під час проектної роботи описуються основні принципи виконання розробки принципової і конструктивної схем паливної системи, що включає також порівняльний аналіз переваг та недоліків різних схем і різних конструктивних рішень даної системи, а також опис роботи й особливостей конструктивного виконання. Проводяться експерименти пов'язані з покращенням витратних характеристик з використанням різних насадків на кінці трубопроводу аварійного зливу в разі виникнення небезпечної ситуації.

					<i>НАУ 20.14.04.01. ПЗ</i>			
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>	<i>Вступ</i>	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Акрушів</i>
<i>Розробив</i>		<i>Осадчук В.Б.</i>						
<i>Перевірив</i>		<i>Лцк'янов П.В.</i>						
<i>Н. Контр.</i>		<i>Сивашенко Т.І.</i>				<i>ЛВ-201м</i>		
<i>Затвердив</i>		<i>Бадах В.М.</i>						

# ОСНОВНА ЧАСТИНА

## 1.1 Загальні вимоги норм льотної придатності літаків до паливних систем

Паливна система повинна виконувати наступні вимоги:

1. Кожна паливна система повинна бути сконструйована і виконана таким чином, щоб забезпечувалася подача палива з витратою і тиском, встановленими для нормальної роботи основного і допоміжного двигунів у всіх очікуваних умовах експлуатації, в тому числі при всіх маневрах, на які запитується сертифікат і протягом яких дозволена робота основних і допоміжних двигунів.

2. Кожна паливна система повинна бути виконана так, щоб повітря, яке потрапляє в систему, не змогло привести:

- До втрати потужності більш ніж на 20 с для поршневих двигунів;
- До зриву горіння в газотурбінному двигуні;

3. Кожна паливна система літака з газотурбінними двигунами повинна бути здатна тривало працювати у всьому діапазоні витрат і тисків палива, що містить максимально можливу в очікуваних умовах експлуатації кількість розчиненої і вільної води і охолодженої до найбільш критичних з точки зору обмерзання температур, які можуть зустрітися в експлуатації.

4. Паливна система повинна бути сконструйована і розміщена так, щоб запобігалось займання парів палива всередині системи в результаті:

- Прямого удару блискавки в ті зони літака, які характеризуються великою ймовірністю попадання в них розряду блискавки.

					<i>НАУ 20.14.04.02. ПЗ</i>			
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>				
<i>Розробив</i>		<i>Осадчук В.Б.</i>			<i>Основна частина</i>	<i>Лім.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Акрушів</i>
<i>Перевірів</i>		<i>Лцк'янов П.В.</i>						
<i>Н. Контр.</i>		<i>Сивашенко Т.І.</i>				<i>ЛВ-201м</i>		
<i>Затвердив</i>		<i>Бадах В.М.</i>						

– Ковзних розрядів блискавок в зони, де імовірність ковзних розрядів велика.

– Коронного розряду і протікання струму блискавок в зоні паливних дренажних виходів.

5. Кожна паливна система повинна забезпечувати подачу палива з витратою не менше 100% витрати, необхідної для двигуна при кожному очікуваному експлуатаційному режимі і маневрі.

Повинні виконуватись наступні вимоги:

– Паливо повинно подаватися в кожен двигун під тиском і з температурою в межах, зазначених у сертифікаті типу двигуна.

– Мати можливість перехресної подачі палива з будь-якої групи баків у будь-який двигун;

– При випробуваннях кількість палива в розглянутому баку не повинно перевищувати величину, встановленої у вигляді залишку палива, що не випрацьовується для цього бака відповідно до вимог 25.959.

– Кожен основний паливний насос повинен забезпечувати кожен режим і просторове положення літака, а відповідний аварійний насос повинен бути в змозі замінити основний насос, який використовується таким чином.

– ПС повинна мати надійне живлення двигунів паливом при плюсових та від'ємних перевантаженнях протягом не менше 5 с, зокрема за дії  $n_{\min}^c = -0,5$ ; при цьому тиск у трубопроводі живлення двигунів має бути не меншим від величини, що забезпечує кавітаційний запас;

– Мати можливість протікання палива через підкачувальний паливний насос, що не працює, без 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;

– При наявності витратоміра паливо повинно вільно проходити через витратомір, якщо він заблокований, або через канали перепуску.

6. Якщо двигун може живитися паливом більш ніж з одного бака, паливна система повинна передбачати для кожного газотурбінного двигуна, додатково до відповідного ручного перемикачання, пристрій, що запобігає перебоєм подачі палива до цього двигуна без участі екіпажу в разі, якщо паливо, в будь-якому баку, що живить цей двигун вироблено в процесі нормальної роботи, а в будь-якому іншому баку, з якого зазвичай подається паливо тільки до цього двигуна, міститься використовуваний запас палива.

7. Паливна система літака повинна функціонувати задовільно в жарких кліматичних умовах. Це повинно бути продемонстровано тим, що в паливній системі на ділянці від бака до кожного двигуна є такий тиск при всіх заданих умовах роботи, що запобігає пароутворення, або це повинно бути показано в наборі висоти з рівня аеродрому, обраного Заявником, до максимальної висоти, встановленої експлуатаційними обмеженнями параграфу 25.1527.

8. Маса літака повинна складатися з маси літака з повними паливними баками і мінімальним числом членів екіпажу і маси баласту, необхідного для витримання центру ваги в допустимих межах.

9. Температура палива перед зльотом повинна бути не менше 45 °С. Крім того, паливо повинно мати тиск насиченої пари, максимально можливий для тих марок, на яких може експлуатуватися літак.

10. При послідовному виробленні баків у момент переходу на вироблення чергової групи тиск перед паливним насосом двигуна не має падати нижче від допустимого.

11. Ємність баків має забезпечувати розміщення кількості палива, достатньої для польоту на максимальну дальність та розміщення резервного запасу будь-якого сорту застосовуваного палива.

12. Резервний запас палива — має забезпечувати крейсерський політ протягом 45 хв; для літаків МПЛ резервний залишок становить не менше ніж 15 % максимального запасу.

13. Забезпечувати злив пального при польоті для ЛА, що мають обмеження по посадковій масі та центрівці. Середня витрата під час зливу до 10 м<sup>3</sup>.

14. Вода, розчинена в заправленому паливі, а також дисперсна водна фаза, що виділяється в паливних баках, не повинна спричинити порушень працездатності паливної системи.

15. Повітряні порожнини під час заповнення та спорожнення баків, а також при відливаннях, зумовлених еволюцією літака в польоті, які могли б спричинити порушення роботи двигунів не повинні утворюватися.

16. Якщо в паливній системі передбачено постійне перепускання палива задля видалення повітря чи з іншою метою, то зливання слід здійснювати у витратний бак системи.

17. Якщо в системі передбачено перекачування або перетікання палива з одного бака в інший, то має бути виключена можливість пошкодження баків унаслідок їх переповнення.

18. Має забезпечуватися відсутність корозії баків та інших елементів паливної системи під час роботи на застосовуваних сортах палива та їх сумішах із присадками.

19. Забезпечення повного зливу пального, з трубопроводів та агрегатів на землі на випадок ремонтних робіт та обслуговування ПС. Насоси в цьому випадку використовуються для прискорення зливу пального та зменшення

кількості точок зливу. Залишок пального не повинен перевищувати 1% від загальної місткості баків.

20. 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.

21. Монтаж системи слід виконувати таким чином, щоб не спричинити руйнування та пожежу у разі посадки літака з невипущеним шасі.

22. Паливна система літака має бути проста в керуванні та зручна в обслуговуванні.

## **1.2. Вимоги норм льотної придатності літаків до паливних баків та системи заправки**

Паливні баки повинні:

1. Витримувати без пошкоджень і втрати нормованої герметичності вібрації, інерційні сили, масу палива і навантаження від конструкції, яким він може піддаватися на літаку при експлуатації.

2. За повної заправки кожен бак має вільний об'єм, не менший від 2 % його місткості на теплове розширення або мають бути передбачені засоби запобігання переповненню та виливанню палива у разі його теплового розширення.

3. Забезпечувати зливання відстою з нижніх точок баків чи відстійників за мінімальної можливої кількості зливних кранів; об'єм відстійника має становити не менше ніж 0,1 % об'єму бака; зливні крани мають бути надійно зафіксовані в закритому стані.

4. Паливні баки-відсіки (баки-кесони) повинні мати засоби для внутрішнього огляду і ремонту.

5. Паливні баки, розміщені в фюзеляжі, не повинні руйнуватися і втрачати герметичність при дії інерційних сил, зазначених у АП25.561 для випадку аварійної посадки. Крім того, ці баки повинні бути захищені таким чином, щоб тертя баків об землю було неможливим.

6. Кришки люків паливних баків повинні відповідати наступним критеріям, щоб уникнути витікання небезпечних кількостей палива:

– Повинно бути показано аналізом або випробуваннями, що всі кришки, розташовані в зоні, в якій, судячи з досвіду експлуатації або аналізу, можливий удар, мінімально схильні до пробивання або деформації шматками шин, уламками двигунів, що володіють малою енергією, або іншими подібними уламками.

– Всі кришки люків повинні бути вогнестійкими.

7. Для паливних баків з наддувом повинні бути забезпечені безпечні засоби, що перешкоджають утворенню надмірного перепаду між тиском всередині бака і зовні.

8. Паливні баки, наскільки це практично можливо, повинні бути сконструйовані, розташовані і встановлені так, щоб паливо не виливалося ні в фюзеляж, ні поблизу фюзеляжу, ні поблизу двигунів, в кількості, достатній щоб почалося небезпечне запалення при аварії літака зі сприятливими для виживання умовами.

9. Кріплення кожного паливного бака не повинно допускати концентрації навантажень від маси палива на непідкріплені поверхні баків. Крім того, повинні враховуватися наступні положення:

– Для запобігання тертя між баком і підтримуючою його конструкцією повинні встановлюватися прокладки.

– Прокладки повинні виготовлятися з неабсорбуючих матеріалів, або з матеріалів, оброблених відповідним чином, щоб оберігати від поглинання рідин.

– При використанні м'яких баків їх оболонки повинні кріпитися таким чином, щоб вони не піддавалися впливу гідравлічних навантажень.

– Кожна внутрішня поверхня відсіку установки бака повинна бути гладкою і вільною від виступів, наявність яких може призвести до пошкодження оболонки, за винятком тих випадків, коли:

- Вжито заходів для захисту оболонки в таких точках; або
- Сама конструкція оболонки забезпечує такий захист.

10. Порожнини, суміжні з поверхнями бака, повинні вентилюватися, щоб не допустити скупчення парів в разі невеликого витоку. Якщо бак знаходиться в герметизованому відсіку, то вентиляція може здійснюватися за допомогою дренажних отворів необхідного розміру для запобігання надлишкового тиску при зміні висоти польоту.

11. Розміщення кожного бака повинно відповідати вимогам 25.1185 (а)

12. Жодна частина обшивки гондоли двигуна, що лежить безпосередньо за основним виходом повітря з відсіку двигуна, не повинна служити в якості стінки баковідсіку.

13. Кожний паливний бак повинен бути ізольований від кабін персоналу і пасажирів конструктивними засобами, що не допускають проникнення пари і палива.

14. Паливні баки та їх агрегати, розміщені поряд з відсіками двигунів та інших енергетичних та обігрівальних установок, мають бути відділені від них протипожежними перегородками або тепловими екранами; відстань між баками та перегородками чи екранами має бути не меншою ніж 15 мм.



15. Баки зі змонтованими паливними агрегатами перевіряють:

– тиском, що становить 125 % максимального тиску наддування плюс тиск, який виникає за дії  $p_{\max}^e$  у разі повної заправки баків, але не меншим від, 0,25 МПа.

– вібраційними випробуваннями у разі відповідних вібраційних навантажень з одночасним наддувом за порожніх баків і заповнених на 75 % їх об'єму; для баків-кесонів вібраційні випробування замінюють льотними ресурсними випробуваннями на літаках-лідерах.

16. У літаків із загальною місткістю паливних баків понад 3000 л має бути система централізованої заправки (ЦЗ).

17. Систему ЦЗ розраховують на продуктивність 1500 л/хв через кожний заправний штуцер при тиску 0,45 МПа.

18. Система ЦЗ має забезпечувати:

– одночасне та роздільне заповнення всіх груп баків;

– автоматичне надійне дубльоване обмеження максимального рівня палива в баках і захист баків та трубопроводів від підвищення тиску понад допустимий;

– мінімальний недозаправлений об'єм;

– можливість дозаправлення через заливні горловини;

– просте та зручне підключення засобів заправлення;

– зберігання в допустимих межах центрування літака в процесі заправлення;

– просте зручне керування заправленням однією людиною; надійний контроль кількості заправленого палива;

– застосування міжнародних стандартів з'єднувальних елементів засобів заправки;

– звільнення трубопроводів системи ЦЗ від палива після заправки.

19. У системі заправки слід передбачати заходи запобігання виникненню електростатичних розрядів в надпаливному просторі баків.

20. Забірники палива та входи в паливні насоси у баках треба оснащувати запобіжною сіткою з розміром отворів, не більшим ніж 2,5 мм, із загальною площею поверхні вхідної сітки, не меншою від п'яти площ перетину трубопроводу; на випадок обмерзання сітки необхідно передбачати засоби забезпечення безперервної подачі палива.

21. Невироблюваний залишок не може перевищувати 1 % загального об'єму баків, окрім випадків аварійного вимкнення електроживлення бакових паливних насосів.

22. Кожен паливний бак повинен мати відстійник (або відстійну зону), робоча ємність якого при стоянковому положенні повинна бути не менше 0,1% від ємності бака або 0,3 л, в залежно від того, яка з цих величин більше, якщо тільки встановлені експлуатаційні обмеження не гарантують, що при експлуатації скупчення конденсату не перевищить ємність відстійника.

23. Конструкція кожного паливного бака повинна забезпечувати відведення небезпечної кількості конденсату з будь-якої частини бака в відстійник при стоянковому положенні літака.

24. Кожен відстійник паливного бака повинен мати доступне зливний пристрій, який:

– Забезпечує злив відстою на землі.

– Не допускає попадання зливається палива на інші частини літака.

– Має ручний або автоматичний пристрій для надійної фіксації в закритому положенні.

### **1.3. Вимоги до трубопроводів і арматури**

1. Трубопроводи слід монтувати й кріпити так, щоб їх вібрації не перевищували допустимих, витримувалися зусилля від тиску, перевантажень та деформацій конструкції; гарантувався зазор трубопроводів із каркасом для запобігання чеканенню.

2. У трубопроводів не має бути петель, вигинів, у яких може накопичуватися повітря чи відстій у кількостях, здатних призвести до порушення нормальної роботи паливної системи.

3. Трубопроводи, прокладені в пожежонебезпечних зонах, слід виготовляти з вогнетривкої сталі.

4. Замкнуті об'єми паливних магістралей мають містити клапани для запобігання зростанню тиску в разі теплових розширень.

5. Трубопроводи, прокладені у відсіках пасажирських та вантажних кабін, мають бути захищені від можливих пошкоджень, не містити з'єднань або цим з'єднанням має бути притаманною неможливість розгерметизації.

6. Має бути унеможливлене установлення зворотних клапанів у протилежному напрямі.

7. У паливних агрегатів має бути кріплення на каркасі, їх підвішування на підведених до них трубопроводах не допускається.

8. Трубопроводи паливної системи фарбують жовтим кольором.

9. Компоненти паливної системи в гондолі двигуна або в фюзеляжі повинні бути захищені від пошкодження, результатом якого могло б стати витікання такої кількості палива, яке здатне створити загрозу пожежі при посадці з прибраним шасі на злітно-посадочну смугу з твердим покриттям.

#### **1.4. Вимоги до системи дренажу паливних баків**

1. Кожний паливний бак повинен сполучатися з атмосферою через верхню частину розширювального простору для того, щоб забезпечувався ефективний дренаж при будь-яких нормальних режимах польоту.

Крім того:

2. Розташування кожного дренажного отвору повинно виключати можливість його забруднення або закупорювання льодом.

3. Конструкція дренажу не повинна допускати сифонування палива в нормальних умовах експлуатації.

4. Пропускна здатність дренажної системи і рівень тиску в ній повинні бути достатніми для витримування прийнятних перепадів тиску всередині і зовні бака при:

- нормальних режимах польоту;
- максимальної швидкості набору висоти і зниження;
- заправці і зливі палива.

5. Повітряні порожнини баків з сполученими між собою паливними вихідними каналами також повинні з'єднуватися між собою.

6. У дренажній системі не повинно бути місць, де може накопичуватися волога при положенні літака на землі або в горизонтальному польоті, в іншому випадку повинна бути передбачена можливість її зливу.

7. Дренажні та зливні пристрої не повинні закінчуватися в точках:

- де вихід палива з дренажного отвору може створити небезпеку пожежі; або
- звідки пари палива можуть проникнути у кабіни персоналу і пасажирів.

8. Вимагається відсутність викидів палива у довкілля через дренаж за нормальної експлуатації паливної системи.

9. Монтаж трубопроводів і виведення дренажу в атмосферу слід виконувати таким чином, аби:

- у разі викидів палива та його пари із забірників дренажу не створювалась пожежонебезпечна ситуація через потрапляння паливного аерозолу у двигуни, а також у кабіну і вантажні та технічні відсіки літака;
- пил, сніг, лід не мають потрапляти та накопичуватися і спричиняти закупорення системи з'єднання баків з атмосферою.

### **1.5. Вимоги до паливних фільтрів**

Між забирачем палива з бака і входом в нагнітаючий насос об'ємного типу що приводиться двигуном, або в паливорегулюючу апаратуру, в залежності від того, що ближче до баку, повинен встановлюватися сітчастий або інший паливний фільтр. Такий паливний фільтр повинен:

1. Бути доступним для зливу відстою або очищення і мати швидкознімну сітку або елемент.
2. Мати відстійник зі зливом, за винятком випадку, коли злив не потрібен, якщо сітчастий або інший фільтр легко знімається для цієї мети.

3. Бути встановлений таким чином , щоб його маса не навантажувала приєднані трубопроводи або вхідний і вихідні штуцери самого фільтра, якщо не передбачені достатні запаси міцності трубопроводів і штуцерів при всіх випадках навантаження.

4. Мати пропускну здатність (з урахуванням експлуатаційних обмежень, встановлених для двигуна), щоб забезпечувати нормальну роботу паливної системи двигуна на паливі, забрудненому до ступеня (щодо розміру частинок і їх концентрації в паливі), що перевершує встановлену для двигуна частиною 33 Авіаційних Правил.

5. Перед основним насосом двигуна (насосом високого тиску, НВТ) слід встановлювати паливний фільтр тонкого очищення (12–15 мкм). Додатковий фільтр з тонкістю очищення 100 мкм необхідно встановлювати перед магістральним підкачувальним насосом двигуна (ПНД) відцентрового або невідцентрового типу.

6. У фільтрі або системі передбачається перепускний клапан, який має забезпечувати подачу палива в двигун у разі обмерзання чи забруднення фільтроелемента. Фільтри обладнують сигналізатором граничного перепаду тиску на фільтроелементі.

7. Площа поверхні фільтроелемента має бути достатньо великою, щоб зберігалася працездатність фільтра протягом тривалого часу до заміни (промивання) при роботі на паливі, очищеному відповідно до прийнятої технології наземного очищення.

## **1.6. Вимоги до системи аварійного зливу палива**

1. Кожен літак повинен мати систему аварійного зливу палива, якщо не доведено, що цей літак задовольняє вимогам 25.119 і 25.121(d) до набору висоти при максимальній злітній масі мінус фактична або розрахункова маса

палива, необхідного для 15-хвилинного польоту, що включає зліт, захід на посадку і посадку в аеропорту вильоту; при цьому конфігурація літака, швидкість, потужність і тяга повинні бути такими, як при виконанні відповідних вимог цих Норм до характеристик зльоту, заходження на посадку та набору висоти в посадковій конфігурації.

2. Літак має містити систему аварійного зливання палива в польоті для зменшення польотної маси до допустимої посадкової, якщо максимальна злітна маса  $m_{\text{зліт}}$  перевищує допустиму посадкову, встановлену згідно з рекомендаціями Норм льотної придатності літаків (НЛПС): – розрахункову посадкову масу  $m_{\text{пос}}$  встановлює розробник відповідно до рекомендованих співвідношень  $m_{\text{зліт}} / m_{\text{пос}} \leq 1,5$ ; – у Керівництві з льотної експлуатації літака (КЛЕ) зазначається, що посадки, як правило, не можна виконувати з масою, більшою ніж  $m_{\text{пос max}} = 1,1 m_{\text{пос}}$ , а кількість посадок із масою  $m_{\text{пос max}} \leq m_{\text{пос}} \leq m_{\text{зліт}}$  мають становити не більше 3 % від загальної кількості посадок (ресурсу).

3. Аварійне зливання надлишкової кількості палива перед вимушеною посадкою слід забезпечувати протягом такого часу:

- не більше ніж 7 хв у разі зливання до 10 000 л;
- не більше ніж 12 хв у разі зливання до 20 000 л;
- не більше ніж 15 хв у разі зливання до 30 000 л;
- за кількості надлишкового палива понад 30 000 л швидкість зливання має бути не меншою від 2000 л/хв.

4. Конструктивне виконання системи аварійного зливання має бути таким, аби:

- унеможливити у будь-якому разі зливання палива із витратних баків нижче від рівня резервного запасу, досягаючи якого екіпажу

автоматично подається інформація про залишок палива на 45 хв крейсерського польоту;

- у будь-який момент можна було б припинити аварійне зливання;
- паливо, що зливається, не створювало пожежної небезпеки;
- зливання палива не впливало на керованість літака;
- керування аварійним зливанням забезпечувалось інформацією про обмеження на аварійне зливання залежно від конфігурації літака та режимів польоту.

### **1.7. Вимоги до засобів контролю за роботою паливної системи**

1. На літаку має забезпечуватися надійний, зручний, безперервний контроль за черговістю вироблення, кількістю палива у баках, сумарною кількістю на кожен двигун або всього на літаку як у разі автоматичного, так і ручного керування виробленням.

2. Установлена на літаку система вимірювання палива має забезпечувати контроль резервного запасу з похибкою, що не перевищує  $\pm 2\%$  від встановленої величини резервного запасу, а решти палива — з похибкою  $\pm 4\%$  номіналів шкал індикаторів.

3. Датчик вимірювання подачі, що не працює, встановлений у магістралях живлення паливом двигунів, не повинен викликати суттєве підвищення гідравлічних втрат.

4. Роботу підкачувальних і перекачувальних насосів мають контролювати сигналізатори тиску; роботу системи вироблення додаткових баків можна контролювати за допомогою сигналізаторів залишку палива в них.



## 1.8. Фактори, що впливають на роботу паливної системи

Умови роботи пального в системі визначаються його температурою, тиском навколишнього повітря, витратами та швидкостями палива та його тиском біля форсунок. При підвищенні температури пального підвищується тиск його насичених парів, та знижується термостабільність. При пониженні температури збільшується густина палива і при цьому появляються значні гідравлічні втрати тиску, зменшується подача та виникає загроза забруднення фільтрів кристаликами льоду. Пониження атмосферного тиску призводить до прояву такого явища як кавітація. При високих швидкостях потоку пального підвищується заряд статичної електроенергії і знижується рівень пожежної безпеки. Підбір типу пального визначається типом двигуна.

Такий поділ спричинений особливостями роботи кожного з типів двигунів, різними висотами польоту, та багатьма іншими факторами.

Безпека польоту ПС залежить від надійності роботи силової установки. Тому паливо повинно забезпечувати в очікуваних умовах експлуатації найкраще протікання процесів згоряння, утворення суміші, і при цьому не викликати перегріву деталей двигуна, його забруднення та корозії.

В якості основних палива для авіаційних ТРД застосовуються поліпшені сорти гасу, а також палива широкого фракційного складу, що включають бензинові, гасові фракції. В даний час застосовуються палива марок Т-1, ТС-1, Т-2, РТ.

Основні фізико-хімічні властивості вуглеводневих палив характеризуються їх складом, який, в основному, визначається діапазоном температур википання палива при нормальному тиску. Чим пізніше починає закипати паливо, тим менше воно містить легких фракцій, тим більше його щільність і в'язкість, нижче випаровуваність і тиск парів, що насичують простір над поверхнею палива, при тих же температурних умовах. Із зміною температури википання палива змінюються всі його основні фізичні

властивості, а також ряд хімічних властивостей, наприклад термічна стабільність.

Основними властивостями палива, які слід враховувати при проектуванні силових установок, є: 1) щільність; 2) пружність парів; 3) в'язкість; 4) хімічна активність; 5) ступінь забрудненості водою і механічними домішками, 6) насиченість повітрям; 7) теплоємність; 8) термічна стабільність.

Найбільший тиск парів, який створюється в над паливному просторі називається тиском насичених парів та позначається  $P_t$ . Тиск насичених парів впливає на висотність паливних систем.

При випробовуванні авіаційних паливних загальноприйняте відношення парової та рідкої фаз повинно бути 4/1.

Для того щоб охарактеризувати тиск насичених парів рідин прийнята температура  $37,8^{\circ}\text{C}=100^{\circ}\text{F}$ .

При цій температурі тиск називають тиском по Рейду.

Густина палива характеризується коефіцієнтом кінематичної густини:

$$\nu_T = \frac{\mu_T}{\rho_T} \left[ \frac{\text{м}^2}{\text{с}} \right],$$

де  $\mu_T$  – коефіцієнт динамічної густини,  $\text{кг}/(\text{м}\cdot\text{с})$ ;

$\rho_T$  – масова густина,  $\text{кг}/\text{м}^3$ .

Величину коефіцієнта кінематичної густини виражають у стоксах ( $1\text{ст}=1\text{см}^2/\text{с}=10^{-4}\text{м}^2/\text{с}$ ) та сантистоксах ( $1\text{сст}=10^{-2}\text{см}^2/\text{с}=10^{-6}\text{м}^2/\text{с}=1\text{мм}^2/\text{с}$ ).

Густина палива впливає на роботу паливної системи і якість розпилу пального. Чим нижча густина, тим менші гідравлічні втрати і кращий розпил пального. Висока густина пального призводить до зменшення пропускної здатності фільтрів, підвищенням навантаженням у паливних насосах, погіршується якість згорання. Мала густина також несе негативний вплив,

оскільки підвищується швидкість зношування насосів, для яких пальне є мастильним елементом. Тому густина пального стандартизується.

Хімічна стабільність являє собою стійкість пального до окислення під час зберігання і при застосуванні. Стабільність пального залежить від наявності в пальному мінімальної кількості смол.

Термічна стабільність пального також відіграє важливу роль в стабільності роботи паливної системи. При нагріванні пального в ньому можуть відбуватися значні структурні та хімічні зміни, через які може утворюватися осад, який в свою чергу швидко забруднює паливні фільтри, що викликає перебої в подачі пального, або повністю припиняє її.

Вміст сірки, мінеральних, кислот і лугів повинен складати мінімальну частку від складу пального з метою зменшення корозійної дії.

Максимальна допустима маса механічних домішок та забруднень в пальному повинна складати не більше ніж 0,0002%. Клас чистоти пального регулюється за ДОСТ 17216-71 не гірше 7-го класу.

## **1.9. Система живлення літака**

Енергетичним джерелом для роботи авіаційних двигунів є вуглеводневе паливо, що розміщується в літаку. Чим більше запас палива на літаку, тим більше можливі дальність і тривалість польоту. Паливо на літаку розміщується у відсіках фюзеляжу, крила та іноді кіля. Для збільшення дальності польоту застосовують установку підвісних скидних баків, які розташовуються під фюзеляжем і під крилом.

На транспортних літаках встановлюють додаткові знімні баки у вантажних відсіках. В залежності від типу літака, місця розташування баків їх кількість і конструкція змінюються в широких межах.

При виборі обсягу баків необхідно враховувати, що при нагріванні обсяг палива збільшується.

Для забезпечення аварійної посадки передбачається злив палива з баків, щоб посадкова маса літака не перевищувала допустимих норм міцності шасі і інших вузлів літака.

З метою заповнення запасів палива і збільшення тривалості польоту застосовується дозаправка паливом в польоті від спеціальних літаків-заправників.

При польотах на великих висотах паливо значно охолоджується, тому є пристрій підігріву палива для запобігання забивання трубопроводів та фільтрів кристалами льоду.

Компонування паливної системи визначається:

- розташуванням паливних баків в районі центру ваги літака з тим, щоб у міру вироблення палива істотно не змінювалося центрування літака;
- максимальним використанням обсягів для розміщення палива;
- розташуванням паливних магістралей, насосів, акумуляторів нижче днища баків для того, щоб вони завжди були заповнені паливом;
- проведенням дренажної системи наддуву баків вище баків для того, щоб в ці системи не потрапляло паливо.

### **1.9.1 Порядок вироблення палива й центрування літака**

При компонуванні літака вибирається таке розташування паливних баків, щоб центр ваги літака, повністю заправленого паливом, розташовувався поблизу центру ваги порожнього (не заправленого паливом і без вантажів) літака.

Кількість витратних баків зазвичай відповідає кількості двигунів, але знаходять застосування паливні системи із загальним витратним баком для декількох двигунів.

Паливна система з витратним баком дозволяє:

- встановлювати високонапірні насоси перекачування палива в двигуни тільки в витратному баку, а в інших баках встановлювати легкі низьконапірні насоси для перекачування палива в витратний бак;

- спростити автоматичне управління і схему ручного управління виробленням палива при появі відмови;
- забезпечити простими конструктивними методами стійке живлення двигунів при різних еволюціях польоту і посадковий залишок палива (аварійний) у витратних баках для завершення польоту;
- забезпечити фільтрацію, дегазацію палива і при необхідності знизити або вирівняти температуру палива, що надходить до двигунів, і т. д.

Черговість вироблення палива визначається наступними факторами: допустимої центруванням літака, зниженням навантаження на крила, зменшенням нагрівання палива за рахунок аеродинамічного нагріву від працюючих двигунів і системи кондиціонування, завданнями, виконуваними літаком (першочергове вироблення підвісної скидного бака на швидкісних літаках).

### **1.9.2. Система подачі палива до двигунів**

Система подачі палива до двигунів включає в себе:

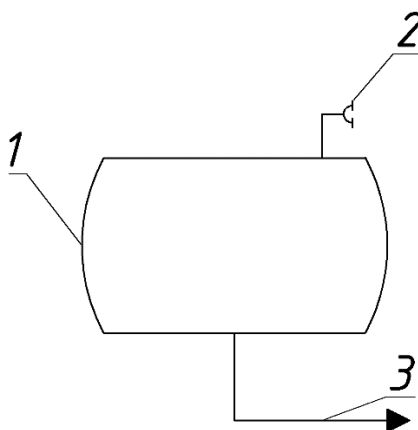
- паливний бак (зазвичай видатний бак), з якого безпосередньо паливо надходить до двигуна або двигунів (в залежності від обраної схеми);
- насоси високого тиску, які забезпечують необхідну подачу і напір палива, що надходить до насосів-регуляторів двигуна (насоси-регулятори плунжерного типу для створення тиску розпилу на форсунках в камерах згоряння двигуна вимагають підвищеного тиску на вході щоб уникнути кавітації);
- паливну магістраль від витратного бака з датчиком витратоміра, сигналізатором тиску палива перед двигуном, перекиривним краном дистанційного керування для відсічення палива від двигунів в аварійній ситуації;
- кран кільцювання для живлення двигунів від іншого витратного бака (при схемі з кількома витратними баками).

Паливна система характеризується висотою польоту, до якої забезпечується безперебійна подача палива до двигунів. Основними факторами, що визначають висотність паливної системи, є:

- тиск палива перед насосом-регулятором двигуна;
- висота польоту літака.

Вироблення палива з баків можливе наступними способами:  
самопливом, витискування, або підкачуючим насосом.

### **Подача палива самопливом:**



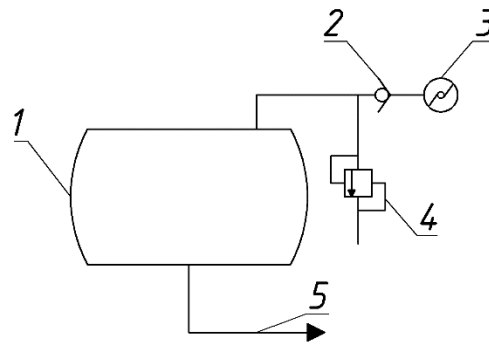
**Рис.1.1. Схема подачі палива самопливом, 1) паливний бак, 2) дренажний пристрій (забірник повітря), 3) трубопровід подачі палива до двигуна.**

При подачі палива самопливом паливо з баку потрапляє до двигуна за рахунок розрядження насоса двигуна та різності рівня. Паливний бак з'єднаний забірником дренажу з атмосферою.

Перевагою цього способу подачі є простота й невелика маса конструкції, а недоліком – малий напір палива на вході в насос.

Цей спосіб вироблення палива використовується на ЛА з малопотужними поршневими двигунами, тобто там, де потрібний тиск на вході в СУ не великий. На ЛА з двигунами, що розвивають велику тягу вироблення палива з баків самопливом застосовується для переливання палива з високорозташованого бака в нижчерозташований. Це можливо при наявності поперечного V крила.

## Подача палива витісненням:



**Рис. 1.2. Схема подачі палива витісненням, 1) паливний бак, 2) зворотній клапан, 3) забірник повітря від компресора двигуна, 4) запобіжний клапан, 5) трубопровід подачі палива до двигуна.**

Повітря з компресора (або джерела тиску від нейтрального газу) 3 через зворотний клапан 2 подається в надпаливний простір бака 1, запобіжний клапан 4 стравлює надлишковий тиск повітря в атмосферу.

Вироблення витісненням називається закритою виробленням.

Переваги закритого вироблення:

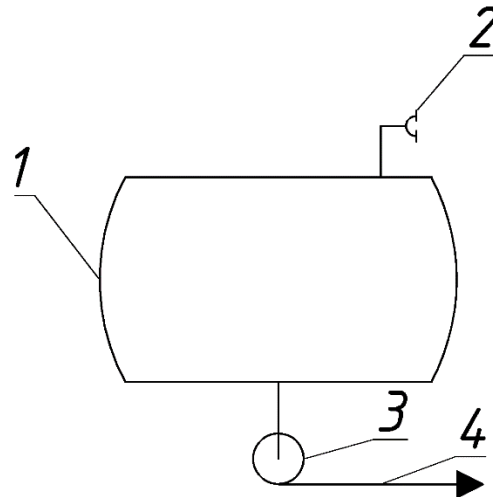
- Велика висота польоту;
- Відсутність паливних насосів на ЛА;
- Можливість регулювання тиску в баках і магістралях;
- Відсутність дренажу, тобто втрат палива на випаровування;
- Відсутність витрати енергії на привід насоса.

Недоліки:

1. Велика вага навантажених баків;
2. Мала їх живучість при пошкодженнях.

На сучасних літаках вироблення палива тільки витісненням не застосовується, але наддув бака до 0,15-0,3 атм зазвичай забезпечується або від компресора, або від швидкісного напору. При значній кількості палива воно розміщується в декількох баках, тоді бак, в якому встановлюється підкачуючий насос, називається витратним баком, а магістраль після ПН називається забірною магістраллю.

### Подача палива за допомогою підкачувальних насосів:



**Рис.1.3. Схема подачі палива за допомогою насосів, 1) паливний бак, 2) дренажний пристрій (забірник повітря), 3) підкачуючий насос, 4) трубопровід подачі палива до двигуна.**

Вироблення палива з баків підкачувальними насосами (Рис. 3.), найбільш поширена на сучасних літаках. При такому способі баки менш навантажені, мають тонкі стінки, та малу вагу. Насосом легко управляти, зазвичай приводом до підкачувального насосу слугує електричний двигун. Підкачка створює достатній тиск на вході в насос двигуна на всіх режимах та висотах польоту літака.

Недоліки: у насосів з електричним двигуном підвищена пожежонебезпека.

### 1.9.3. Система перекачування палива

Система перекачування палива у витратний бак забезпечує збереження центрування літака при виробленні палива двигуном за рахунок дотримання заздалегідь заданої черговості і порядку перекачування палива з баків паливної системи у витратний бак.

Найбільшого поширення набули системи перекачування палива в витратний бак з відцентровими електроприводними насосами. На деяких літаках за умовами підвищених темпів перекачування застосовуються



гідроприводні насоси або турбонасоси. Останнім часом в системах перекачування знаходять широке застосування струменеві насоси.

#### **1.9.4. Системи перекачування зі струменевими насосами**

Струминні насоси застосовуються для перекачування палива, відкачування залишків палива з баків складної конфігурації з великою поверхнею днища, яка характерна для баків, що розміщені в крилі.

Малі габаритні розміри і маса, відсутність рухомих частин і електропроводки визначають широке застосування їх в паливних системах, незважаючи на менший ККД, ніж у іншого виду насосів.

Привід струменевих насосів здійснюється від насосів двигуна або електроприводних відцентрових насосів.

#### **1.9.5. Система дренажу паливних баків**

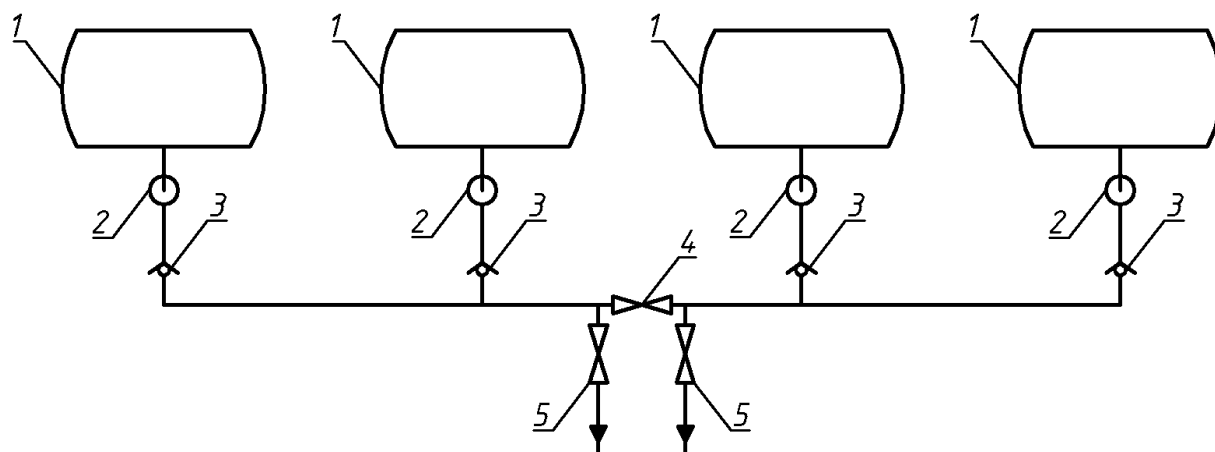
Надпаливний простір баків повідомляється з атмосферою за допомогою системи дренажу. Повідомлення надпаливного простору з атмосферою потрібно при заправці баків паливом, особливо при закритій централізованій заправці для видалення - повітря з баків, виключаючи протитиску повітря при заповненні баків; при наддуве баків для стравлювання надлишків повітря в атмосферу; при зміні висоти польоту для підтримки сталості закону перепаду тисків між надпаливним простором і зовнішньою атмосферою і т. д.

#### **1.9.6. Схеми подачі палива до двигунів**

Групи баків можуть формуватися паралельно або послідовно.

При паралельному з'єднанні кожен бак 1 забезпечується своїм підкачують насосом (2) - це дає можливість управляти витратою палива за особливою програмою. Насос одного бака (однієї групи) може працювати на режимі відмінному від режиму роботи іншого насоса. В цьому випадку зворотний клапан (3), розташований у насоса зі зниженим режимом перекидає вироблення палива і тим самим забезпечує вироблення палива з

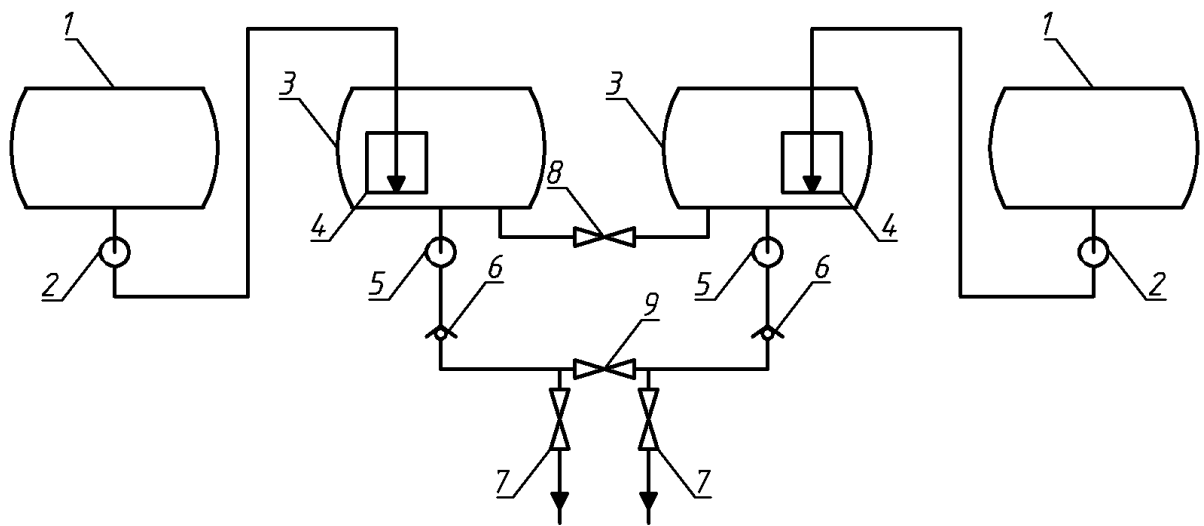
баків з підвищеним тиском, живучість системи підвищується. Для здійснення такої схеми вироблення необхідно встановлювати насоси у кожного бака (недолік), що викликає підвищення ваги.



**Рис. 1.4. Схема вироблення баків при паралельному з'єднанні, 1) паливний бак, 2) підкачувальний насос, 3) зворотній клапан, 4) кран кільцювання, 5) пожежний кран.**

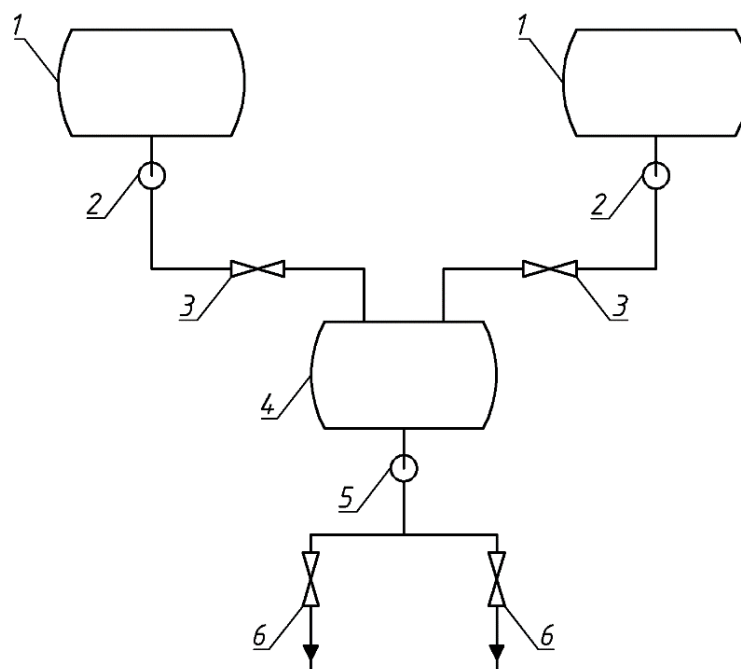
При послідовному з'єднанні баків (Рис. 5.) з кожної групи баків, паливо, перекачувальним насосом перекачується у витратний бак. Витратні баки забезпечені запобіжними клапанами, які перекривають подачу палива при досягненні певного рівня – це забезпечує баки від переповнення. Витратні баки зв'язуються краном об'єднаного харчування. Далі звичайна система.

У паливних системах, що мають магістраль палива з послідовним з'єднанням баків паливо перекачується в витратні баки або самопливом, або за допомогою перекачувального насоса. Перекачувальні насоси необхідні для подолання тиску в перекачувальних магістралях, тому вони мають меншу потужність у порівнянні з НП(Насос Підкачувальний) (зменшення габаритів і ваги). Це вимагає менших витрат потужності і полегшує вагу паливної системи.



**Рис.1.5. Схема вироблення баків при послідовному з'єднанні, 1)паливний пак, 2)перекачуючий насос, 3)витратний бак, 4)запобіжний клапан, 5)підкачуючий насос, 6)зворотній клапан, 7)пожежний кран, 8,9)кран кільцювання.**

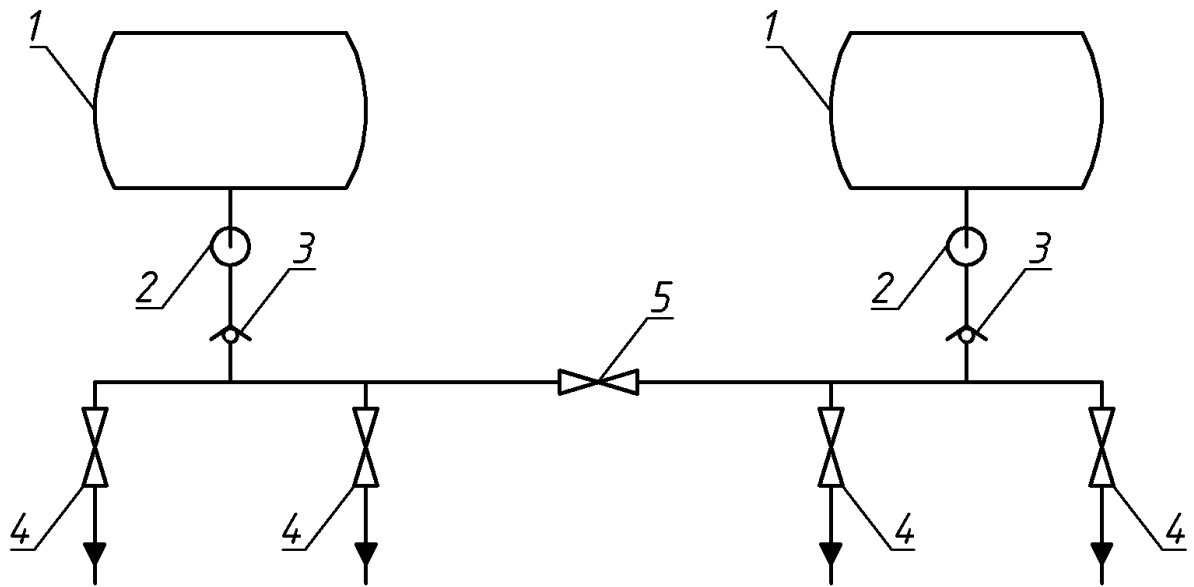
Для забезпечення подачі палива декільком двигунам використовуються автономні системи, централізовані і комбіновані магістралі.



**Рис.1.6. Схема централізованої подачі палива до 2 СУ, 1)паливний пак, 2)перекачуючий насос, 3)запірний кран, 4)витратний бак, 5)підкачуючий насос, 6)пожежний кран.**

Автономні магістралі подають паливо кожному двигуну від певних груп баків. Централізовані магістралі виконані так, що паливо від одного

витратного бака (або декількох баків) через багатোধовий кран подається до всіх двигунів.



**Рис.1.7. Схема комбінованої подачі палива до 4 СУ,**

- 1) паливний бак, 2) підкачуючий насос, 3) зворотній клапан,  
4) пожежний кран, 5) кран кільцювання.**

Комбінована магістраль являє собою поєднання автономних і централізованих магістралей. Кожна з них – це автономна система. Паливо з автономних Л і П магістралей централізовано подається двом двигунам через пожежні крани 4 і кран перехресного живлення 5.

Для підвищення надійності живлення двигунів вживають таких заходів. Перехресне живлення (кільцювання) двигунів паливом, як уже зазначалось, застосовують на ЛА з кількома групами баків та із двома або більшою кількістю двигунів. У разі виходу з ладу одного з двигунів за відкритого крана кільцювання паливо подаватиметься до двигуна, що працює, не тільки від своєї магістралі живлення, а й від магістралі живлення двигуна, що не працює. Якщо вийдуть з ладу ЕВН якої-небудь магістралі, то робота двигуна буде забезпечена за рахунок роботи ЕВН іншої магістралі живлення.

Дублювання ЕВН виражається в установленні двох насосів, що працюють паралельно, кожний з яких забезпечує подачу палива, котра може забезпечити живлення двох двигунів. Однак дублювання збільшує масу конструкції та потребує додаткової потужності приводу насосів.

## **1.10 Конструктивні елементи паливної системи літака**

### **1.10.1. Паливні баки**

В залежності від типу літака, теплових режимів роботи конструкції, розташування на літаку, паливні баки можуть бути жорсткими, м'якими і баками-кесонами.

Жорсткі баки зазвичай виконують зварюванням з алюмінієвих сплавів. Для міцності і жорсткості всередині бака встановлюють перегородки з отворами для перетікання палива. Перегородки служать також для зменшення ударів палива в стінки бака, що виникають при еволюціях ПС. Жорсткі баки вимагають великих отворів для монтажу і тому мало придатні для розміщення в крилі моноблочної (кесонної) конструкції.

М'які баки виконують з гасостійкої гуми або еластичних пластичних матеріалів, захищених зовні капроновою тканиною. В стінки бака вклеюють металеву арматуру для кріплення, наприклад, заливної горловини, насоса, датчика топливоміра, міжбакового з'єднання і т.п. М'які баки розміщують у контейнерах з гладкими стінками з алюмінієвих сплавів або склопластику. Форма бака підтримується металевими обручами, встановленими в баку, або за допомогою замків, що з'єднують його з контейнером. Знизу бака передбачається люк для доступу всередину, що закривається герметичною кришкою.

М'які баки не бояться вібрацій і не вимагають великих люків для монтажу і демонтажу, що важливо для моноблочного крила. Основний недолік – втрата еластичності при низьких температурах; вони легко знімаються при незначному розрідженні в баку.

Бак-Кесон являє собою загерметизовану частину крила (стабілізатора, кіля), в яку заливається паливо. Це дозволяє раціональніше використовувати внутрішній обсяг крила без значного збільшення маси, не вимагає робіт з монтажу і демонтажу баків. Однак баки-кесони схильні до аеродинамічних, теплових і вібраційних навантажень, які можуть викликати протікання палива. Усунення течії може представляти значні труднощі.

Паливні баки об'єднують у групи, що підвищує живучість системи і дозволяє заправляти і виробляти паливо в певній послідовності, що забезпечує оптимальне центрування ПС.

До двигунів паливо подається з витратних баків, вироблення палива з яких зазвичай не робить істотного впливу на центрування ПС. Щоб паливо не відливалось від забірного патрубку при еволюціях і негативних перевантаженнях, в витратному баку передбачається витратний відсік, постійно і повністю заповнений паливом. Паливо з інших баків в витратний перекачується насосами під тиском 0,02 – 0,03 МПа. Від переповнення паливом у витратних баках встановлюють поплавкові клапани, аналогічні клапанам системи централізованої заправки баків.

Експлуатаційна місткість всіх баків ПС  $V_E$  в кубометрах:

$$V_E = \frac{m_0 + m_P}{\rho_{\Pi}} + V_H + V_B \quad (\text{м}^3);$$

де  $m_0$  - маса палива, необхідна для польоту із заданою максимальною дальністю, кг;

$m_P$  - маса резервного запасу палива (на 45 хв польоту на крейсерських режимах і рейсових ешелонах), кг;

$\rho_{\Pi}$  - густина палива (при температурі 45°C), кг/м<sup>3</sup>;

$V_H$  - залишок палива, що не виробляється, м<sup>3</sup>;

$V_B$  - втрати на випаровування Палива в атмосферу, м<sup>3</sup>.

Залишок палива, що не виробляється, виникає внаслідок конструктивних особливостей розташування НП на баці або усередині бака. При розташуванні насосів на стінках баків залишок палива що не виробляється збільшується, але не повинен перевищувати 17% від загального об'єму баків.

Втрати на випаровування залежать від висоти польоту, сорту палива, матеріалу та площі паливного бака, конструкції зовнішніх патрубків дренажних трубопроводів. У керосину ці втрати складають приблизно 0,2% від початкової кількості за годину польоту.

Загальний об'єм баків:

$$V_{\bar{o}} = V_E + V_C + V_K \quad (\text{м}^3);$$

де  $V_K$  - об'єм баків, зайнятий конструктивними елементами і агрегатами (датчики, лічильники кількості палива, насоси, клапани граничного рівня і зливу, внутрішній набір і інші пристрої, що знаходяться усередині бака). Орієнтовно можна вважати, що  $V_K$  складає 2-3% від загального об'єму;  
 $V_C$  - вільний об'єм баків, необхідний для розширення палива при нагріві (не менше 2% від загального об'єму баків). Для наближених розрахунків можна прийняти що загальний об'єм баків  $V_C=1,05 V_E$ .

Номинальні об'єми баків вказані в ГОСТ 12448-67 і 14065-68. Загальні технічні вимоги до баків в ГОСТ 16770-71

### **1.10.2. Трубопроводи для з'єднання агрегатів магістралі і подачі палива.**

В паливній системі трубопроводи виготовляються з алюмінієвих; марганцевих сплавів, латуні і сталі. Сталеві трубопроводи застосовують в магістралях високого тиску (за НП). Для запобігання корозії трубопроводи з алюмінієвих сплавів-анодуються, сталеві-оцинковуються. Пофарбовані в жовтий колір.

Гнучкі трубопроводи (шланги) для з'єднання жорстких трубопроводів або на ділянках, де утруднений монтаж. При монтажі труб слід уникати підвищень в яких могло би накопичуватися повітря, а також прогинів, що перешкоджають виробленню і зливу палива з магістралі.

Малий радіус вигину труби збільшує гідравлічні втрати тиску і концентрацію напруг. Рекомендується вигин труби виконувати так, щоб радіус вигину труби (до осі труби) був не менш трьох її зовнішніх діаметрів. При з'єднанні декількох трубопроводів застосовуються трійники, хрестовини.

Для з'єднання жорстких труб між собою і приєднання їх до агрегатів застосовують з'єднання: дюритові, фланцеві, з розвальцьовуванням труб, муфтові і ніпельні. Гнучкі шланги з'єднують між собою за допомогою накінецьників.

### 1.10.3. Фільтри паливної системи

Паливні фільтри призначені для видалення з палива механічних домішок, води, кристалів льоду. По конструкції подібні до фільтрів гідросистеми. Застосовуються: сітчасті металеві, металокерамічні, фетрові, паперові та щілинні фільтри.

Тонкість фільтрації: щілинні 15-25 мк, фетрові 18-20 мк, паперові 10 мк, металокерамічні до 0,5 мк.

Для паливних систем характерно замерзання води, утворення кристалів льоду. Кристали забивають фільтри. Тому паливні фільтри мають збільшену поверхню фільтроелементів і перепускні клапани. На деяких літаках передбачається обігрів фільтрів.

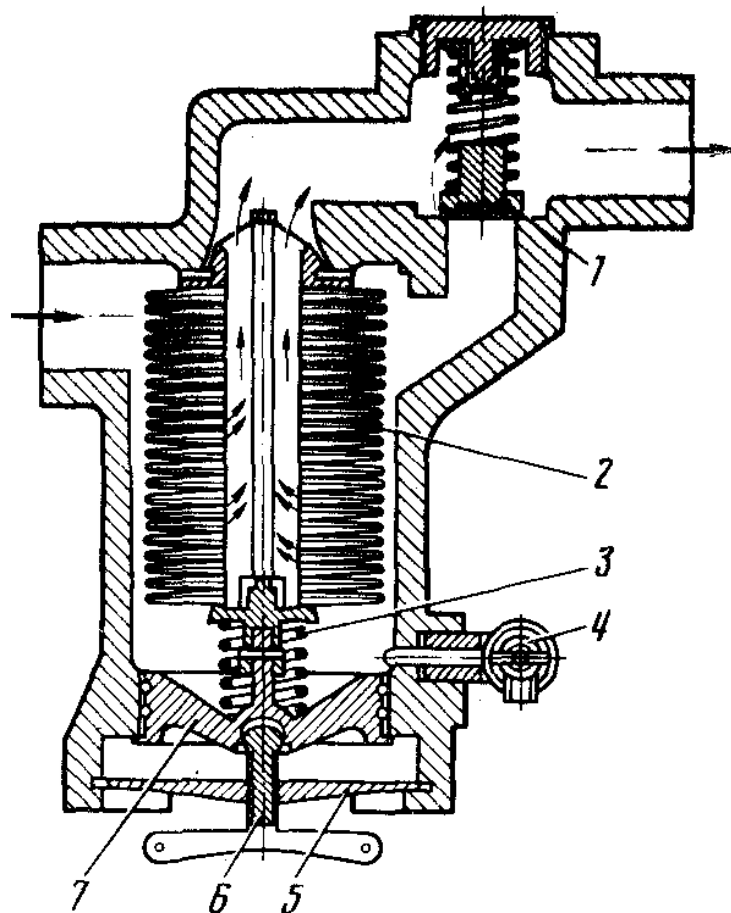


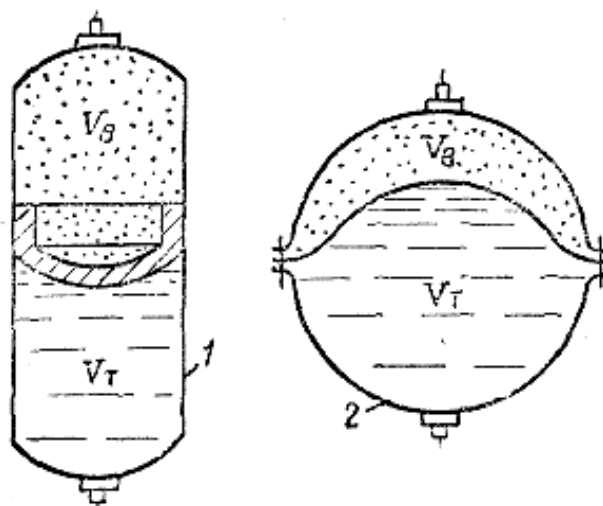
Рис.1.8. Паливний фільтр: 1) перепускний клапан, 2) сітчасті фільтруючі елементи, 3) пружина, 4) кран зливу відстою, 5) траверса, 6) гвинт, 7) кришка.



#### 1.10.4. Паливні акумулятори

Паливні акумулятори забезпечують короткочасну подачу палива до ПНД при дії близьких до нуля і негативних перевантажень, при відливі палива від НП у разі крену і ковзання літального апарату, а також відділення повітря з палива. Вони бувають з плаваючим поршнем і з мембраною (рис. 9).

Найчастіше зустрічаються мембранні так як вони більш легкі (можуть бути виконані у вигляді кулі).



**Рис.1.9. Паливні акумулятори: 1) поршневий, 2) мембранний;**

**$V_{II}(V_T)$  і  $V_{II}(V_B)$  – об'єми паливної та повітряної камер.**

При дії навантажень близьких до нуля і від'ємних перевантаженнях, коли паливо з бака не подається до перекачуючого насоса(НП2), зворотній клапан закривається і паливо, що знаходиться в паливній камері акумулятора, під тиском повітря потрапляє до підкачуючого насоса(НП1). Після закінчення дії цих перевантажень перекачуючий насос, через відкритий зворотний клапан подає паливо в акумулятор і до підкачуючого насоса. Паливний акумулятор необхідно встановлювати ближче до НП1 і зворотного клапану. При наповненні акумулятора паливом повітря, що виділяється, по дренажній трубці відводиться в бак або дренажний трубопровід.

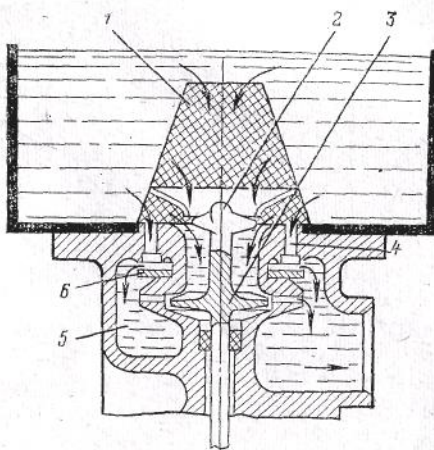
### 1.10.5. Паливні насоси

Насоси в паливних системах необхідні для створення напору перед (шестерневими) плунжерними насосами-регуляторами двигуна і для перекачування палива з бака в витратний бак.

Відцентрові і осьові паливні насоси приводяться в дію електричними двигунами постійного або змінного струму, гідравлічними і пневматичними турбінами.

Гідротурбопривідний насос працює на використанні енергії високого тиску палива, що створюється насосом, встановленим безпосередньо на двигуні, для обертання насоса перекачування, встановленого на паливному баку. Енергія передається через турбіну, встановлену на робочому колесі Паливо від двигуна, віддаючи енергію турбіні насоса, приводить в обертання низьконапірний насос з великою витратою.

Паливний насос з пневмотурбоприводом являє собою агрегат, у якого насос працює від повітряної турбіни. Стиснене повітря відбирається від компресора двигуна і по трубопроводу підводиться до місця установки агрегату. Стиснене повітря обертає турбіну і після передачі своєї енергії турбіні викидається в атмосферу.



**Рис. 1.10. Центробіжний насос підкачки НП1**

**(непрацюючий стан – зворотній клапан 6 відкритий).**

- 1) сітчастий фільтр, 2) осьове колесо, 3) центробіжне колесо,  
4) отвори, 5) відвідний пристрій, 6) зворотній клапан.**

Приклад роботи відцентрового насоса:

Паливо, що подається у центробіжний насос, проходить через сітчастий фільтр 1 (Рис. 10), який оберігає насос від потрапляння в нього механічних частинок, а також запобігає утворенню (воронки) (вихрового перебігу палива) на вході в насос при невеликій кількості палива в баку і підсосу повітря через цю воронку.

Пройшовши фільтр, паливо захоплюється осьовим колесом 2, з робочими органами у вигляді лопастей або гвинтових шнека. Колесо 2 створює деякий напір і попередню закрутку потоку перед входом його на центробіжне колесо 3. Протикавітаційні властивості насосу при цьому поліпшуються, оскільки осьове колесо забезпечує перепад тиску, що компенсує падіння тиску на вході в робоче колесо.

Центробіжне колесо 3 може бути відкритого (без дисків), напіввідкритого (однодискового) або закритого типу (дводискового), вибір того або іншого типу визначається діючими навантаженнями. Для зменшення гідравлічних втрат тиску у непрацюючому насосі передбачений зворотний клапан 6. При роботі насоса клапан перекриває отвори 4 у вхідній частині насоса. При виникненні відмов в роботі насоса, тиск падає, клапан опускається і частина рідини проходить через отвори, минаючи центробіжне колесо.

Після відцентрового колеса паливо направляється у відповідний пристрій 5, що перетворює кінетичну енергію потоку в енергію тиску.

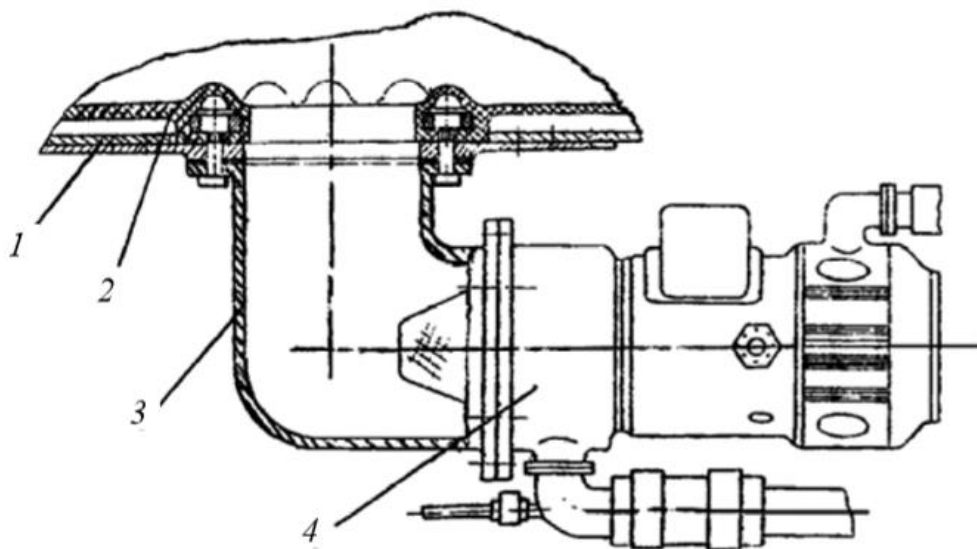
Відвідні пристрої, зазвичай зроблені у вигляді спірального або кільцевого лопаткового дифузора. З відповідного пристрою, рідина напругу поступає в паливну магістраль. Номінальний тиск центробіжних насосів (при нульовій подачі) вказаний в ГОСТ 12445-67.

Привід валу центробіжного насоса може бути або електричним або механічним. Механічний привід від валу авіаційного двигуна зазвичай з'єднується з насосом за допомогою гідро- або пневмо-турбіни. Електричний

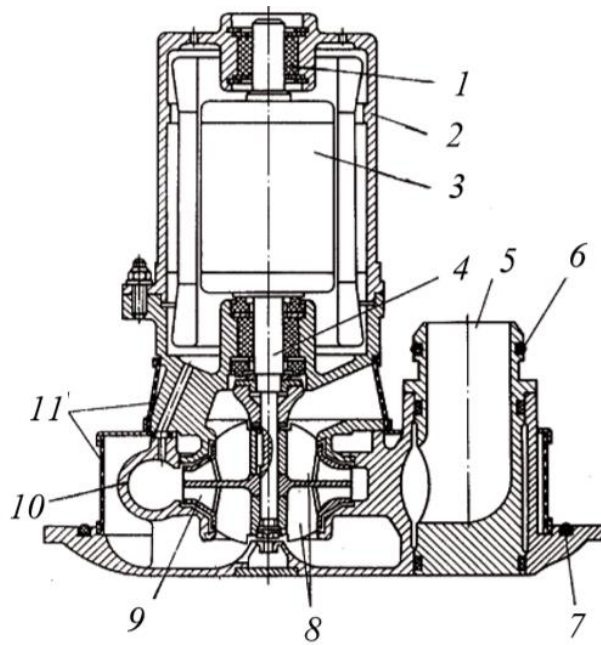
привід є найлегшим для невеликих НПІ. Для живлення електричних двигунів подібних насосів зазвичай застосовується постійна напруга 27 В.

Для більш потужних НПІ для зменшення маси приводу доцільно перейти на систему трифазного струму з напругою 115/200 В і частотою 400 Гц. Перевагою двигунів, що працюють на змінному струмі, є відсутність колектора і щіток, що збільшує їх ресурс а також знижує рівень радіоперешкод. НПІ з електричним приводом може бути розміщений зовні або усередині бака.

Позабаківі НПІ кріплять на нижній або бічній стінках бака. Останній спосіб розміщення насоса дозволяє краще використовувати позабаковий простір, але призводить до значного збільшення залишку палива, що не воробляється. Позабаківі насоси монтуються на паливному баку так, що корпус насоса з укріпленням на ньому електричним двигуном поміщається із зовнішньої сторони. Завдяки відносно вільному доступу до насоса і електричного двигуна позабаківі насоси зручні в експлуатації. Електричні двигуни укомплектовані вентиляторами для охолодження своєї конструкції. Маючи достатнє охолодження, позабаківі НПІ можуть працювати на підвищених режимах без перегріву.



**Рис. 11. Схема розміщення позабакового насоса,  
1) кесон крила, 2) фланець м'якого бака, 3) перехідник,  
4) не герметичний насос.**



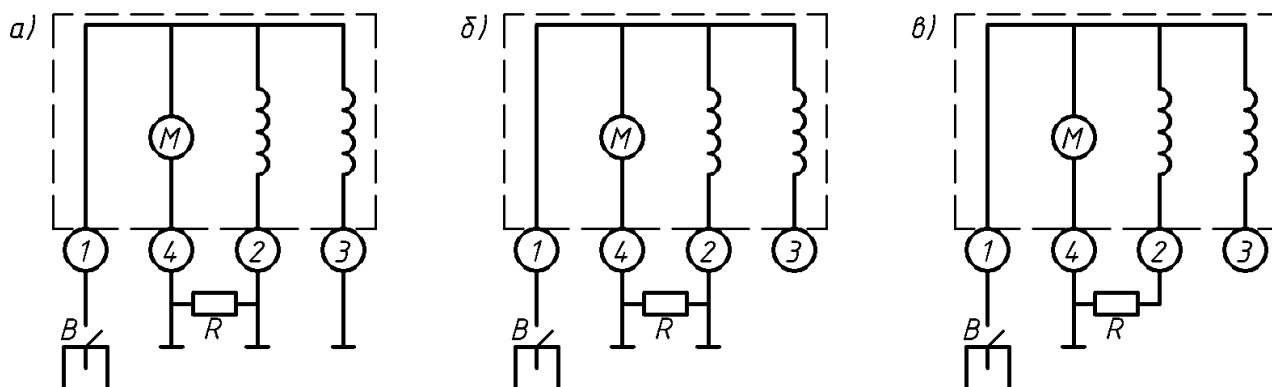
**Рис. 1.12. Типова схема конструкції внутрішньо-бакового насоса.**

Внутрішньобакові НП1 встановлюють на нижній стінці бака (Рис. 12). При внутрішньобаковому розміщенні насоса краще використовується позабаковий простір і знижується залишок палива що не вироблюється.

Основний вузол насоса складається з профільованого корпусу 10, зведеного лопаткового колеса 9, гвинтового шнека 8, посаджених на вал 4 з ущільненням 1 з обох боків. Приводом служить електродвигун 3 змінного струму напругою 200 В і частотою 400 Гц. Електромотор встановлено в кожух 2, який закріплений на корпусі хитального вузла. Під час роботи насоса безперервне охолодження електромотора забезпечується паливом, що у невеликій кількості протікає крізь отвори в корпусі у порожнину між мотором та кожухом і витікає в бак. Але при виробленні палива з бака охолодження електричного двигуна погіршується. В зв'язку з цим, робота внутрішньобакового насоса без палива не рекомендується.

Для запобігання потраплянню в насос сторонніх предметів на вході палива у насос передбачено захисну сітку 11. Ущільнювальні кільця 6 та 7 на вихідному патрубку 5 і на фланці насоса встановлені для забезпечення герметичності.

При необхідності НП1 можуть мати різну частоту обертання. Різні режими роботи насоса (наприклад, черговий, номінальний і форсований) разом з використанням зворотних клапанів забезпечують програму виробки палива при паралельно з'єднаних групах баків магістралі подачі палива до двигунів. Підвищення частоти обертання у електричних двигунів постійного струму з паралельним збудженням досягається збільшенням опору обмоток збудження.

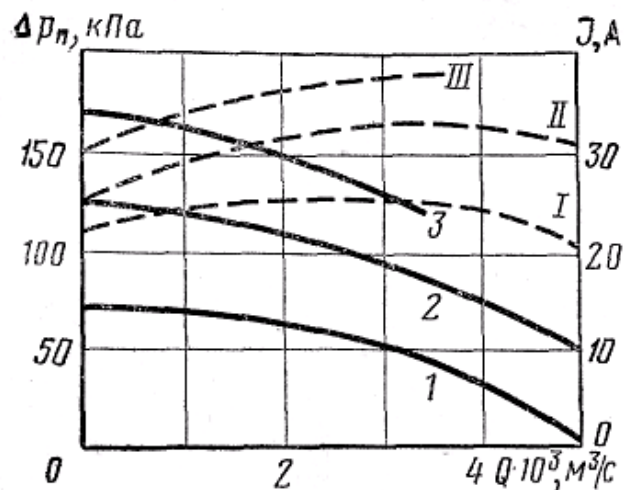


**Рис.1.13. Схема режимів роботи електричних двигунів насосів підкачки НП1, а) черговий, б) номінальний, в) форсований, R – резистор, В – вмикач/вимикач, М – двигун.**

Черговий режим роботи насоса здійснюється при двох паралельно включених обмотках збудження, що відповідає включенню всіх клем штепсельного роз'єму в бортову електричну мережу (Рис. 13, а).

Номінальний режим роботи насоса здійснюється однією обмоткою збудження шляхом відключення клем 3 (Рис. 13, б) від від'ємного дроту бортової електричної мережі.

Форсований режим роботи насоса здійснюється введенням в ланцюг обмотки збудження додаткового резистора R, для чого клем 2 (Рис. 13, в) також відключається від мінусового дроту бортової електричної мережі. При цьому змінюються характеристики НП1 (Рис. 14).



**Рис. 14. Характеристики насоса підкачки першого ступеня ЕЦН-Т (суцільні лінії) та залежності сили струму, що використовується, від подачі (пунктирні лінії) на різних режимах: 1, I - черговий; 2, II - номінальний; 3, III - форсований.**

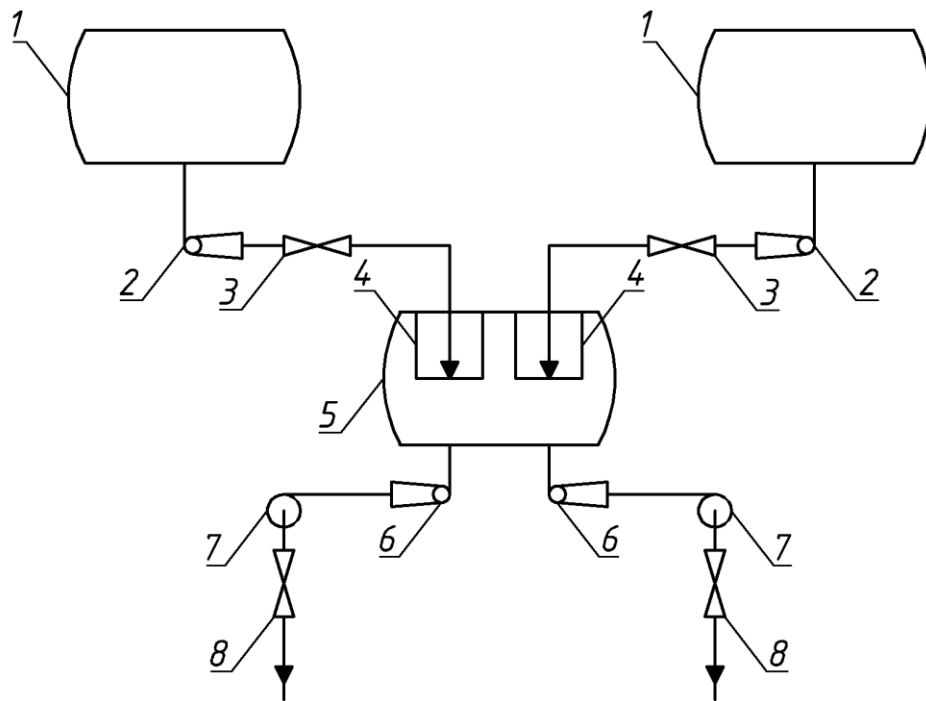
Регулюють роботу НП1 з турбоприводом, зміною подачі і тиску палива або повітря, що підводиться до турбіни. Для центробіжних НП1 з турбоприводом необхідна для приводу турбіни витрата рідини або газу (повітря) розраховується за формулою:

$$Q_T = \frac{\Delta p_{\text{НП1}}}{\Delta p_T \cdot \eta_T \cdot \eta_{\text{НП1}}} \cdot Q_{\text{ДВ}} \quad (\text{м}^3/\text{с});$$

Прийнявши значення К.К.Д. турбіни і насоса  $\eta_T = \eta_{\text{НП1}} = 0,7$  а також відношення перепаду тиску, створюваного насосом  $\Delta p_{\text{НП1}}$  до перепаду тиску, що спрацьовується на турбіні  $\Delta p_T$ , близько 0,05, отримаємо, що витрата повітря або рідини в даному випадку має бути приблизно в 10 разів менше ніж витрати палива двигуном  $Q_{\text{ДВ}}$ .

#### Струменеві насоси

На деяких типах ПС встановлюють паливоструменеві насоси (ПСН). У струменевих насосах тиск створюється кінетичною енергією потоку робочої рідини (пара, газу). Розрізняють рідкоструминні, пароструминні і газоструминні насоси.



**Рис.15. Схема централізованої подачі палива до 2 СУ з використанням ПСН, 1)паливний бак, 2) перекачуючий ПСН, 3) запірний кран, 4) запобіжний клапан, 5) витратний бак, 6) підкачуючий ПСН, 7) підкачуючий насос, 8) пожежний кран.**

Струменеві насоси використовують для всмоктування і нагнітання рідин. У першому випадку вони носять назву ежекторів, у другому – інжекторів. Крім цього, струменеві насоси можуть бути використані для охолодження або нагрівання рідин шляхом їх безпосереднього змішування з іншими рідинами, парами или газами.

Основними частинами струменевих насосів є: сопло, змішувальна камера і дифузор

Для ПСН із заданою продуктивністю по всмоктуваному паливу  $Q_B$  прокачування робочого палива можна визначити за формулою:

$$Q_p = \frac{Q_B}{i} \quad (\text{м}^3/\text{с});$$

де  $i$  - коефіцієнт всмоктування. Оптимальні значення  $i = 0,9 \dots 1,2$ .



## 1.11 Опис проектованої паливної системи

Загальною метою розробки є проектування паливної системи, яка по своїх характеристиках надійності та живучості, пожежо- і вибухобезпеці, ремонтно- та контролепридатності, експлуатаційній технологічності задовольняла б сучасні нормативні, експлуатаційні та економічні вимоги.

Умови, в яких експлуатуються ЛА, можна розділити на внутрішні і зовнішні.

Зовнішні умови залежать від навколишнього повітряного середовища, метеорологічної обстановки, електромагнітних і світлових випромінювань, збурення магнітного поля Землі, аномалій гравітаційного поля Землі, електростатичних полів, рівня іонізації атмосфери і космічного простору і т.п. Зовнішні умови змінюються від різних випадкових причин, внаслідок чого з'являються випадкові збурення і перешкоди у роботі обладнання ЛА.

Велика частина обладнання, як правило, розміщується всередині ЛА і його функціонування залежить від фізичних умов всередині кабін і відсіків.

Внутрішні умови задаються при проектуванні ЛА та його обладнання і підтримуються в польоті в необхідних межах відповідними автоматичними регуляторами.

Якщо ж не вжиті спеціальні заходи, то кліматичні умови всередині ЛА можуть змінюватися в наступних межах:

-температура повітря від +50 до -60°C, а поблизу нагрітих частин двигуна — до 100° С;

- тиск повітря в не герметизованих кабінах і відсіках - від 700-800 мм рт. ст. біля поверхні Землі до  $10^{-6}$  мм рт. ст. на висоті 200 км;

-щільність повітря від 1,2250 до  $3,6 \cdot 10^{-10}$  кг/м<sup>3</sup> при зміні висоти від 0 до 200 км;

-відносна вологість — від 0 до 100%.

Зміни температури призводять до зміни механічних і електричних параметрів елементів пристроїв. Зміни тиску і щільності впливають на відведення тепла від приладів, на властивості мастил в опорах, змінюють

провідність у повітряних зазорах конденсаторів. Надлишок вологості викликає посилену корозію металів, а також є причиною появи конденсованої вологи і обмерзання при низькій температурі.

Крім кліматичних впливів на роботу бортового обладнання ЛА впливають механічні дії (вібрації, перевантаження). Механічні дії можуть змінюватися в наступних межах:

- лінійні прискорення центру мас ЛА — до 5 g на пілотованих ЛА і до декількох сотень g— на безпілотних ЛА;

- вібраційні лінійні прискорення в місцях кріплення приладів — від одиниць до декількох тисяч герц по частоті і від одиниць до декількох десятків g по прискоренню;

- кутові прискорення, викликані коливаннями ЛА навколо центру мас, до декількох десятків  $1/c^2$ ;

- кутові прискорення, викликані пружними вигинними і крутильними коливаннями конструкції ЛА, - до декількох десятків герц по частоті і декількох десятків  $1/c^2$  по амплітуді.

Механічні впливи сприймаються рухомими елементами приладів, внаслідок чого виникають похибки вимірювання, розвиваються втомні процеси і з'являються поломки деталей.

При проектуванні обладнання ЛА необхідно враховувати умови його роботи, можливі наслідки шкідливого впливу перепадів (поміх) та розробляти заходи щодо усунення цих впливів на працездатність і технічні характеристики бортового обладнання.

Встановлене на літаках обладнання працює в умовах, що значно відрізняються від наземних. Так, температура навколишнього середовища може змінюватися від  $-60$  до  $+60^{\circ}$  C, а поблизу джерел тепла (двигуни, обшивка літака при надзвукових польотах і т. д.) вона може сягати  $+250^{\circ}$  C і вище. В значних межах змінюються також щільність і вологість повітряного середовища.

Зміна фізичних властивостей навколишнього середовища впливає на роботу обладнання літака.

Коливання температурного режиму середовища викликають зміни омичного опору проводів, електричної ємності акумуляторних батарей, параметрів радіоелектронних елементів, в'язкості мастильних матеріалів.

Зміна щільності і вологості середовища тягне за собою погіршення умов охолодження і комутації в електричних машинах і агрегатах, зміна механічної міцності, габаритів і форм елементів обладнання.

Механічні впливи у вигляді вібрацій, перевантажень і ударів, негативно впливають на роботу обладнання які можуть з'явитися причиною руйнувань агрегатів обладнання або їх елементів, обриву електропроводів, псування електроізоляційних матеріалів, помилкового спрацьовування виконавчих пристроїв і т. д.

До обладнання ЛА пред'являються численні вимоги, які умовно можна розбити на чотири групи: технічні, експлуатаційні, виробничо-технологічні та економічні.

До технічних вимог зазвичай відносять такі, виконання яких забезпечує якість вирішення завдань, поставлених перед польотом ЛА, наприклад:

- точність і надійність роботи не гірше заданих;
- термін служби (ресурс) — достатній для виконання завдання;
- час підготовки до роботи-мінімальний і т. п.

Експлуатаційні вимоги висуваються з метою забезпечення зручності і простоти експлуатації обладнання при підготовці до польоту і безпосередньо в польоті. До них відносяться:

- контролепридатність;
- можливість заміни окремих приладів при їх відмові без додаткового налаштування і регулювання системи в цілому;
- наявність блокувань, що виключають самовключення;
- неможливість неправильного підключення приладів;
- безпека роботи з приладами та інші.

Виробничо-технологічні вимоги повинні забезпечити наступні характеристики обладнання:

- мінімальні масу і габарити;
- мінімальне споживання всіх видів енергії;
- уніфікацію приладів;
- стійкість до впливу зовнішніх факторів і відсутність впливу на сусідні прилади та пристрої;
- простоту виготовлення.

Економічні вимоги визначають мінімально можливу вартість розробки, виготовлення та експлуатації обладнання з урахуванням задоволення всім іншим вимогам.

До авіаційного обладнання пред'являються такі вимоги:

- мінімальні маса, габарити і вартість;
- висока надійність і безвідмовність функціонування систем та їх елементів протягом встановленого для них ресурсу при температурі середовища від  $+60^{\circ}$  до  $-60^{\circ}$  або  $+80^{\circ}\text{C}$  і її вологості до 100% в умовах експлуатації літаків з аеродромів або гідродромів;
- працездатність обладнання і систем незалежно від їх положення в просторі, можливих вібраційних і ударних динамічних впливів і режиму польоту літака;
- висока вибухобезпечність, вогнестійкість і негорючість агрегатів і матеріалів, що застосовуються для виготовлення всіх елементів системи;
- відсутність або зведення до мінімуму взаємного впливу між окремими агрегатами і системами електрообладнання, так і на інше встановлене обладнання при їх одночасній роботі;
- висока точність вимірювання необхідних параметрів і своєчасне спрацьовування виконавчих пристроїв по вхідним командам;
- максимальний рівень уніфікації і стандартизації систем електрообладнання, що дозволяє розширити можливість його широкого

застосування без доопрацювання на літаках різного призначення та підвищити ремонтпридатність;

– можливість виконання автоматизованого контролю працездатності встановленого на борту обладнання при проведенні передпольотної підготовки та ручного контролю систем та їх елементів при регламентних роботах.

Паливна система літака (рис. 13) містить наступні основні елементи:

- міжбакові пластинчасті зворотні клапани 1;
- струменеві насоси 2;
- зворотні клапани 3;
- сигналізатори тиску 4;
- пожежні крани 5,7;
- насос підкачки ДСУ 6;
- запірні крани 8,10;
- кран перехресного живлення 9;
- горловину зливу пального при технічному Огляді 11;
- підкачуючі насоси 12, 14;
- колектор забору пального 13.

### **Принцип роботи паливної системи літака ОС1**

Схема паливної системи літака ОС1 з двома турбореактивними двигунами зображена на рис. 13. За повного заправлення літака паливом забезпечується дальність польоту до 10000 км. Паливо розміщене в п'яти баках-кесонах, зокрема в центропланному баці 0 черги, у двох внутрішніх баках I черги і у двох зовнішніх баках II черги. Центропланний бак є резервним, тож його заправляють лише у разі наддалеких польотів.

Паливна система літака ОС-1 побудована за принципом послідовного вироблення. За наявності палива в центропланному баці здійснюється його першочергове вироблення в обидва двигуни насосами 12. Для забезпечення повного вироблення центропланного бака в ньому встановлено колектори 13 із забірниками між стрингерами.

Для вироблення палива з баків застосовані дворезимні підкачувальні насоси 12, 14. У разі вироблювання центропланного бака його насоси 12 вмикаються на підвищений режим, а насоси 14 баків I черги — на номінальний режим, що забезпечує першочергове вироблення центропланного бака. При цьому насоси баків II черги не вмикаються. Після вироблення центропланного бака за сигналом падіння тиску за насосами цього бака підкачувальні насоси баків I черги перемикаються на підвищений режим і одночасно вмикаються насоси баків II черги на номінальний режим. Після цього відбувається подача палива у двигуни з баків I черги.

За повного вироблювання баків I черги їх насоси автоматично вимикаються і подача палива у двигуни насосами баків II черги триває. Надійне живлення двигунів із баків II черги забезпечується безперервним перекачуванням палива струминними насосами 2 в насосні відсіки, які протягом усього польоту заповнені паливом.

Запобігання розриву потоку палива в магістралях за живлення двигунів самопливом досягається закриттям крана 8 після вироблення палива з баків 0 та I черг.

Магістралі живлення паливом лівого та правого двигунів з'єднані також магістраллю перехресного живлення через кран 9. До магістралі перехресного живлення підімкнені допоміжний насос 6 подачі палива до допоміжної силової установки, кран 7, а також кран 10 і горловина 11 для зливу палива в паливозаправник під час технічного обслуговування літака на землі.

При виникненні екстреної ситуації, що вимагає аварійного зливу палива, кран 8 встановлюється в закриті положення, насоси баків 0, та I черги, переходять на форсований режим, і відкривається кран аварійного зливу, а живлення двигунів відбувається з баків II черги, насоси яких переходять на номінальний режим роботи. Живлення двигунів з баків II черги, дозволяє не залежати від ситуації аварійного зливу яка виникла, що позитивно впливає на безперебійну роботу силової установки.

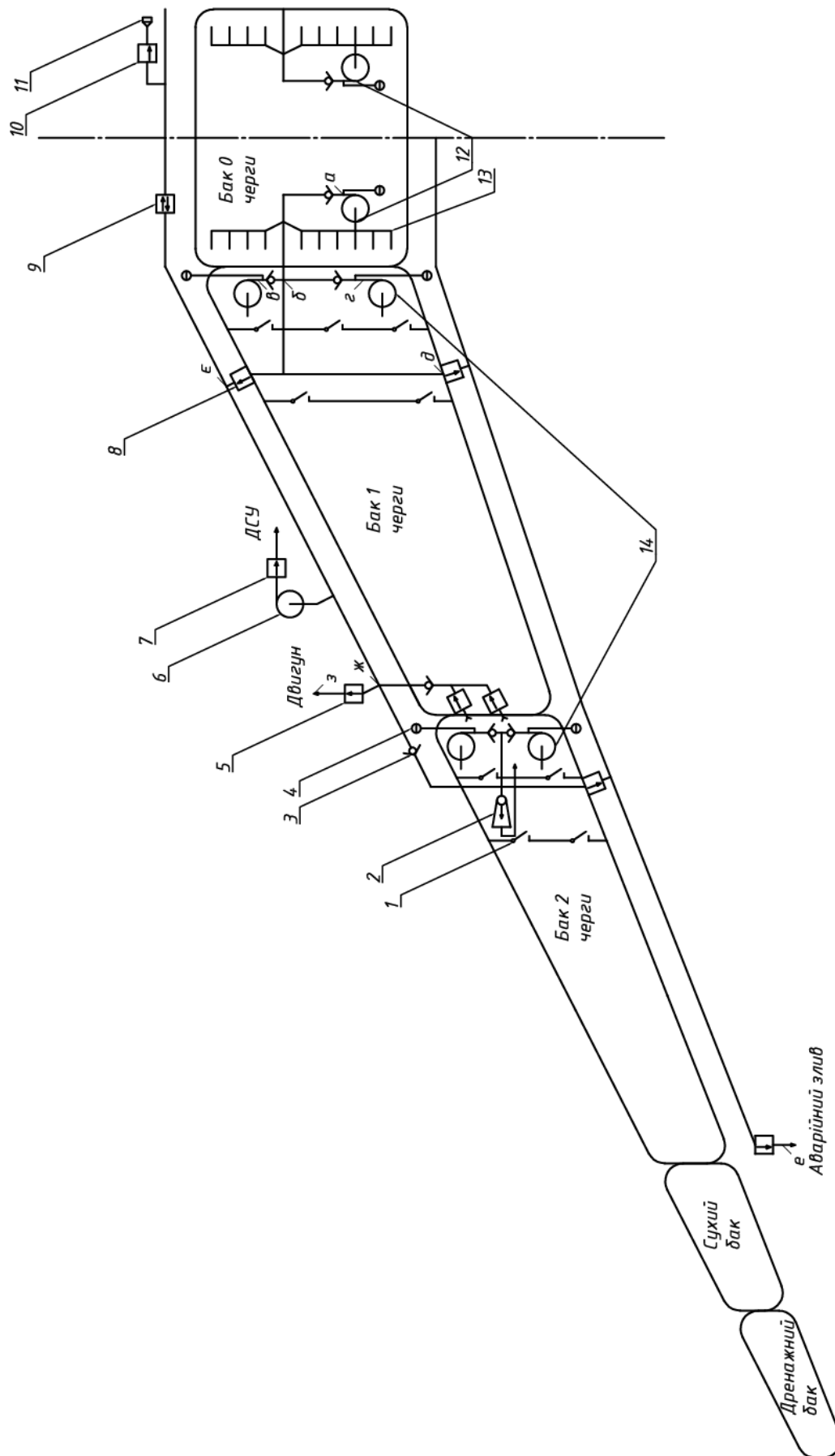


Рис. 16. Схема паливної системи літака ОС1

## 1.12 Гідравлічний розрахунок паливної системи літака ОС1

Для розрахунків гідравлічної системи, що пов'язані з підбором трубопроводів а також насосів, складено таблицю вхідних параметрів.

### Вхідні данні

Таблиця 1.1

Найменування та розмірність параметру	Позн.	Знач.
Тяга двигуна(злітна), кН	$R_{зл}$	330
Питома витрата палива двигуном(зліт. режим), кг/Н·год	$C_{пзл}$	35,02
Густина палива, кг/м <sup>3</sup> : при $t = +40\text{ }^{\circ}\text{C}$ при $t = -50\text{ }^{\circ}\text{C}$	$\rho_{п}$	762 828
Кінематична в'язкість палива, м <sup>2</sup> /с: при $t = +40\text{ }^{\circ}\text{C}$ при $t = -50\text{ }^{\circ}\text{C}$	$\nu_{п}$	$1,0 \cdot 10^{-6}$ $14,9 \cdot 10^{-6}$
Тиск насиченої пари, КПа: при $t = +40\text{ }^{\circ}\text{C}$ при $t = -50\text{ }^{\circ}\text{C}$	$p_t$	8,13 1,65
Кавітаційний запас насоса двигуна, МПа	$\Delta p_{кв\ нд}$	0,03
Швидкість потоку палива (живлення двигунів.), м/с	$v_{п}$	2,55
Швидкість потоку палива (аварійний злив), м/с	$v_{п}$	5
Експлуатаційне перевантаження: поперечне	$n_y$	2,5

Таблиця коефіцієнтів місцевих втрат тиску  $\xi$

Таблиця 1.2

Зворотній клапан	1,7	Поворот 90°	0,2
Перекривний кран	2	Поворот 45°	0,5
Датчик густиноміра	2	З'єднання трубопроводів	0,3
Датчик витратоміра	7	Трійник(зустріч потоків > <)	1,5
Трубка вентурі	0,5	Трійник(розподіл потоків < >)	3
Хрестовина(об'єднання)	3,7	Трійник(відгалуження)	1,5
Хрестовина(розподіл)	2,1	Трійник(прохід)	0,5



В розрахунку приведеному нижче, розглянута ситуація, випадку аварійного зливу палива з баків 0, та II черги, за допомогою підкачуючих насосів з використанням їх форсованого режиму. Ціллю розрахунків є отримання значень необхідної подачі і тиску насосів, а також визначення діаметрів трубопроводів.

1) Визначаємо витрату палива двигуном на злітному режимі,

$$Q_{ДВЗл} = \frac{C_{ПЗл}}{\rho_{П}} \cdot R_{Зл} = \frac{35,02684164}{762} \cdot 330 \cdot \frac{1}{3,6 \cdot 10^3} = 4,214 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3/\text{с}.$$

2) Визначаємо діаметри трубопроводів,

2.1) Трубопровід, що є розгалуженнями від основного, і веде безпосередньо до двигуна,

при швидкості потоку пального  $V_{п} = 2,55 \text{ м/с}$

$$d_{Ж1Д} = 2 \cdot \sqrt{\frac{Q_{ДВЗл}}{\pi \cdot v_{П}}} = 2 \cdot \sqrt{\frac{0,004297}{\pi \cdot 2,55}} = 0,04587, \text{ м}.$$

Згідно сортаменту трубопроводів, обираємо найближчий трубопровід що підходить під наші параметри - 50x47 мм.

2.2) Трубопровід живлення двигунів: при швидкості потоку пального  $V_{п} = 2,55 \text{ м/с}$

$$d_{ЖД} = 2 \cdot \sqrt{\frac{2}{1} \cdot \frac{Q_{ДВЗл}}{\pi \cdot v_{П}}} = 2 \cdot \sqrt{\frac{2}{1} \cdot \frac{0,004297}{\pi \cdot 2,55}} = 0,06487, \text{ м}.$$

Розглядається випадок коли 1 насос відразу живить 2 двигуна.

Згідно сортаменту трубопроводів, обираємо найближчий трубопровід що підходить під наші параметри - 71x65 мм.

2.3) Трубопровід аварійного зливу пального:

При швидкості потоку пального  $V_{п} = 5 \text{ м/с}$  ;

При зливанні понад 30 000 л палива швидкість зливання має забезпечувати витрату не менше ніж 2000 л/хв, тобто 30 000 л, за 15 хв.

У зв'язку з великою кількістю палива, яке необхідно злити за короткий проміжок часу, було прийнято рішення розподілити його злив на дві

незалежні частини, оснастивши ліву та праву консоль крила системою аварійного зливу(у випадку відмовлення одного з кранів аварійного зливу (перед самим виходом пального в атмосферу) передбачена єдина магістраль яка об'єднує в собі виходи двох незалежних систем), це дозволило отримати наступні дані:

$Q_{\text{АВАР.ЗЛ.}} = 2000 \text{ л/хв} = 0,03333 \text{ м}^3/\text{с}$  виконаємо розподіл на дві частини,

$$Q_{\text{АВАР.ЗЛ.}} = \frac{0,03333}{2} = 0,016665 \frac{\text{м}^3}{\text{с}};$$

$$d_{\text{АВАР.ЗЛ.}} = 2 \cdot \sqrt{\frac{Q_{\text{АВАР.ЗЛ.}}}{\pi \cdot v_{\text{П}}}} = 2 \cdot \sqrt{\frac{0,016665}{\pi \cdot 5}} = 0,06514, \text{ м.}$$

Згідно сортаменту трубопроводів, обираємо найближчий трубопровід що підходить під наші параметри - 71x65 мм.

3)Визначаємо потрібний тиск на вході в насос двигуна,

$$p_{\text{ВХ}_{\text{Н.Д}}} = 1,25 \cdot p_t + \Delta p_{\text{КАВ}_{\text{Н.Д}}}.$$

При  $t = +40^\circ\text{C}$

$$p_{\text{ВХ}_{\text{Н.Д}}} = 1,25 \cdot 8,13 \cdot 10^{-3} + 0,03 = 0,0402 \text{ МПа.}$$

При  $t = -50^\circ\text{C}$

$$p_{\text{ВХ}_{\text{Н.Д}}} = 1,25 \cdot 1,65 \cdot 10^{-3} + 0,03 = 0,0321 \text{ МПа.}$$

4)Визначаємо інерційні та гідростатичні втрати тиску,

$$l_y = 4,3 \text{ м.}$$

$$\Delta p_{\text{МАС}} = n_y \cdot l_y \cdot \rho_{\text{П}} \cdot g.$$

При  $t = +40^\circ\text{C}$

$$\Delta p_{\text{МАС}} = 2,5 \cdot 4,3 \cdot 762 \cdot 9,81 = 0,0804 \text{ МПа.}$$

При  $t = -50^\circ\text{C}$

$$\Delta p_{\text{МАС}} = 2,5 \cdot 4,3 \cdot 828 \cdot 9,81 = 0,0873 \text{ МПа.}$$

5)Визначаємо числа Рейнольдса,

$$Re = \frac{v_{\text{П}} \cdot d_{\text{МАГ}}}{\nu_{\text{П}}}.$$

При  $t = +40^{\circ}\text{C}$

Для трубопроводу  $d_{\text{Ж1Д}}$ ,

Уточнюємо швидкість руху палива,

$$v_{\text{П}} = \frac{4 \cdot Q}{\pi \cdot d^2} = \frac{4 \cdot 0,004297}{\pi \cdot 0,047^2} = 2,43 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

$$Re_{\text{Ж1Д}} = \frac{2,43 \cdot 0,047}{0,000001} = 114148,3682.$$

Для трубопроводу  $d_{\text{ЖД}}$ ,

Уточнюємо швидкість руху палива,

$$v_{\text{П}} = \frac{4 \cdot Q}{\pi \cdot d^2} = \frac{4 \cdot 2 \cdot 0,004297}{\pi \cdot 0,065^2} = 2,54 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

$$Re_{\text{ЖД}} = \frac{2,54 \cdot 0,065}{0,000001} = 165076,1017.$$

Для трубопроводу  $d_{\text{АВАР ЗЛ}}$ ,

Уточнюємо швидкість руху палива,

$$v_{\text{П}} = \frac{4 \cdot Q}{\pi \cdot d^2} = \frac{4 \cdot 0,016665}{\pi \cdot 0,065^2} = 5,02 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

$$Re_{\text{АВАР.ЗЛ.}} = \frac{5,02 \cdot 0,065}{0,000001} = 326439,031.$$

При  $t = -50^{\circ}\text{C}$

Для трубопроводу  $d_{\text{Ж1Д}}$

$$Re_{\text{Ж1Д}} = \frac{2,43 \cdot 0,047}{0,0000149} = 7661,0.$$

Для трубопроводу  $d_{\text{ЖД}}$

$$Re_{\text{ЖД}} = \frac{2,54 \cdot 0,065}{0,0000149} = 11078,9.$$

Для трубопроводу  $d_{\text{АВАР.ЗЛ.}}$

$$Re_{\text{АВАР.ЗЛ.}} = \frac{5,02 \cdot 0,065}{0,0000149} = 21908,7.$$

б) Визначаємо коефіцієнти опору тертя,

$$\lambda_{\text{ТР}} = \frac{0,316}{\sqrt[4]{Re}}$$

При  $t = +40^{\circ}\text{C}$

Для трубопроводу  $d_{\text{Ж1Д}}$

$$\lambda_{\text{Ж1Д}} = \frac{0,316}{\sqrt[4]{114148,3682}} = 0,01719.$$

Для трубопроводу  $d_{\text{ЖД}}$

$$\lambda_{\text{ЖД}} = \frac{0,316}{\sqrt[4]{165076,1017}} = 0,01568.$$

Для трубопроводу  $d_{\text{АВАР.ЗЛ.}}$

$$\lambda_{\text{АВАР ЗЛ.}} = \frac{0,316}{\sqrt[4]{326439,031}} = 0,01322.$$

При  $t = -50^{\circ}\text{C}$ ,

Для трубопроводу  $d_{\text{Ж1Д}}$

$$\lambda_{\text{Ж1Д}} = \frac{0,316}{\sqrt[4]{7661,0}} = 0,03378.$$

Для трубопроводу  $d_{\text{ЖД}}$

$$\lambda_{\text{ЖД}} = \frac{0,316}{\sqrt[4]{11078,9}} = 0,03080.$$

Для трубопроводу  $d_{\text{АВАР ЗЛ.}}$

$$\lambda_{\text{АВАР ЗЛ.}} = \frac{0,316}{\sqrt[4]{21908,7}} = 0,02597.$$

7) Визначаємо приведені коефіцієнти гідравлічних втрат,

$$K_{\text{ПР}_n} = \frac{4}{\pi \cdot d_n^2} \cdot \sqrt{\lambda_{\text{ТР}} \cdot \frac{l_n}{d_n} \cdot \sum \xi_n}$$

(Розглядаємо випадок аварійного зливу палива з баків 0 та I черги),

При  $t = +40^{\circ}\text{C}$ ,

Магістраль а-б, трубопровід  $d_{\text{ЖД}}$ :

$$K_{\text{ПРА-Б}} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,01322 \cdot \frac{3,5}{0,065} \cdot 1,9} = 487,03 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль в-б, трубопровід  $d_{\text{ЖД}}$ :

$$K_{\text{ПП}_{\text{В-Б}}} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,01322 \cdot \frac{0,8}{0,065} \cdot 1,7} = 411,30 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль г-б, трубопровід  $d_{\text{ЖД}}$ :

$$K_{\text{ПП}_{\text{Г-Б}}} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,01322 \cdot \frac{2,2}{0,065} \cdot 1,7} = 441,62 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль б-д, трубопровід  $d_{\text{ЖД}}$ :

$$K_{\text{ПП}_{\text{Б-Д}}} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,01322 \cdot \frac{5,66}{0,065} \cdot 6,7} = 844,40 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль д-е, трубопровід  $d_{\text{АВАР.ЗЛ.}}$ :

$$K_{\text{ПП}_{\text{Д-Е}}} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,01322 \cdot \frac{20}{0,065} \cdot 7,5} = 1024,96 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

При  $t = -50^\circ\text{C}$ ,

Магістраль а-б, трубопровід  $d_{\text{ЖД}}$ :

$$K_{\text{ПП}_{\text{А-Б}}} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,02597 \cdot \frac{3,5}{0,065} \cdot 1,9} = 547,33 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль в-б, трубопровід  $d_{\text{ЖД}}$ :

$$K_{\text{ПП}_{\text{В-Б}}} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,02597 \cdot \frac{0,8}{0,065} \cdot 1,7} = 428,28 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль г-б, трубопровід  $d_{\text{ЖД}}$ :

$$K_{\text{ПП}_{\text{Г-Б}}} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,02597 \cdot \frac{2,2}{0,065} \cdot 1,7} = 483,97 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль б-д, трубопровід  $d_{\text{ЖД}}$ :

$$K_{\text{ПП}_{\text{Б-Д}}} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,02597 \cdot \frac{5,66}{0,065} \cdot 6,7} = 902,15 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль д-е, трубопровід  $d_{\text{АВАР.ЗЛ.}}$ :

$$K_{\text{ПР}_{\text{Д-Е}}} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,02597 \cdot \frac{20}{0,065} \cdot 7,5} = 1186,14 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

8) Визначаємо приведенний коефіцієнт гідравлічних втрат послідовно-паралельних з'єднань.

Приведений коефіцієнт паралельних з'єднань а-б, в-б, г-б.

$$K_{\text{ПР}\Sigma\text{ПАР.}} = \frac{K_{\text{ПР}_{\text{А-Б}}} \cdot K_{\text{ПР}_{\text{В-Б}}} \cdot K_{\text{ПР}_{\text{Г-Б}}}}{K_{\text{ПР}_{\text{А-Б}}} \cdot K_{\text{ПР}_{\text{В-Б}}} + K_{\text{ПР}_{\text{А-Б}}} \cdot K_{\text{ПР}_{\text{Г-Б}}} + K_{\text{ПР}_{\text{В-Б}}} \cdot K_{\text{ПР}_{\text{Г-Б}}}}.$$

При  $t = +40^\circ\text{C}$ ,

$$K_{\text{ПР}\Sigma\text{ПАР.}} = \frac{487,03 \cdot 411,30 \cdot 441,62}{487,03 \cdot 411,30 + 487,03 \cdot 441,62 + 411,30 \cdot 441,62} = 148,17 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

При  $t = -50^\circ\text{C}$ ,

$$K_{\text{ПР}\Sigma\text{ПАР.}} = \frac{547,33 \cdot 428,28 \cdot 483,97}{547,33 \cdot 428,28 + 547,33 \cdot 483,97 + 428,28 \cdot 483,97} = 160,56 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Приведений коефіцієнт послідовних з'єднань б-д, д-е.

$$K_{\text{ПР}\Sigma\text{ПОС.}} = \sqrt{K_{\text{ПР}_{\text{Б-Д}}}^2 + K_{\text{ПР}_{\text{Д-Е}}}^2}.$$

При  $t = +40^\circ\text{C}$ ,

$$K_{\text{ПР}\Sigma\text{ПОС.}} = \sqrt{844,40^2 + 1024,96^2} = 1327,99 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

При  $t = -50^\circ\text{C}$ ,

$$K_{\text{ПР}\Sigma\text{ПОС.}} = \sqrt{902,15^2 + 1186,14^2} = 1490,24 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Визначаємо сумарний коефіцієнт послідовно-паралельних з'єднань,

$$K_{\text{ПР}\Sigma} = \sqrt{K_{\text{ПР}\Sigma\text{ПАР.}}^2 + K_{\text{ПР}\Sigma\text{ПОС.}}^2}.$$

При  $t = +40^\circ\text{C}$ ,

$$K_{\text{ПР}\Sigma} = \sqrt{148,17^2 + 1327,99^2} = 1336,23 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

При  $t = -50^\circ\text{C}$ ,

$$K_{\text{ПР}\Sigma} = \sqrt{160,56^2 + 1490,24^2} = 1498,86 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

9)Визначаємо гідравлічні втрати тиску,

$$\Delta p_{\Gamma} = \frac{1}{2} \cdot \rho_{\Pi} \cdot K_{\text{ПР}\Sigma}^2 \cdot Q_{\text{АВАР.ЗЛ.}}^2.$$

При  $t = +40^{\circ}\text{C}$ ,

$$\Delta p_{\Gamma} = \frac{1}{2} \cdot 762 \cdot 1336,23^2 \cdot 0,016665^2 = 0,1889 \text{ МПа.}$$

При  $t = -50^{\circ}\text{C}$ ,

$$\Delta p_{\Gamma} = \frac{1}{2} \cdot 828 \cdot 1498,86^2 \cdot 0,016665^2 = 0,2583 \text{ МПа.}$$

10)Визначаємо подачу і тиск на виході з бакового насосу,

$$Q_{\text{Н.П}} = Q_{\text{АВАР.ЗЛ.}} = 0,016665 \frac{\text{м}^3}{\text{с}} = 59994 \frac{\text{л}}{\text{год}};$$

$$p_{\text{Н.П}} = p_{\text{ВХ.Н.Д}} + \Delta p_{\text{МАС}} + p_{\Gamma}$$

При  $t = +40^{\circ}\text{C}$ ,

$$p_{\text{Н.П}} = 0,0402 + 0,0804 + 0,1889 = 0,3095 \text{ МПа.}$$

При  $t = -50^{\circ}\text{C}$ ,

$$p_{\text{Н.П}} = 0,0321 + 0,0873 + 0,2583 = 0,3777 \text{ МПа.}$$

Розглядаємо випадок живлення 1го двигуна з баків 0 та I черги),

1)Визначаємо приведені коефіцієнти гідравлічних втрат,

При  $t = +40^{\circ}\text{C}$ ,

Магістраль а-б, трубопровід  $d_{\text{ЖД}}$ :

$$K_{\text{ПР}\text{А-Б}} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,01568 \cdot \frac{3,5}{0,065} \cdot 1,9} = 499,21 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль в-б, трубопровід  $d_{\text{ЖД}}$ :

$$K_{\text{ПР}\text{В-Б}} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,01568 \cdot \frac{0,8}{0,065} \cdot 1,7} = 414,62 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль г-б, трубопровід  $d_{\text{ЖД}}$ :

$$K_{\text{ПР}\text{Г-Б}} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,01568 \cdot \frac{2,2}{0,065} \cdot 1,7} = 450,09 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль б-є, трубопровід  $d_{ЖД}$ :

$$K_{ПРБ-є} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,01568 \cdot \frac{3,44}{0,065} \cdot 8,7} = 930,30 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль є-ж, трубопровід  $d_{ЖД}$ :

$$K_{ПРє-ж} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,01568 \cdot \frac{7,5}{0,065} \cdot 5} = 786,36 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль ж-з, трубопровід  $d_{ЖД}$ :

$$K_{ПРж-з} = \frac{4}{\pi \cdot 0,047^2} \cdot \sqrt{0,01719 \cdot \frac{1,5}{0,047} \cdot 5,7} = 1440,82 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

При  $t = -50^\circ\text{C}$ ,

Магістраль а-б, трубопровід  $d_{ЖД}$ :

$$K_{ПРА-б} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,03080 \cdot \frac{3,5}{0,065} \cdot 1,9} = 568,48 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль в-б, трубопровід  $d_{ЖД}$ :

$$K_{ПРВ-б} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,03080 \cdot \frac{0,8}{0,065} \cdot 1,7} = 434,53 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль г-б, трубопровід  $d_{ЖД}$ :

$$K_{ПРГ-б} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,03080 \cdot \frac{2,2}{0,065} \cdot 1,7} = 499,06 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль б-є, трубопровід  $d_{ЖД}$ :

$$K_{ПРБ-є} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,03080 \cdot \frac{3,44}{0,065} \cdot 8,7} = 968,58 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль є-ж, трубопровід  $d_{ЖД}$ :

$$K_{ПРє-ж} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,03080 \cdot \frac{7,5}{0,065} \cdot 5} = 881,39 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль ж-з, трубопровід  $d_{ЖД}$ :



$$K_{\text{ПРЖ-3}} = \frac{4}{\pi \cdot 0,047^2} \cdot \sqrt{0,03378 \cdot \frac{1,5}{0,047} \cdot 5,7} = 1500,60 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

2) Визначаємо приведенний коефіцієнт гідравлічних втрат послідовно-паралельних з'єднань.

Приведений коефіцієнт паралельних з'єднань а-б, в-б, г-б.

$$K_{\text{ПР}\Sigma\text{ПАР.}} = \frac{K_{\text{ПРА-Б}} \cdot K_{\text{ПРВ-Б}} \cdot K_{\text{ПРТ-Б}}}{K_{\text{ПРА-Б}} \cdot K_{\text{ПРВ-Б}} + K_{\text{ПРА-Б}} \cdot K_{\text{ПРТ-Б}} + K_{\text{ПРВ-Б}} \cdot K_{\text{ПРТ-Б}}}.$$

При  $t = +40^\circ\text{C}$ ,

$$K_{\text{ПР}\Sigma\text{ПАР.}} = \frac{499,21 \cdot 414,62 \cdot 450,09}{499,21 \cdot 414,62 + 499,21 \cdot 450,09 + 414,62 \cdot 450,09} = 150,68 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

При  $t = -50^\circ\text{C}$ ,

$$K_{\text{ПР}\Sigma\text{ПАР.}} = \frac{568,48 \cdot 434,53 \cdot 499,06}{568,48 \cdot 434,53 + 568,48 \cdot 499,06 + 434,53 \cdot 499,06} = 164,90 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Приведений коефіцієнт послідовних з'єднань б-є, є-ж.

$$K_{\text{ПР}\Sigma\text{ПОС.}} = \sqrt{K_{\text{ПРБ-Є}}^2 + K_{\text{ПРЕ-Ж}}^2 + K_{\text{ПРЖ-3}}^2}.$$

При  $t = +40^\circ\text{C}$ ,

$$K_{\text{ПР}\Sigma\text{ПОС.}} = \sqrt{930,30^2 + 786,36^2 + 1440,82^2} = 1886,73 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

При  $t = -50^\circ\text{C}$ ,

$$K_{\text{ПР}\Sigma\text{ПОС.}} = \sqrt{968,58^2 + 881,39^2 + 1500,60^2} = 1991,68 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Визначаємо сумарний коефіцієнт послідовно-паралельних з'єднань,

$$K_{\text{ПР}\Sigma} = \sqrt{K_{\text{ПР}\Sigma\text{ПАР.}}^2 + K_{\text{ПР}\Sigma\text{ПОС.}}^2}.$$

При  $t = +40^\circ\text{C}$ ,

$$K_{\text{ПР}\Sigma} = \sqrt{150,68^2 + 1886,73^2} = 1892,74 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

При  $t = -50^\circ\text{C}$ ,

$$K_{\text{ПР}\Sigma} = \sqrt{164,90^2 + 1991,68^2} = 1998,49 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

3)Визначаємо гідравлічні втрати тиску,

$$\Delta p_{\Gamma} = \frac{1}{2} \cdot \rho_{\Pi} \cdot K_{\text{ПРС}}^2 \cdot Q_{\text{ДВЗЛ}}^2.$$

При  $t = +40^{\circ}\text{C}$ ,

$$\Delta p_{\Gamma} = \frac{1}{2} \cdot 762 \cdot 1892,74^2 \cdot 0,004214^2 = 0,0242 \text{ МПа.}$$

При  $t = -50^{\circ}\text{C}$ ,

$$\Delta p_{\Gamma} = \frac{1}{2} \cdot 828 \cdot 1998,49^2 \cdot 0,004214^2 = 0,0294 \text{ МПа.}$$

4)Визначаємо подачу і тиск на виході з бакового насосу,

$$Q_{\text{н.п}} = Q_{\text{ДВЗЛ}} = 0,004214 \frac{\text{м}^3}{\text{с}} = 15169,10 \frac{\text{л}}{\text{год}};$$

$$p_{\text{н.п}} = p_{\text{вх.н.д}} + \Delta p_{\text{МАС}} + p_{\Gamma}$$

При  $t = +40^{\circ}\text{C}$ ,

$$p_{\text{н.п}} = 0,0402 + 0,0804 + 0,0242 = 0,1448 \text{ МПа.}$$

При  $t = -50^{\circ}\text{C}$ ,

$$p_{\text{н.п}} = 0,0321 + 0,0873 + 0,0294 = 0,1487 \text{ МПа.}$$

Розглядаємо випадок живлення 2го двигуна з баків 0 та I черги протилежної консолі крила,

1)Визначаємо приведені коефіцієнти гідравлічних втрат,

При  $t = +40^{\circ}\text{C}$ ,

Магістраль а-б, трубопровід  $d_{\text{ЖД}}$ :

$$K_{\text{ПРА-Б}} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,01568 \cdot \frac{3,5}{0,065} \cdot 1,9} = 499,21 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль в-б, трубопровід  $d_{\text{ЖД}}$ :

$$K_{\text{ПРВ-Б}} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,01568 \cdot \frac{0,8}{0,065} \cdot 1,7} = 414,62 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль г-б, трубопровід  $d_{\text{ЖД}}$ :

$$K_{\text{ПРГ-Б}} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,01568 \cdot \frac{2,2}{0,065} \cdot 1,7} = 450,09 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль б-є, трубопровід  $d_{ЖД}$ :

$$K_{ПРБ-є} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,01568 \cdot \frac{3,44}{0,065} \cdot 8,7} = 930,30 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль є-ж', трубопровід  $d_{ЖД}$ :

$$K_{ПРє-ж'} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,01568 \cdot \frac{19,25}{0,065} \cdot 7,5} = 1050,13 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль ж'-з', трубопровід  $d_{Ж1Д}$ :

$$K_{ПРж'-з'} = \frac{4}{\pi \cdot 0,047^2} \cdot \sqrt{0,01719 \cdot \frac{1,5}{0,047} \cdot 5,7} = 1440,82 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

При  $t = -50^\circ\text{C}$ ,

Магістраль а-б, трубопровід  $d_{ЖД}$ :

$$K_{ПРА-б} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,03080 \cdot \frac{3,5}{0,065} \cdot 1,9} = 568,48 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль в-б, трубопровід  $d_{ЖД}$ :

$$K_{ПРВ-б} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,03080 \cdot \frac{0,8}{0,065} \cdot 1,7} = 434,53 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль г-б, трубопровід  $d_{ЖД}$ :

$$K_{ПРГ-б} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,03080 \cdot \frac{2,2}{0,065} \cdot 1,7} = 499,06 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль б-є, трубопровід  $d_{ЖД}$ :

$$K_{ПРБ-є} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,03080 \cdot \frac{3,44}{0,065} \cdot 8,7} = 968,58 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль є-ж', трубопровід  $d_{ЖД}$ :

$$K_{ПРє-ж'} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,03080 \cdot \frac{19,25}{0,065} \cdot 7,5} = 1228,63 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль ж'-з', трубопровід  $d_{Ж1Д}$ :

$$K_{\text{ПРЖ}'-3'} = \frac{4}{\pi \cdot 0,047^2} \cdot \sqrt{0,03378 \cdot \frac{1,5}{0,047} \cdot 5,7} = 1500,60 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

2) Визначаємо приведений коефіцієнт гідравлічних втрат послідовно-паралельних з'єднань.

Приведений коефіцієнт паралельних з'єднань а-б, в-б, г-б.

$$K_{\text{ПР}\Sigma\text{ПАР.}} = \frac{K_{\text{ПРА-Б}} \cdot K_{\text{ПРВ-Б}} \cdot K_{\text{ПРТ-Б}}}{K_{\text{ПРА-Б}} \cdot K_{\text{ПРВ-Б}} + K_{\text{ПРА-Б}} \cdot K_{\text{ПРТ-Б}} + K_{\text{ПРВ-Б}} \cdot K_{\text{ПРТ-Б}}}.$$

При  $t = +40^\circ\text{C}$ ,

$$K_{\text{ПР}\Sigma\text{ПАР.}} = \frac{499,21 \cdot 414,62 \cdot 450,09}{499,21 \cdot 414,62 + 499,21 \cdot 450,09 + 414,62 \cdot 450,09} = 150,68 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

При  $t = -50^\circ\text{C}$ ,

$$K_{\text{ПР}\Sigma\text{ПАР.}} = \frac{568,48 \cdot 434,53 \cdot 499,06}{568,48 \cdot 434,53 + 568,48 \cdot 499,06 + 434,53 \cdot 499,06} = 164,90 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Приведений коефіцієнт послідовних з'єднань б-є, є-ж', ж'-з'.

$$K_{\text{ПР}\Sigma\text{ПОС.}} = \sqrt{K_{\text{ПРБ-Є}}^2 + K_{\text{ПРЕ-Ж}'}^2 + K_{\text{ПРЖ}'-3'}^2}.$$

При  $t = +40^\circ\text{C}$ ,

$$K_{\text{ПР}\Sigma\text{ПОС.}} = \sqrt{930,30^2 + 1050,13^2 + 1440,82^2} = 2011,01 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

При  $t = -50^\circ\text{C}$ ,

$$K_{\text{ПР}\Sigma\text{ПОС.}} = \sqrt{968,58^2 + 1228,63^2 + 1500,60^2} = 2167,83 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Визначаємо сумарний коефіцієнт послідовно-паралельних з'єднань,

$$K_{\text{ПР}\Sigma} = \sqrt{K_{\text{ПР}\Sigma\text{ПАР.}}^2 + K_{\text{ПР}\Sigma\text{ПОС.}}^2}.$$

При  $t = +40^\circ\text{C}$ ,

$$K_{\text{ПР}\Sigma} = \sqrt{150,68^2 + 2011,01^2} = 2016,65 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

При  $t = -50^\circ\text{C}$ ,

$$K_{\text{ПР}\Sigma} = \sqrt{164,90^2 + 2167,83^2} = 2174,09 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

3)Визначаємо гідравлічні втрати тиску,

$$\Delta p_{\Gamma} = \frac{1}{2} \cdot \rho_{\Pi} \cdot K_{\text{ПР}\Sigma}^2 \cdot Q_{\text{ДВЗЛ}}^2.$$

При  $t = +40^{\circ}\text{C}$ ,

$$\Delta p_{\Gamma} = \frac{1}{2} \cdot 762 \cdot 2016,65^2 \cdot 0,004214^2 = 0,0275 \text{ МПа.}$$

При  $t = -50^{\circ}\text{C}$ ,

$$\Delta p_{\Gamma} = \frac{1}{2} \cdot 828 \cdot 2174,09^2 \cdot 0,004214^2 = 0,0347 \text{ МПа.}$$

4)Визначаємо подачу і тиск на виході з бакового насосу,

$$Q_{\text{н.п}} = Q_{\text{ДВЗЛ}} = 0,004214 \frac{\text{м}^3}{\text{с}} = 15169,10 \frac{\text{л}}{\text{год}};$$

$$p_{\text{н.п}} = p_{\text{вх.н.д}} + \Delta p_{\text{м.ас}} + p_{\Gamma}$$

При  $t = +40^{\circ}\text{C}$ ,

$$p_{\text{н.п}} = 0,0402 + 0,0804 + 0,0275 = 0,1480 \text{ МПа.}$$

При  $t = -50^{\circ}\text{C}$ ,

$$p_{\text{н.п}} = 0,0321 + 0,0873 + 0,0347 = 0,1541 \text{ МПа.}$$

За отриманими даними, підбирають насос, який задовольняє розрахункові характеристики.

Розглядаємо випадок живлення 2х двигунів з баків 0 та I черги одної консолі крила,

1)Визначаємо приведені коефіцієнти гідравлічних втрат,

При  $t = +40^{\circ}\text{C}$ , Магістраль а-б, трубопровід  $d_{\text{ЖД}}$ :

$$K_{\text{ПР}\text{А-Б}} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,01568 \cdot \frac{3,5}{0,065} \cdot 1,9} = 499,21 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль в-б, трубопровід  $d_{\text{ЖД}}$ :

$$K_{\text{ПР}\text{В-Б}} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,01568 \cdot \frac{0,8}{0,065} \cdot 1,7} = 414,62 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль г-б, трубопровід  $d_{\text{ЖД}}$ :

$$K_{\text{ПР}\Gamma-\text{Б}} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,01568 \cdot \frac{2,2}{0,065} \cdot 1,7} = 450,09 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль б-є, трубопровід  $d_{\text{ЖД}}$ :

$$K_{\text{ПР}\text{Б}-\text{Є}} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,01568 \cdot \frac{3,44}{0,065} \cdot 8,7} = 930,30 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль є-ж, трубопровід  $d_{\text{ЖД}}$ :

$$K_{\text{ПР}\text{Є}-\text{Ж}} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,01568 \cdot \frac{7,5}{0,065} \cdot 5} = 786,36 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль є-ж', трубопровід  $d_{\text{ЖД}}$ :

$$K_{\text{ПР}\text{Є}-\text{Ж}' } = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,01568 \cdot \frac{19,25}{0,065} \cdot 7,5} = 1050,13 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль ж-з=ж'-з', трубопровід  $d_{\text{Ж1Д}}$ :

$$K_{\text{ПР}\text{Ж}'-\text{З}' } = \frac{4}{\pi \cdot 0,047^2} \cdot \sqrt{0,01719 \cdot \frac{1,5}{0,047} \cdot 5,7} = 1440,82 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

При  $t = -50^\circ\text{C}$ ,

Магістраль а-б, трубопровід  $d_{\text{ЖД}}$ :

$$K_{\text{ПР}\text{А}-\text{Б}} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,03080 \cdot \frac{3,5}{0,065} \cdot 1,9} = 568,48 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль в-б, трубопровід  $d_{\text{ЖД}}$ :

$$K_{\text{ПР}\text{В}-\text{Б}} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,03080 \cdot \frac{0,8}{0,065} \cdot 1,7} = 434,53 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль г-б, трубопровід  $d_{\text{ЖД}}$ :

$$K_{\text{ПР}\Gamma-\text{Б}} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,03080 \cdot \frac{2,2}{0,065} \cdot 1,7} = 499,06 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль б-є, трубопровід  $d_{\text{ЖД}}$ :

$$K_{\text{ПР}_{\text{Б-}\epsilon}} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,03080 \cdot \frac{3,44}{0,065} \cdot 8,7} = 968,58 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль  $\epsilon$ -ж, трубопровід  $d_{\text{ЖД}}$ :

$$K_{\text{ПР}_{\epsilon\text{-ж}}} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,03080 \cdot \frac{7,5}{0,065} \cdot 5} = 881,39 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль  $\epsilon$ -ж', трубопровід  $d_{\text{ЖД}}$ :

$$K_{\text{ПР}_{\epsilon\text{-ж}'}} = \frac{4}{\pi \cdot 0,065^2} \cdot \sqrt{0,03080 \cdot \frac{19,25}{0,065} \cdot 7,5} = 1228,63 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Магістраль ж-з=ж'-з', трубопровід  $d_{\text{Ж1Д}}$ :

$$K_{\text{ПР}_{\text{ж}'\text{-з}'}} = \frac{4}{\pi \cdot 0,047^2} \cdot \sqrt{0,03378 \cdot \frac{1,5}{0,047} \cdot 5,7} = 1500,60 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

2)Визначаємо приведенний коефіцієнт гідравлічних втрат послідовно-паралельних з'єднань.

Приведений коефіцієнт паралельних з'єднань а-б, в-б, г-б.

$$K_{\text{ПР}\Sigma\text{ПАР.}} = \frac{K_{\text{ПР}_{\text{А-Б}}} \cdot K_{\text{ПР}_{\text{В-Б}}} \cdot K_{\text{ПР}_{\text{Г-Б}}}}{K_{\text{ПР}_{\text{А-Б}}} \cdot K_{\text{ПР}_{\text{В-Б}}} + K_{\text{ПР}_{\text{А-Б}}} \cdot K_{\text{ПР}_{\text{Г-Б}}} + K_{\text{ПР}_{\text{В-Б}}} \cdot K_{\text{ПР}_{\text{Г-Б}}}}.$$

При  $t = +40^\circ\text{C}$ ,

$$K_{\text{ПР}\Sigma\text{ПАР.}} = \frac{499,21 \cdot 414,62 \cdot 450,09}{499,21 \cdot 414,62 + 499,21 \cdot 450,09 + 414,62 \cdot 450,09} = 150,68 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

При  $t = -50^\circ\text{C}$ ,

$$K_{\text{ПР}\Sigma\text{ПАР.}} = \frac{568,48 \cdot 434,53 \cdot 499,06}{568,48 \cdot 434,53 + 568,48 \cdot 499,06 + 434,53 \cdot 499,06} = 164,90 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Приведений коефіцієнт послідовних з'єднань,  $\epsilon$ -ж, ж-з.

(Так як ця вітка веде до двигуна 1, позначимо її як двиг.1)

$$K_{\text{ПР}\Sigma\text{ПОС.ДВИГ1}} = \sqrt{K_{\text{ПР}_{\epsilon\text{-ж}}}^2 + K_{\text{ПР}_{\text{ж-з}}}^2}.$$

Приведений коефіцієнт послідовних з'єднань,  $\epsilon$ -ж', ж'-з'.

(Так як ця вітка веде до двигуна 2, позначимо її як двиг.2)

$$K_{\text{ПРС}_{\text{ПОС.ДВИГ}_2}} = \sqrt{K_{\text{ПРС}_{\text{Е-Ж}'}}^2 + K_{\text{ПРС}_{\text{Ж}'-З}'}}^2.$$

При  $t = +40^\circ\text{C}$ ,

$$K_{\text{ПРС}_{\text{ПОС.ДВИГ}_1}} = \sqrt{786,36^2 + 1440,82^2} = 1641,44 \frac{1}{\text{М}^2}.$$

$$K_{\text{ПРС}_{\text{ПОС.ДВИГ}_2}} = \sqrt{1050,13^2 + 1440,82^2} = 1782,90 \frac{1}{\text{М}^2}.$$

При  $t = -50^\circ\text{C}$ ,

$$K_{\text{ПРС}_{\text{ПОС.ДВИГ}_1}} = \sqrt{881,39^2 + 1500,60^2} = 1740,30 \frac{1}{\text{М}^2}.$$

$$K_{\text{ПРС}_{\text{ПОС.ДВИГ}_2}} = \sqrt{1228,63^2 + 1500,60^2} = 1939,42 \frac{1}{\text{М}^2}.$$

Приведений коефіцієнт паралельних з'єднань двиг.1, двиг.2.

$$K_{\text{ПРС}_{\text{ПАР.ДВИГ}}} = \frac{K_{\text{ПРС}_{\text{ПОС.ДВИГ}_1}} \cdot K_{\text{ПРС}_{\text{ПОС.ДВИГ}_2}}}{K_{\text{ПРС}_{\text{ПОС.ДВИГ}_1}} + K_{\text{ПРС}_{\text{ПОС.ДВИГ}_2}}}.$$

При  $t = +40^\circ\text{C}$ ,

$$K_{\text{ПРС}_{\text{ПАР.ДВИГ}}} = \frac{1641,44 \cdot 1782,90}{1641,44 + 1782,90} = 854,62 \frac{1}{\text{М}^2}.$$

При  $t = -50^\circ\text{C}$ ,

$$K_{\text{ПРС}_{\text{ПАР.ДВИГ}}} = \frac{1740,30 \cdot 1939,42}{1740,30 + 1939,42} = 917,23 \frac{1}{\text{М}^2}.$$

Визначаємо сумарний коефіцієнт послідовно-паралельних з'єднань,

$$K_{\text{ПРС}} = \sqrt{K_{\text{ПРС}_{\text{ПАР.}}}^2 + K_{\text{ПРС}_{\text{Б-Є}}}^2 + K_{\text{ПРС}_{\text{ПАР.ДВИГ}}}^2}.$$

При  $t = +40^\circ\text{C}$ ,

$$K_{\text{ПРС}} = \sqrt{150,68^2 + 930,30 + 854,62} = 1272,22 \frac{1}{\text{М}^2}.$$

При  $t = -50^\circ\text{C}$ ,

$$K_{\text{ПРС}} = \sqrt{164,90^2 + 968,58^2 + 917,23} = 1344,12 \frac{1}{\text{М}^2}.$$

3)Визначаємо гідравлічні втрати тиску,

$$\Delta p_{\text{Г}} = \frac{1}{2} \cdot \rho_{\text{П}} \cdot K_{\text{ПРС}}^2 \cdot Q_{\text{ДВЗЛ}}^2.$$



При  $t = +40^{\circ}\text{C}$ ,

$$\Delta p_{\Gamma} = \frac{1}{2} \cdot 762 \cdot 1272,22^2 \cdot 0,004214^2 = 0,0219 \text{ МПа.}$$

При  $t = -50^{\circ}\text{C}$ ,

$$\Delta p_{\Gamma} = \frac{1}{2} \cdot 828 \cdot 1344,12^2 \cdot 0,004214^2 = 0,0266 \text{ МПа.}$$

4) Визначаємо подачу і тиск на виході з бакового насосу,

$$Q_{\text{н.п}} = 2 \cdot Q_{\text{ДВ}_{\text{зл}}} = 2 \cdot 0,004214 \frac{\text{м}^3}{\text{с}} = 30338,21 \frac{\text{л}}{\text{год}};$$

$$p_{\text{н.п}} = p_{\text{вх.н.д}} + \Delta p_{\text{мас}} + p_{\Gamma}.$$

При  $t = +40^{\circ}\text{C}$ ,

$$p_{\text{н.п}} = 0,0402 + 0,0804 + 0,0219 = 0,1424 \text{ МПа.}$$

При  $t = -50^{\circ}\text{C}$ ,

$$p_{\text{н.п}} = 0,0321 + 0,0873 + 0,0266 = 0,1459 \text{ МПа.}$$

За отриманими даними, підбирають насос, який задовольняє розрахункові характеристики.

Для зручності зведемо отримані данні в таблицю.

Таблиця 1.3.

Випадок який розглядається	$Q, \frac{\text{л}}{\text{год}}$	$p_{\text{н.п}}$ ( $+40^{\circ}\text{C}$ )	$p_{\text{н.п}}$ ( $-50^{\circ}\text{C}$ )
Аварійний злив палива(0,І баки) , МПа	59994	0,3095	0,3777
Живлення 1го двигуна, з тієї-ж консолі крила (0,І баки), МПа	15169,10	0,1448	0,1487
Живлення 2го двигуна, з протилежної консолі крила (0,І баки), МПа,	15169,10	0,1480	0,1541
Живлення 2х двигунів з однієї консолі крила (0,І баки), МПа	30338,21	0,1424	0,1459

З наведеної вище таблиці, робимо висновок, що необхідний насос для системи що розробляється, повинен створювати тиск не менше 0,38 МПа,

та забезпечувати подачу неменше 60 000 л/год, за умови, що система живлення двигуна та система аварійного зливу палива - живляться від одних і тих самих насосів.

Симбіоз цих систем, виник за для того, щоб зменшити вагу літака, і не перевозити агрегати які в умовах нормального польоту не використовуються.

### **1.13 Висновки до основної частини**

1. Приведено загальні вимоги норм льотної придатності до паливних систем.
2. Проаналізовано різноманітні схеми подачі палива до двигунів, конструктивні рішення, та розглянуто роботу насосів.
3. Описано принцип роботи паливної системи проектного літака.
4. Виконано гідравлічний розрахунок магістралей живлення двигунів.
5. Виконано гідравлічний розрахунок магістралей аварійного зливу.
6. Обґрунтовано прийняті рішення, проектного літака.

# СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

## 2.1 Система аварійного зливу палива

Згідно АП-25 кожен літак повинен мати систему аварійного зливу палива, якщо не доведено, що цей літак задовольняє вимоги 25.119 і 25.121(d).

Беручи до уваги особливості режимів функціонування систем аварійного зливу, досі їх проектування та експлуатація не розглядаються сумісно, як єдина система. Поряд з цим до сучасного виробництва ставиться ряд важливих умов, однією з яких є "гнучкість" технології. В процесі зміни технології може змінюватись вид горючої рідини, її реологічні властивості. Таким чином, вже на стадії проектування має ставитися умова "обмеження" за часом, яка забезпечить максимальну адаптацію системи до умов реконструкції та надання можливості спрогнозувати режим її функціонування після реконструкції.

Якщо потрібна система аварійного зливу палива, то вона повинна за 15 хв забезпечувати, починаючи з маси, зазначеної в пункті вище, злив достатньої кількості палива, щоб літак міг задовольняти вимоги 25.119 і 25.121(d) до набору висоти, маючи на увазі, що паливо зливається в умовах, які, за винятком маси, встановлені як найменш сприятливі при льотних випробуваннях, передбачених нижче.

Аварійний злив палива повинен бути продемонстровано, починаючи з максимальної злітної маси при прибраних закрилках та шасі і на наступних режимах:

- Планування з прибраним газом при швидкості 1,3 V<sub>зл</sub>.

					<i>НАУ 20.14.04.03. ПЗ</i>			
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>				
<i>Розробив</i>		<i>Осадчук В.Б.</i>			<i>Спеціальна частина</i>	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Акрушів</i>
<i>Перевірів</i>		<i>Лук'янов П.В.</i>						
<i>Н. Контр.</i>		<i>Сивашенко Т.І.</i>				<i>ЛВ-201м</i>		
<i>Затвердив</i>		<i>Бадах В.М.</i>						

- Набір висоти з найвигіднішою швидкістю набору висоти при непрацюючому критичному двигуні і при максимальній тривалій потужності інших двигунів;

- Горизонтальний політ при швидкості  $1,3V_{зд}$ , якщо результати випробувань в умовах, зазначених в пунктах вище, показують, що ця умова може бути критичною.

У процесі льотних випробувань, передбачених пунктами вище, повинно буде доведено, що:

- Система аварійного зливу палива і її робота безпечні в пожежному відношенні;

- Паливо, що зливається, не потрапляє на будь-які частини літака;

- Паливо або його пари не проникають в яку-небудь частину літака;

- Процес зливу не робить негативного впливу на керуваність літака.

Повинні бути передбачені засоби, що запобігають аварійний злив палива з баків, які використовуються для зльоту і посадки нижче рівня, що забезпечує набір висоти від рівня моря до 3000 м і слідом за цим крейсерський політ протягом 45 хвилин при швидкості найбільшої дальності. Однак, якщо є допоміжне управління, незалежне від основного керування аварійним зливом, то конструкція системи може передбачати аварійний злив палива, що залишилося за допомогою допоміжного управління.

Конструкція клапана (крана) аварійного зливу палива повинна дозволити членам екіпажу здійснювати його закриття на будь-якому етапі аварійного зливу.

Якщо не продемонстровано, що використання закрилків, предкрілків та інших засобів механізації для зміни повітряного потоку, що обтікає крило

(включаючи закрилки, щілини і передкрилки), не робить негативного впливу на аварійний злив палива, то в органах управління зливом повинен бути встановлений трафарет, що забороняє аварійний злив палива при випущених елементах механізації.

Конструкція системи аварійного зливу палива повинна бути такою, щоб у результаті будь-якої обґрунтованій ймовірності одиничної несправності в системі не виникали небезпечні умови через несиметричний злив або неможливості зливу палива.

Паливо може зливатися самопливом, під тиском і за допомогою насосів. У цьому випадкові насоси називають насосами аварійного зливання. Застосування того чи іншого засобу залежить від компонування ЛА, розміщення баків і двигунів. Паливо в баках, розміщених далеко від двигунів, що працюють, для зменшення пожежної безпеки, необхідно помпувати в безпечне місце для зливання. Вимоги до системи зливання:

- Швидкість зливання. Баки слід спорожняти зі швидкістю, не меншою ніж 500 л/хв.

Аварійне зливання палива має бути забезпечене протягом такого часу:

- до 7 хв, при зливанні до 10 000 л;
- до 12 хв, при зливанні до 20 000 л;
- до 15 хв, при зливанні до 30 000 л.

При зливанні понад 30 000 л палива швидкість зливання має забезпечувати витрату не менше ніж 2000 л/хв.

Розрахунок аварійного зливання може бути перевірний або проектувальний. Перевірний розрахунок виконують для конкретного типу ЛА. У цьому випадкові мають бути відомі геометричні характеристики магістралі зливання і характеристики насосів аварійного зливання. Потрібно знайти час зливання палива і перепад тиску, який має створювати насос

аварійного зливання. За проектувального розрахунку час зливання палива заданий. Необхідно розрахувати діаметр трубопроводів за відомих характеристик насосів аварійного зливання, а за зливання самопливом — знайти діаметр зливного патрубку.

Так як проєктований літак ОС1, має злітну вагу  $\geq 220$ т, а посадкову 168т, то необхідно злити більше 30 000 л, з витратою не менше 2000 л/хв.

Розрахунки аварійного зливу за допомогою насосів, приведені в основній частині дипломної роботи.

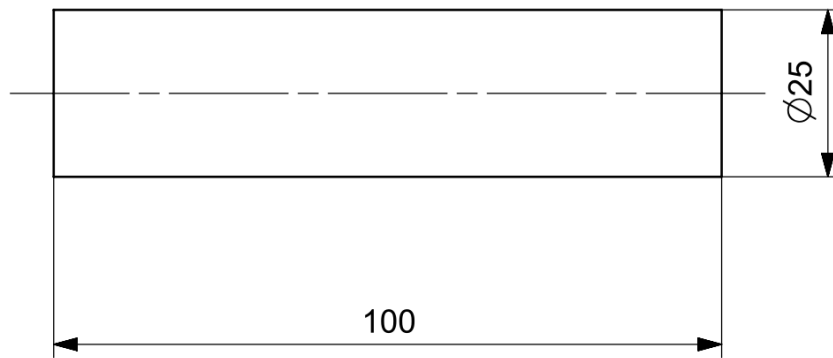
## **2.2 Експерименти**

При зливі великої кількості палива, за короткий проміжок часу в трубопроводі аварійного зливу, виникають значні гідравлічні втрати, що виражені в збільшенні втрат тиску. Для того, щоб їх зменшити, було прийнято рішення провести експериментальне дослідження впливу розробленого насадку, в разі його використання на виході з магістралі аварійного зливу.

## **2.3 Розробка та дослідження насадку спеціальної геометрії**

Під час аналізу існуючих насадків, та їх впливу на аварійний злив палива, виникла необхідність розробити насадок який покращив би його параметри витратної характеристики!

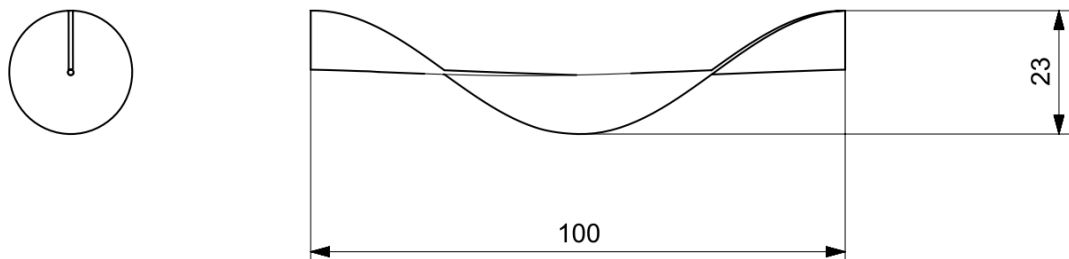
За основу було обрано трубу круглого перерізу внутрішнім діаметром - 21 мм, зовнішнім – 25 мм, та довжиною – 100 мм.



**Рис.2.1 Труба круглого перерізу**

Аналізуючи вплив технології закрутки потоку, конфузори, дифузори та сопла було прийнято рішення поєднати всі технології в одному насадку.

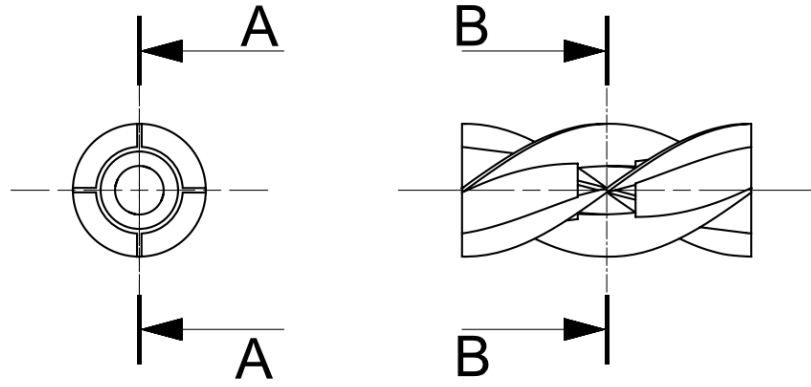
На початку, використовуючи дослід попередніх насадків було обрано заготовку - спіраль яка робить повний оберт ( $360^\circ$ ) пластини товщиною 0.8 мм навколо своєї (бічної) осі впродовж довжини 100 мм.



**Рис.2.2 Спіраль**

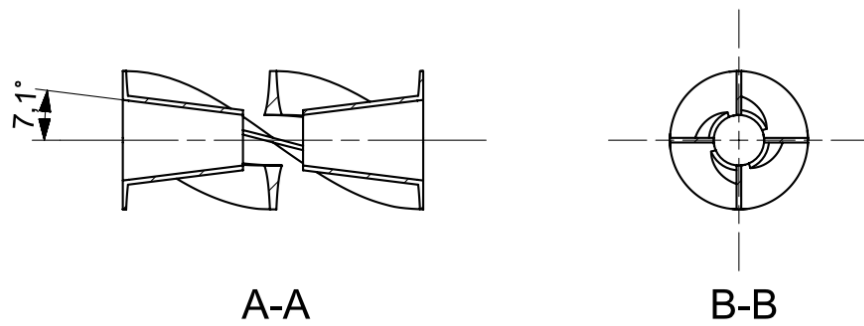
Спіраль з таким кроком, показала найкращі витратні параметри в дослідях! (Розмір – 23мм, є розміром заготовки, в реальній деталі цей розмір рівняється – 21мм)

Наступним кроком, стало поєднання конфузору, дифузору зі спіраллю! З ціллю запобігання виникнення явищ кавітації між конфузорею там дифузорею є перехідна камера яка також має вхідні «вікна» зі сторони спіралі. Нижче наведено зображення поєднаних технологій які утворюють камеру.



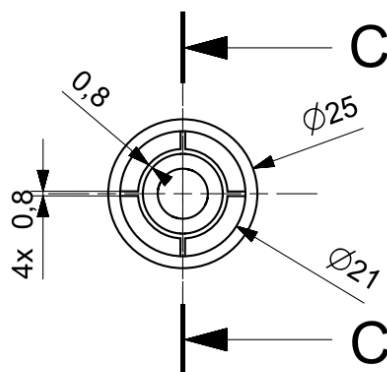
**Рис.2.3 Камера**

Для кращого представлення геометричної форми насадки, нижче представлено переріз камери.



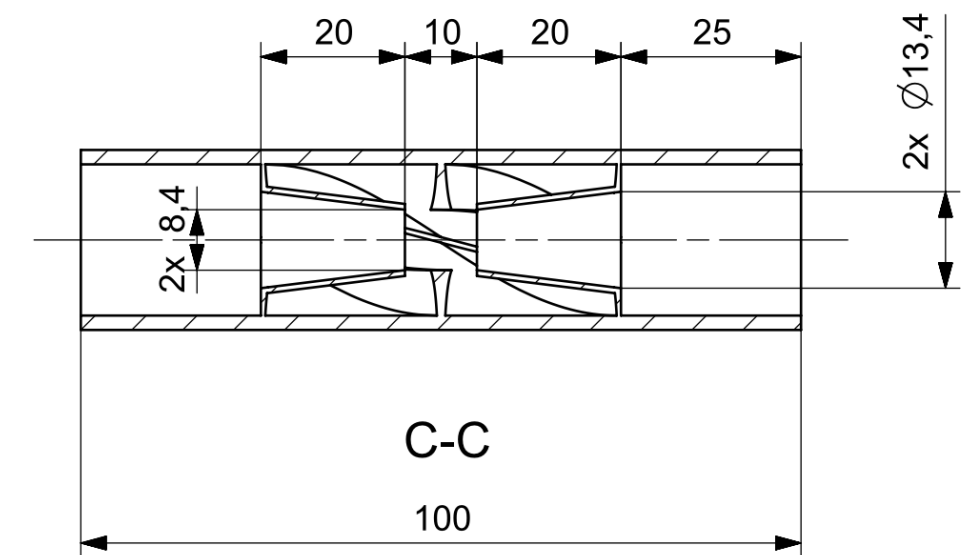
**Рис.2.4 Розріз камери**

Основні розміри які використані в насадку наведені нижче.



**Рис.2.5 Насадок. Вид збоку**





**Рис.2.6 Насадок. Переріз**

На початку та в кінці насадку, зроблено перехідні зони по 25мм для зменшення інтерференції як з навколишнім середовищем, так і з трубопровідною системою.

## 2.4 Опис насадку

Розроблений насадок складається з камери (рис.3.4), яка в свою чергу складається з 4х спіралей які розміщені один до одного під кутом  $90^\circ$ , на початку камери встановлено конфузтор, на виході з камери дифузтор, між конфузтором та дифузтором є розділення, яка з'єднує вихід конфузора, вхід дифузора зі спіраллю. Камера розміщується в трубі круглого перерізу для зручності монтажу насадку в систему. Передбачено зменшення інтерференції на вході в насадок та на виході з нього за допомогою перехідних зон(25мм).

Саме таке поєднання, дозволяє ефективно використовувати спіраль, з конфузтором та дифузтором, ефективно минати переходи тиску, що дозволило збільшити витрату на 12.67%

## 2.5 Експериментні данні

Для підтвердження покращення витратних параметрів з використанням розробленого насадку було проведено експерименти результати яких представлено нижче.

Безрозмірній величині відповідає позиція відкриття крану на дослідній установці.

Під номером 5 представлено графік витратної характеристики відносно безрозмірного параметру простого трубопроводу без насадків.

Під номером 12 представлено графік витратної характеристики відносно безрозмірного параметру трубопроводу з розробленим насадком.

(Графіки мають назви 5, 12 у зв'язку з представленим в додатку графіками різних експериментів з певними порядковими номерами, кожному з яких відповідають ті чи інші дослідні параметри)

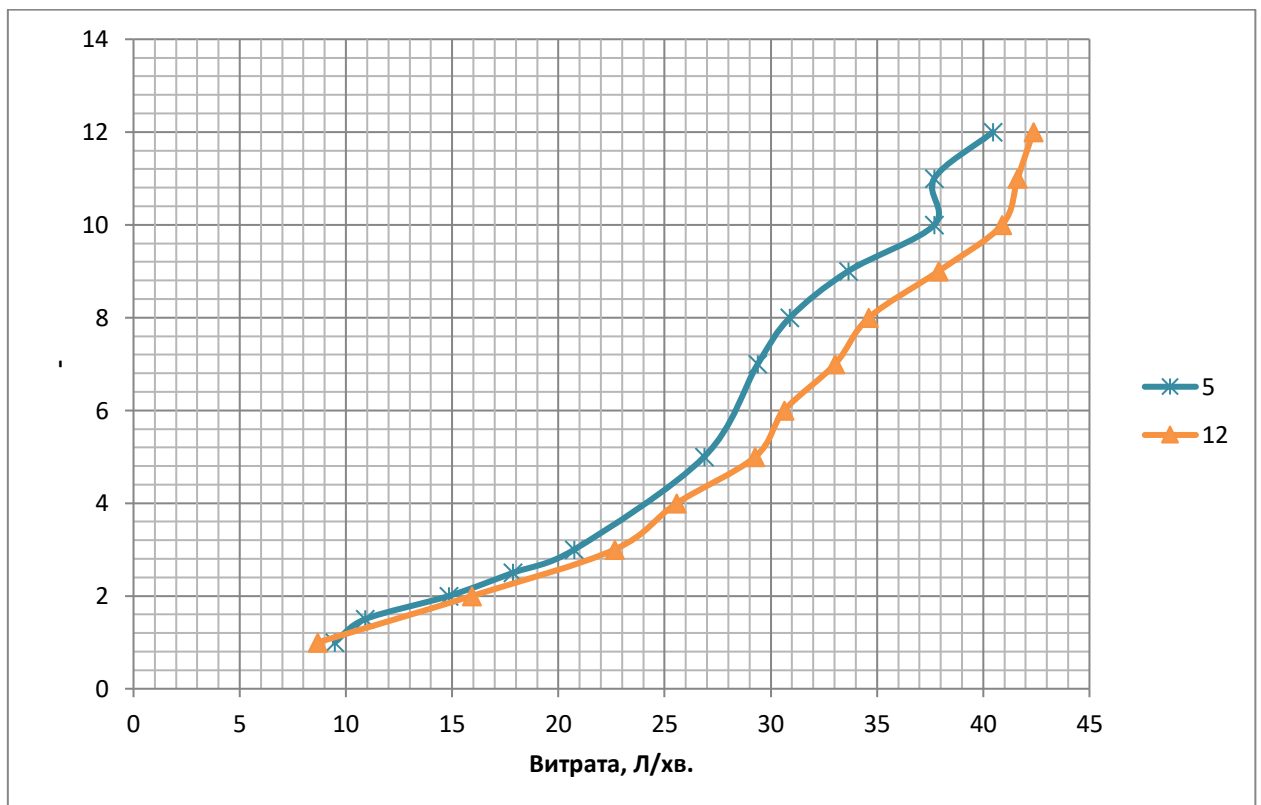


Рис.2.7. Порівняльна витратна характеристика

Отримані в результаті експерименту данні, дозволяють зробити висновок, про те, що розроблений насадок покращує витратну характеристику у порівнянні з трубопроводом в якому не використовувався насадок.

У кількісному порівнянні трубопровід з насадком може мати на 12.67% збільшену витратну характеристику (див. безрозмірний параметр 9), що доводить його доцільність використання.

Додаткова інформація розміщена в додатку Г.

## **2.6 Висновки до спеціальної частини**

1. Виконано ознайомлення з загальними вимогами до системи аварійного зливу палива.
2. Виконано ознайомлення з метою проведення експериментів.
3. Виконано ознайомлення зі способом проведення експериментів.
4. Виконано ознайомлення з експериментними даними.
5. Проаналізовано вплив досліджуваного насадку на витратну характеристику.
6. Охарактеризовано поведінку отриманих витратних кривих.

# ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

## 3.1 Загальні відомості

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

### 3.1.1 Акустичне забруднення атмосфери

Авіаційний шум - найважливіший фактор негативного ставлення до авіації населення на територіях, що є сусідами з аеропортом. Під його вплив потрапляє порівняно велика кількість людей, що проживають в околицях, а також працівники аеропорту і пасажери. Авіаційний шум негативно впливає на здоров'я людей (найчастіше це погіршення слуху, стресові стани, проблеми, пов'язані з концентрацією уваги).

Політика ІКАО з проблеми авіаційного шуму передбачає розвиток заходів щодо пом'якшення акустичного забруднення: впровадження технологій скорочення шуму, наземне планування (наприклад, заборони на польоти в нічний час), посилення стандартів по шуму для існуючого парку літаків і розробку стандартів для нових моделей повітряних суден (ПС).

					<i>НАУ 20.14.04.04. ПЗ</i>			
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>	<i>Охорона навколишнього середовища</i>	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Акрушів</i>
<i>Розробив</i>		<i>Осадчук В.Б.</i>						
<i>Перевірив</i>								
<i>Н. Контр.</i>		<i>Сивашенко Т.І.</i>				<i>ЛВ-201м</i>		
<i>Затвердив</i>		<i>Бадах В.М.</i>						

В даний час розробляються принципово нові конструкції ПС і концепції двигунів, виробники прагнуть до того, щоб їх продукція відповідала найвищим вимогам екологічних стандартів.

Рівень шуму вимірюється в одиницях EPNдб- ефективно сприймаючий рівень шумів в децибелах.

### **3.1.2 Якість повітря в аеропортах**

Хімічне забруднення повітря в аеропортах представлено такими авіаційними емісіями як оксиди вуглецю (CO, CO<sub>2</sub>), азоту (NO<sub>x</sub>), сірки (SO<sub>x</sub>), вуглеводнями (НС) і частинками, що утворюються в результаті роботи двигунів і спалювання авіаційного палива

Джерела емісій, пов'язані з авіацією, здатні поширюватися і призводити до погіршення якості повітря в довколишніх населених пунктах. Ці емісії є потенційним ризиком для громадського здоров'я та навколишнього середовища, оскільки можуть спричиняти збільшення концентрації приземного озону, призводити до випадання кислотних дощів. Національні та міжнародні програми моніторингу якості повітря постійно вимагають від уповноважених авіаційних та урядових організацій проводити контроль якості повітря поблизу аеропортів. Особлива увага також приділяється впливу авіації на навколишнє середовище, пов'язаному з якістю води, прибиранням відходів, споживанням енергії, і впливу на локальну екологію поблизу аеропортів (особливо актуально запобігання витоків палива).

Методи оцінки емісій авіаційних двигунів в аеропорту, засновані на обліку трьох параметрів.

Перший параметр - час у хвиликах, яке ПС дійсно витрачає на встановлення одного з режимів злітно-посадкового циклу (ЗПЦ): при роботі двигуна на режимі малого газу, при заході на посадку, при наборі висоти і зльоті.

Другий параметр – індекс емісії EI (маса речовини, що виділяється при згорянні одиниці маси палива) і третій - витрата палива.

В цілях сертифікації двигунів повітряних суден здійснюється нормування наступних видів емісії: диму, незгорілих вуглеводнів(НС), окису вуглецю (СО), оксидів азоту (NO<sub>x</sub>).

Створений ІКАО банк даних про емісії двигунів (EEDB - ICAO Engine Emission Bank) містить інформацію про значення EI для сертифікованих двигунів (в грамах забруднювача на кілограм палива для NO<sub>x</sub>, СО і НС), а також про витрату особливих видів палива (в кілограмах в секунду) для різних режимів роботи різних типів двигунів. Крім того, тут вказується число димності - безрозмірний параметр, що обчислюється за 10-бальною шкалою і характеризує емісію диму як «непрозорість» вихлопного струменя.

Показники викидів для двигуна GEpх-1B74/75/P1 з банку даних про емісію ІКАО.

Таблиця 3.1.

Експлуатаційний режим	Потужність двигуна, %	Час, хв	Витрата палива, кг/с	Індекс емісії палива, г/кг			Число димності
				НС	СО	NO <sub>x</sub>	
Зліт	100	0,7	2,709	0,03	0,17	44,96	0
Набір висоти	85	2,2	2,202	0,02	0,19	23,36	0
Зниження	30	4,0	0,703	0,05	2,09	10,3	6,7
Малий газ	7	26,0	0,226	0,44	16,86	4,61	0,08
Паливо (кг) та емісії (г) для ЗПЦ			926	173	6367	15268	-

### 3.1.3 Емісії авіаційних двигунів

Спалювання основної частини авіаційного палива відбувається не в приземному шарі поблизу аеропортів, а в більш високих шарах атмосфери.

Фахівці вважають, що щорічно зростаюча емісія вуглекислого газу, води і метану двигунами комерційних літаків змінює хімічний і радіаційний баланс атмосфери, що поряд з емісією сажових сульфатних аерозолів може впливати на клімат. Особливе значення мають такі компоненти, як двоокис вуглецю і оксиди азоту. Оксиди азоту беруть участь в хімії озону (його збільшення може призводити до нагрівання верхньої тропосфери) і збільшенню кількості гідроксильних радикалів (ОН), основного атмосферного окислювача.

Збільшення ОН призводить до скорочення часу життя метану  $\text{CH}_4$ , результатом чого може стати охолодження, паралельно – на масштабах десятиліть-скорочення тропосферного озону. Оксиди сірки і сажа призводять до утворення аерозолів. Аерозолі та їх попередники (сажа і сульфати) збільшують хмарність у формі лінійних контрейлів (конденсаційних слідів) і перистих хмар. Залежно від стану навколишньої атмосфери ці сліди можуть існувати іноді кілька хвилин, а іноді-годинник, розтікаючись завширшки на кілька кілометрів і нагадуючи перисті або висококучні хмари.

Вельми значний вплив на радіаційний баланс слід очікувати в результаті викидів частинок сажі - твердотільних продуктів неповного згорання палива, які відіграють роль ядер конденсації. У верхній тропосфері сажові аерозолі мають розмір 0,1-0,5 мкм і складаються з агломератів первинних частинок з діаметром 20-40 нм. Їх середня концентрація змінюється в межах від 0,004 до 0,5  $\text{см}^{-3}$ .

Раніше при оцінках кліматичних наслідків емісії сажових аерозолів основна увага приділялася зміні складу атмосфери, обумовленої протіканням гетерогенних хімічних реакцій на поверхні сажових частинок. Однак помітного впливу емісії цих частинок на газовий склад атмосфери досі не виявлено. Нині вважається, що вплив емісії частинок сажі на клімат зумовлений головним чином формуванням довгоживучих конденсаційних слідів (прямий ефект) та ініціюванням утворення перистих хмар (вторинний ефект).

Радіаційний ефект від таких хмар оцінити вкрай важко-не визначено з упевненістю навіть знак цього впливу. Модельні оцінки глобального впливу авіаційної сажі на радіаційний баланс (ефект великомасштабних перистих хмар, в утворенні яких частинки сажі грали роль ядер конденсації), виконані із застосуванням хіміко-транспортних моделей при різних припущеннях і параметризаціях, виявили відмінності від  $-110$  до  $+260$  мВт / м<sup>2</sup>.

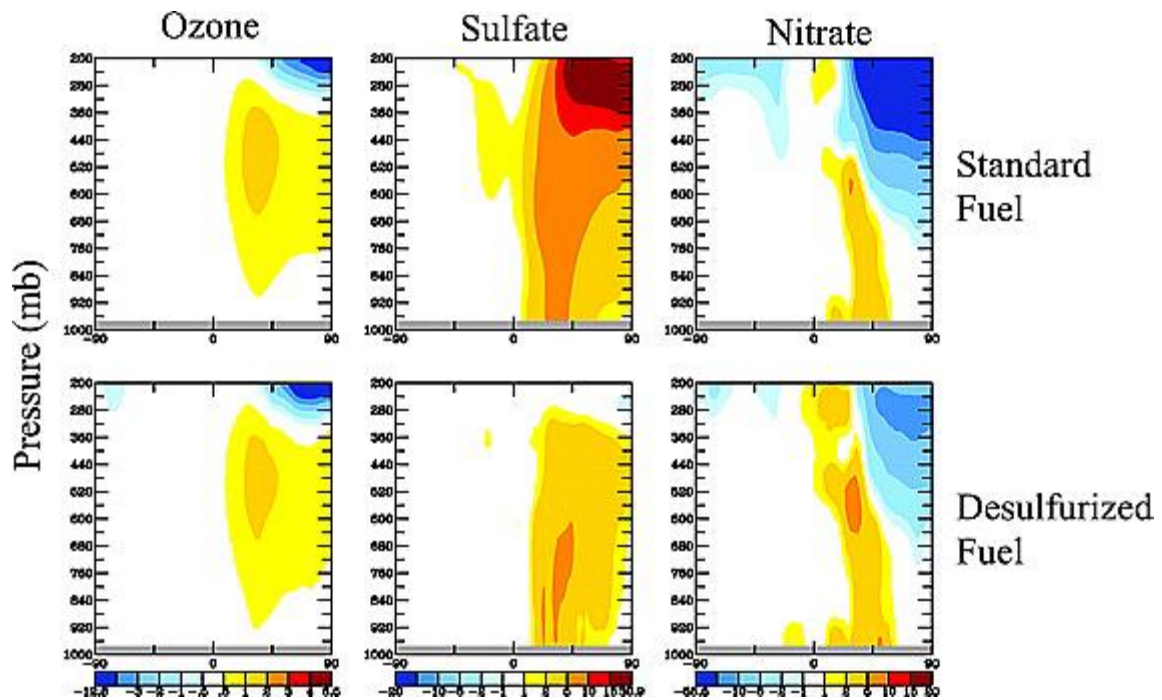
Дійсно, відсутність детального опису процесів у моделях та повноти даних спостережень обмежує довіру до кількісної оцінки внеску радіаційного форсингу. За розрахунками, загальний радіаційний форсинг за рахунок авіаційних емісій (виключаючи індуковані перисті хмари) в 2005 року становив  $\sim 55$  мВт / м<sup>2</sup>, з урахуванням перистих хмар  $\sim 78$  мВт / м<sup>2</sup>.

Спрощені прогностичні оцінки радіаційного збурення клімату під впливом авіації, наведені в тій же роботі, показують, що до 2050 р. ці цифри зростуть приблизно в 3 рази.

Особливу увагу серед продуктів спалювання авіаційного палива займають парникові гази, чії емісії можуть робити внесок у процес глобального потепління. Для їх зменшення у авіакомпаній є по суті всього дві можливості. Перша-збільшення зростання паливної ефективності (тобто питомої витрати палива). Друга-використання альтернативних палив: синтетичного пального з кам'яного вугілля, природного газу або біомаси.

Природне паливо не містить сірку і ароматичні вуглеводні, що значно скорочує емісії летючих аерозолів і хмарних ядер конденсації, послаблюючи таким чином вплив на радіаційний баланс. Крім того, модельні експерименти показали, що застосування палива, очищеного від сірки, призводить до значного екологічного "оздоровлення" тропосфери з точки зору концентрацій озону, сульфатів і нітратів (рис. 3.1).





**Рис.3.1. Вплив авіаційних емісій на середньорічні та середньозональні концентрації (у %) озону, сульфатів та нітратів для стандартного і сіркоочищеного палива [10]. Вертикальна вісь – тиск в гПа, горизонтальна-широта в градусах.**

Слід зазначити, що ставлення експертів до біопалива (виробленого з кукурудзи, сої, ріпаку, пальмової олії, водоростей і т. д.) далеко не однозначне в умовах, коли урожай часто гине через засухи або несвоєчасних дощів. Фахівці попереджають, що повний перехід на біопаливо загрожує поступовим знищенням тропічних лісів і подорожчанням продуктів харчування. Крім того, при його застосуванні в довгостроковій перспективі не доведений ефект зниження викидів CO<sub>2</sub>. Проте біопаливо для потреб авіації вже виробляється в США, Великобританії, Німеччині, Франції, Фінляндії.

В останні роки у ряді країн, що ратують за екологію, відбувається активна заміна традиційного авіаційного гасу на криогенне паливо (водень, зріджений природний газ). При його використанні літак стає економічніше (витрата палива зменшується), викиди CO<sub>2</sub> в атмосферу знижуються.

Авіаційні емісії діоксиду вуглецю складають, за різними оцінками, від 2 до 2,5% від загальної кількості антропогенних викидів CO<sub>2</sub> в атмосферу.

При спалюванні 1 кг авіаційного гасу виділяється 3,16 кг CO<sub>2</sub>. Передбачається, що до 2040 року при оптимістичному прогнозі, пов'язаному з поліпшенням технологій паливної ефективності, кількість авіаційних емісій CO<sub>2</sub> може досягти майже півтори тисячі мегатонн на рік[11].

### 3.2 Розрахунок викидів забруднюючих речовин за політ

Розрахунок за простою методикою заснований на використанні інформації з бази даних ЗПЦ ІКАО по викидам двигуна GE<sub>nx</sub>-1B74/75/P1.

Розрахунок емісії двигуна полягає у знаходженні сумарної маси викидів шкідливих речовин (HC, CO, NO<sub>x</sub>, SN (Smoke number - індекс твердих частинок)):

$$m_i = \sum_j EI_i \cdot G_{налj} \cdot t_j ;$$

де,

$G_{нал}$  — витрата палива на заданому режимі роботи двигуна  $j$ ;

$EI_i$  — індекс емісії шкідливої речовини  $i$ ;

$t_j$  — час роботи двигуна на заданому режимі  $j$ ;

Використовуючи данні з таблиці 3.1. виконаємо розрахунки

$$m_{HO} = 0,03 \cdot 2,709 \cdot 0,7 + 0,02 \cdot 2,202 \cdot 2,2 + 0,05 \cdot 0,703 \cdot 4 + 0,44 \cdot 0,226 \cdot 26$$

$$m_{HO} = 2,879$$

$$m_{CO} = 0,17 \cdot 2,709 \cdot 0,7 + 0,19 \cdot 2,202 \cdot 2,2 + 2,09 \cdot 0,703 \cdot 4 + 16,86 \cdot 0,226 \cdot 26$$

$$m_{CO} = 106,189$$

$$m_{NOx} = 44,96 \cdot 2,709 \cdot 0,7 + 23,36 \cdot 2,202 \cdot 2,2 + 10,3 \cdot 0,703 \cdot 4 + 4,61 \cdot 0,226 \cdot 26$$

$$m_{NOx} = 254,47$$

$$m_{SN} = 0 \cdot 2,709 \cdot 0,7 + 0 \cdot 2,202 \cdot 2,2 + 6,7 \cdot 0,703 \cdot 4 + 0,08 \cdot 0,226 \cdot 26$$

$$m_{SN} = 19,31$$

Для двох двигунів за ЗПЦ отримаємо:

$$m_{HO}^{\Sigma} = 2 \cdot 2,879 = 5,76 \text{ кг}$$

$$m_{CO}^{\Sigma} = 2 \cdot 106,189 = 212,378 \text{ кг}$$

$$m_{NOx}^{\Sigma}=2 \cdot 254,47=508,95 \text{ кг}$$

$$m_{SN}^{\Sigma}=2 \cdot 19,31=38,62 \text{ кг}$$

Кількість викиду шкідливих речовин двигуна GEEx-1B74/75/P1 *Таблиця 3.2.*

Речовина	% від допустимого вмісту	За стандартом
HC	3,98	(regulatory limit)
CO	19,41	(regulatory limit)
	39,3	Original
	49,12	CAEP2
	52,39	CAEP4
	57,03	CAEP6
	63,16	CAEP8
SN	57,95	(regulatory limit)

Аналізуючи таблицю 3.2. можна зробити висновок, що використовувана СУ GEEx-1B74/75/P1 задовольняє всі сучасні вимоги, щодо шкідливих викидів. Дана таблиця доводить доцільність використання обраної СУ.

### **3.3 Висновки щодо охорони навколишнього середовища**

В процесі аналізу впливу СУ на навколишнє середовище, було проведено:

1. Ознайомлення з загальними відомостями про охорону навколишнього середовища.
2. Ознайомлення з акустичним забрудненням.
3. Ознайомлення з якістю повітря в аеропортах
4. Ознайомлено з емісіями авіаційних двигунів
5. Виконано розрахунок викидів забруднюючих речовин за політ.
6. Виконано порівняння рівня викидів дослідної СУ з допустимими межами. Доведено доцільність її використання в розроблюваному літаку.

# ОХОРОНА ПРАЦІ

## 4.1 Загальні відомості

Охорона праці - система збереження життя і здоров'я працівників у процесі трудової діяльності, що включає в себе правові, соціально-економічні, організаційно-технічні, санітарно-гігієнічні, лікувально-профілактичні, реабілітаційні та інші заходи.

Метою охорони праці є зведення до мінімальної ймовірності ураження або захворювання працюючого з одночасним забезпеченням комфорту при максимальній продуктивності праці.

Для реалізації мети охорони праці необхідно вирішувати наступні завдання:

Охорона праці є комплексною соціально-технічною дисципліною, включає виробничу санітарію, техніку безпеки, пожежну безпеку.

Функціями охорони праці є дослідження санітарії та гігієни праці, проведення заходів щодо зниження впливу шкідливих факторів на організм працівників у процесі праці. Основним методом охорони праці є використання техніки безпеки. При цьому вирішуються дві основні завдання: створення машин та інструментів, при роботі з якими виключена небезпека для людини, і розробка спеціальних засобів захисту, що забезпечують безпеку людини в процесі праці, а також проводиться навчання працюючих безпечним прийомам праці та використання засобів захисту, створюються умови для безпечної роботи.

Основна мета поліпшення умов праці-досягнення соціального ефекту, тобто забезпечення безпеки праці, збереження життя і здоров'я працюючих, скорочення кількості нещасних випадків і захворювань на виробництві.

					<i>НАУ 20.14.04.05. ПЗ</i>		
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>			
<i>Розробив</i>		<i>Осадчук В.Б.</i>				<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>
<i>Перевірів</i>							<i>Акрушів</i>
					<i>Охорона Праці</i>		
<i>Н. Контр.</i>		<i>Сивашенко Т.І.</i>			<i>ЛВ-201м</i>		
<i>Затвердив</i>		<i>Бадах В.М.</i>					

Поліпшення умов праці дає і економічні результати: зростання прибутку (у зв'язку з підвищенням продуктивності праці); скорочення витрат, пов'язаних з компенсаціями за роботу з шкідливими і важкими умовами праці; зменшення втрат, пов'язаних з травматизмом, професійною захворюваністю; зменшенням плинності кадрів і т. д.

#### **4.1.1 Особливості експлуатації та ремонту авіаційної техніки**

Особливістю експлуатації та ремонту авіаційної техніки є те, що ряд технологічних процесів - це загальні процеси для зазначених технологій (промивання і фарбування деталей, навантажувальні роботи, експлуатація посудин, що працюють під тиском, зварювальні роботи, експлуатація електроустановок і т ін.). Так класифікація небезпечних і шкідливих виробничих факторів при експлуатації ПС придатна для ремонтних процесів ПС.

При технічному обслуговуванні літальних апаратів до небезпечних і шкідливих виробничих факторів відносяться:

- літаки, спецавтотранспорт і самохідні механізми, які рухаються;
- вироби, заготовки та матеріали, що пересуваються; незахищені рухливі елементи літаків (елерони, щитки, інтерцептори, тримери, шасі, гвинти, обертові турбіни, трапи, опускаються та ін.), спе ецавтотранспорту (кабіни, що піднімаються та опускаються, трубки, Кузови, сходи, поворотні), механізмів (вантажнорозвантажувальні лебідки літаків, крани) та виробничого обладнання;
- осколки, елементи, деталі виробничого обладнання, які розлітаються;
- вироби авіаційної техніки, інструмент і матеріали, що падають під час робіт з технічного обслуговування літаків на площинах, стабілізатори, фюзеляжі при роботі на висоті із застосуванням механічних Чеських підйомників

- ударна хвиля (вибух посудин, що працюють під тиском, пара горючої рідини);
- струмені відпрацьованих газів авіадвигунів і предмети, що потрапили в них;
- вихідні струмені газів і рідин з судин і трубопроводів, що працюють під тиском;
- повітряні всмоктувальні потоки, що рухаються з великою швидкістю (зона сопел авіадвигунів);
- літак, який завалюється (з підйомників або при помилковому прибиранні шасі);
- конструкції, які руйнуються (бортові сходи, драбини та інше виробниче обладнання);
- високо розташовані частини літака;
- підвищене ковзання внаслідок намерзання, зволоження і замащування поверхонь літака, трапів, драбин, приставних сходів і покриттів місць стоянок, по яких переміщуються працівники;
- підвищені запиленість і загазованість повітря в зоні технічного обслуговування літаків;
- підвищена або знижена температура поверхонь авіаційної техніки, обладнання та матеріалів;
- підвищені або знижені температура, вологість і рухливість повітря в зоні технічного обслуговування літаків;
- підвищений рівень шуму, вібрації, ультра - і інфразвуку;
- підвищене значення напруги в електричному ланцюзі, замикання якої може статися через тіло людини;
- підвищений рівень статичної електрики;
- підвищений рівень лазерного випромінювання в робочій зоні;
- розташування робочого місця на значній висоті щодо поверхні землі (підлоги);

- гострі краї, задирки і шорсткості на поверхні літаків, обладнання та інструменту;

- відсутність або недолік природного освітлення;

- недостатня штучна освітленість робочої зони;

- знижена контрастність об'єктів розрізнення з фоном;

- підвищена яскравість світла;

- пряма блиск (прожекторне освітлення місць стоянок, світло фар літаків і спецавтотранспорту) і відбивається блиск (від пролитої води та інших рідин на поверхні місць стоянок і перону);

- підвищена пульсація світлового потоку;

- підвищений рівень ультрафіолетової та інфрачервоної радіації;

- хімічні речовини (токсичні, дратівливі, сенсibiliзуючі, канцерогенні, мутагенні, ті, що впливають на репродуктивну функцію), які входять до складу застосовуваних матеріалів;

- Паливно-мастильні матеріали, спецрідкості та отрутохімікати, які потрапляють в організм людини через органи дихання, шлунково-кишковий тракт, шкіру та слизові оболонки;

- патогенні мікроорганізми і продукти їх життєдіяльності;

- фізичні (статичні і динамічні) і нервово-психічні перевантаження (емоційні, перенапруження аналізаторів)

### 4.1.2 Шум

Одним із специфічних шкідливих факторів на підприємствах цивільної авіації є шум.

Шум є безладним поєднанням звуків, які відрізняються інтенсивністю і частотою в частотному діапазоні 20-20000. Гц (діапазон звукового сприйняття). Органи слуху людини чутливі до звукових коливань частотою 800-5000. Гц. З точки зору фізіології шум характеризується як звуковий

процес, в більшій чи меншій мірі неприємний для сприйняття, що заважає роботі і відпочинку.

Звуки бувають повітряні і структурні: перші-поширюються в повітряному середовищі, інші-викликаються коливаннями, які поширюються в твердих тілах

Звукові хвилі виникають при порушенні стаціонарного стану середовища в результаті впливу на нього будь збурювальної сили

Реакція людини на гучність звуку дуже індивідуальна і всі наведені чисельні величини рівня шуму є середньостатистичними. Слід мати на увазі, що добре вивчено дію шумів високої інтенсивності, але мало що відомо про вплив на організм людини шумів малої і середньої інтенсивності, а саме таким шумам піддається більшість населення.

Основні джерела виробничого шуму на об'єктах цивільної авіації умовно можна класифікувати по 5 групам:

1. повітряні судна, що виконують посадку або зліт
2. авіадвигуни при переміщенні повітряних суден по руліжних доріжках
3. авіадвигуни при їх випробуванні
4. станції випробування авіадвигунів
5. технологічне обладнання ремонтних та експлуатаційних авіапідприємств цивільної авіації.

Боротьба з шумами 2 і 4 групи даної класифікації ведеться в даний час досить ефективно. Проблемою є боротьба з шумами 1, 3 і 5 груп.

### **4.1.3 Вібрація**

Другий специфічний шкідливий фактор цивільної авіації-вібрація. Джерелами вібрації зазвичай служать авіаційні двигуни, різні агрегати, транспортні засоби. Неправильна установка цих агрегатів може привести до того, що шум і вібрація можуть проникнути не тільки в суміжні, але і віддалені



від них приміщення. Персонал, який обслуговує такі агрегати та інші вібронебезпечні машини, може опинитися під впливом вібрацій, достатніх для виникнення вібраційної хвороби. При цьому захворюванні людина скаржитися на болі в руках, втрату чутливості, відчуття «повзання мурашок» по тілу.

Характерним симптомом захворювання є побіління пальців і спазм судин, а після 2-4 років роботи відзначається зниження слуху.

За способом передачі на людину вібрація підрозділяється на загальну, яка передається через опорні поверхні на тіло сидить або стоїть, і локальну, яка передається переважно через руки.

Загальну технологічну вібрацію за місцем дії поділяють на наступні типи:

- на постійних робочих місцях виробничих приміщень підприємств;
- на робочих місцях складів, їдальнь, побутових, чергових та інших виробничих приміщень, де немає вібрації;
- на робочих місцях заводоуправлінь, конструкторських бюро, лабораторій, навчальних пунктів, обчислювальних центрів, медпунктів, конторських приміщень, робочих кімнат та інших приміщень для працівників розумової праці.

За джерелом виникнення локальну вібрацію поділяють на таку, яка передається:

- від ручних машин або ручного механізованого інструменту, органів управління машинами і установками;
- від ручних інструментів без двигунів (наприклад, рихтувальні молотки) і деталей, які обробляються.

#### 4.1.4 Розробка та впровадження системи охорони праці

На розробку і впровадження системи управління охороною праці надають певний вплив: область діяльності організації, її конкретні завдання, продукція, що випускається, надання послуг, а також використовувані технологічні процеси, обладнання, засоби індивідуального та колективного захисту працівників і практичний досвід діяльності в галузі охорони праці.

При розробці та сертифікації враховуються такі особливості:

- фактори для розвитку менеджменту в галузі охорони праці та техніки безпеки;
- політика та цілі в галузі охорони праці та техніки безпеки;
- структура підприємства . Елементи і основні характеристики при впровадженні систем;
- гармонійне поєднання основних завдань підприємства з елементами менеджменту в галузі охорони праці та техніки безпеки;
- документування в галузі охорони праці та техніки безпеки;
- побудова елементів комунікацій підприємства для виконання завдань охорони праці та техніки безпеки;

В даний час в цивільній авіації успішно застосовуються такі системи менеджменту як: управління безпекою польотів, управління авіаційною безпекою, управління професійною безпекою та охороною праці. В останні роки у зазначеній галузі впроваджується система менеджменту якості і лише за рідкісним винятком-система екологічного менеджменту.

## 4.2 Розрахунок рівня освітлення в технічному цеху під час виконання монтажних робіт

На безпечність паливної система проєктованого літака, окрім якості виготовлених вузлів, також впливає їх якість збірки, при виконанні монтажних робіт, кріпленні трубопроводів, вузлів, агрегатів, у складальному цеху.

Для виконання монтажних робіт, а також якості їх контролю, необхідно виконувати роботу у гарно-освітлювальному цеху.

Виконаємо розрахунок освітлення цеху, в якому буде проводитись збірка вузлів та агрегатів паливної системи.

Середньо-достатнє освітлення цеху повинно відповідати вимогам:

$$E_{\text{ср}} = \frac{n \cdot F_{\text{л}} \cdot \eta}{S \cdot k};$$

Відповідно до ДБН В. 2.5-28-2006,  $E_{\text{ср}} = 300$ (лк), де

$n$ - число ламп у приміщенні(для розрахунку приймаємо  $n=100$ );

$F_{\text{л}}$ -світловий потік від однієї лампи (люмен);

$$F_{\text{л}} = \frac{E_{\text{н}} \cdot S \cdot k \cdot z}{\eta \cdot n};$$

Де  $S$ - площа робочої поверхні ( $\text{м}^2$ );

$k$ - коефіцієнт запасу  $k=1,5$ ;

$\eta$ - коефіцієнт використання світлового потоку світло випромінювача

$\eta= 0,68$

$z$ - коефіцієнт нерівномірності освітлення  $z= 1,1$

$S$  (площа цеху) =  $A \cdot B$ ;  $A = 150$  м,  $B=150$  м.

$S = 150 \cdot 150=22500 \text{ м}^2$ ;

$$\varphi = \frac{A \cdot B}{h \cdot (A + B)};$$

$h$ - висота підвісу світильника над робочою поверхнею;

$h= 30$ м;

$$\varphi = \frac{150 \cdot 150}{30 \cdot (150 + 150)} = 2,5$$

$\varphi = 2,5$  показник приміщення;

$$F_{\text{Л}} = \frac{300 \cdot 22500 \cdot 1,5 \cdot 1,1}{0,68 \cdot 100} = 163786,76 \text{ (лм);}$$

$F_{\text{Л}} = 163786,76 \text{ (лм);}$

Визначимо світло випромінення одного світильника:

$$F_{\text{Лодн}} = \frac{F_{\text{Л}}}{n} = \frac{163786,76}{100} \approx 1637,86 \text{ (лм);}$$

З виконаних розрахунків маємо наступні параметри:

Кількість ламп необхідних для освітлення,  $n = 100$  шт.

Випромінення ламп у перерахунку на їх кількість, випромінення однієї лампи -  $F_{\text{Лодн}} = 1637,86 \text{ (лм)}$ .

Дані параметрам задовольняє наступна лампа: «Лампа світлодіодна T8 22W G13 1650Lm 6400K 1500мм скло LB-225 Feron»

### 4.3 Висновки до охорони праці

1. Виконано ознайомлення з загальними поняттями охорони праці.
2. Виконано ознайомлення з особливостями охорони праці в авіаційній галузі.
3. Виконано ознайомлення з поняттям шуму, дано його визначення.
4. Виконано ознайомлення з поняттям вібрації, охарактеризовано її вплив.
5. Охарактеризовано впровадження та розробку системи охорони праці в сучасних реаліях.
6. Виконано розрахунок рівня освітлення приміщення, визначені основні параметри ламп, їх кількість.

# ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

За результатами виконаного дипломного проекту отримані такі висновки:

1. Проведено загальний порівняльний аналіз переваг та недоліків різних схем та систем подачі палива до двигунів паливної системи літака.
2. Описано принцип роботи паливної системи літака-прототипу: системи подачі палива до двигунів, системи централізованої заправки, системи дренажу, системи автоматики та управління.
3. Визначено внутрішній діаметр трубопроводу забірної магістралі.
4. Розраховано внутрішній діаметр трубопроводу магістралі аварійного зливу палива.
5. Розроблено насадок, який покращує витратну характеристику.
6. Виконано розрахунок емісії двигунів GEpх.
7. Виконано розрахунок рівня освітлення в технічному цеху під час виконання монтажних робіт.
8. В результаті проектування було розроблено таку паливну систему, яка по своїм характеристикам надійності, живучості, пожежної та вибухової безпеки, масовим та габаритним характеристикам, ремонтпридатності, контролепридатності задовольняє сучасні експлуатаційні вимоги.

					<i>НАУ 20.14.04.06. ПЗ</i>			
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>				
<i>Розробив</i>		<i>Осадчук В.Б.</i>			<i>Загальні висновки</i>	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Акрушів</i>
<i>Перевірив</i>		<i>Лцк'янов П.В.</i>						
<i>Н. Контр.</i>		<i>Сивашенко Т.І.</i>						
<i>Затвердив</i>		<i>Бадах В.М.</i>						
						<i>ЛВ-201м</i>		

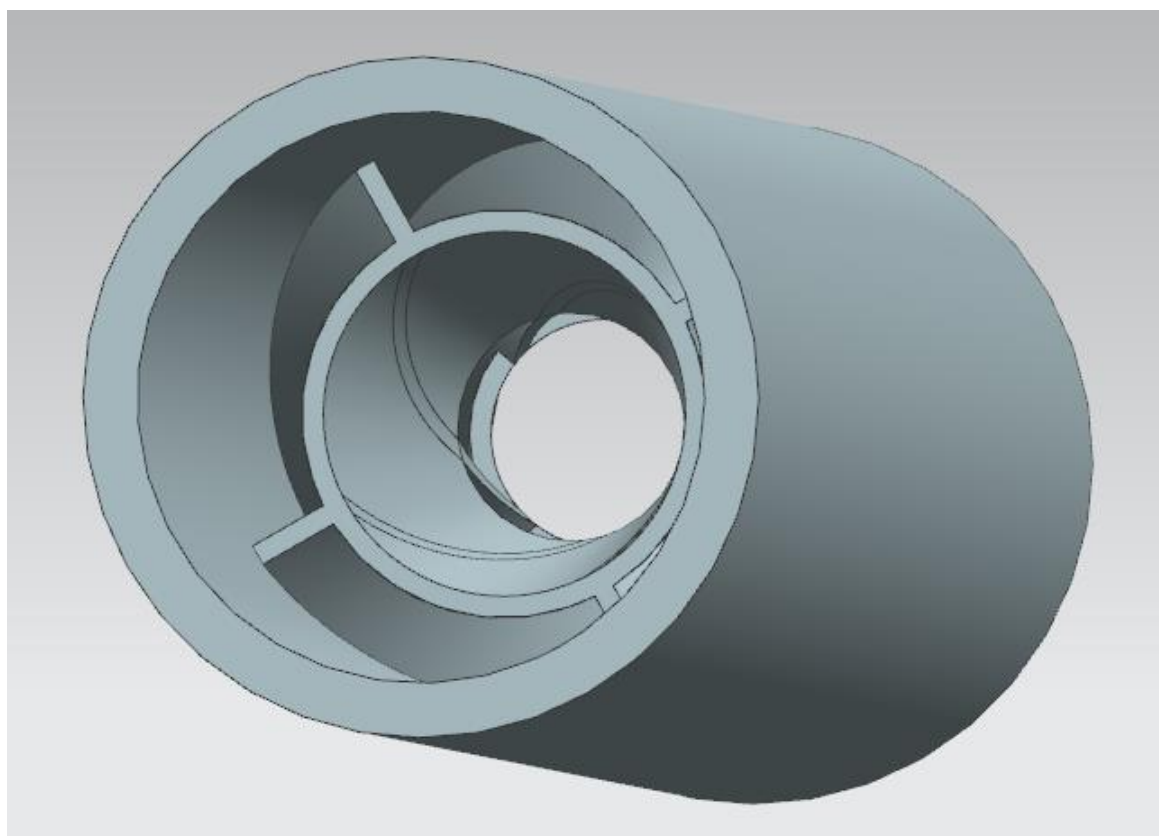
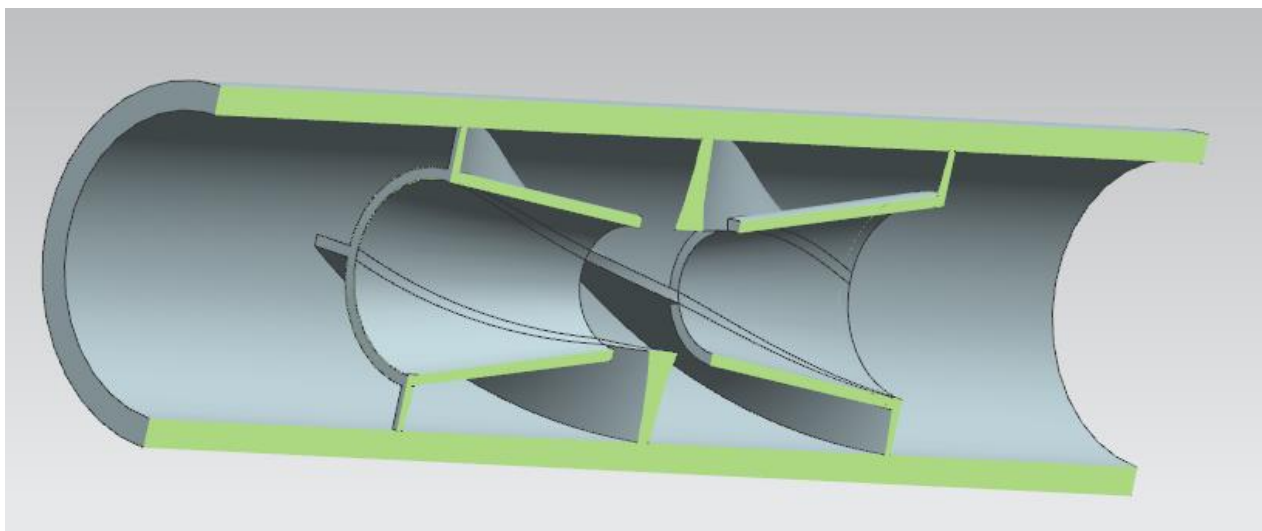
## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ:

1. Домотенко Н.Т., Кравец А.С., Никитин Г.А., Пугачев А.И., Сивашенко Т.И. "Авиационные силовые установки. Системы и устройства.", М: Транспорт, 1976. 312с.
2. Большаков В.А, Константинов Ю.М., Попов В.Н. и др. Справочник по гидравлике. К.: Вища школа, 1984.
3. Сивашенко Т.І., Максютинський П.Ф. "Проектування паливних систем літальних апаратів", Київ, 2015.
4. Башта Т.М. и др. «Гидравлика, гидравлические машины и гидравлические приводы», 1970 г.
5. Жовинский Н.Е., Пенязьков В.И, Юндев Н.Л «Основы инженерно-авиационной службы ВВС» 1957 г.
6. Сапожников В.М и др. «Производство гидрогазовых и топливных систем. Руководящие технические материалы РТМ-1.4.534-79».
7. Башта Т.М. «Расчеты и конструкции самолетных гидравлических устройств». Оборонгиз. 1961г.
8. С.М. Егер, Ф.В. Мишин, Н.К. Лесейцев и др. «Проектирование самолетов», М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
9. Старр В.П. «Физика явлений с отрицательной вязкостью», М.: Мир. 1971. – 130 с.
10. Unger N. Global climate impact of civil aviation for standard and desulfurized jet fuel //Geoph. Res. Lett. 2011. Vol. 38. L20803.doi:10.1029/2011GL049289.
11. Андреев В А., Солобозов В. Топливо для летательных аппаратов XXI века // Наука и жизнь. 2001. № 3. С. 23-25.
12. ICAO Aircraft Engine Emissions Databank / EASA. - <https://www.easa.europa.eu/domains/environment/icao-aircraft-engine-emissions-databank>

					<i>НАУ 20.14.04.07. ПЗ</i>					
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>	<i>Список використаних джерел</i>					
<i>Розробив</i>	<i>Осадчук В.Б.</i>							<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Акрушів</i>
<i>Перевірів</i>	<i>Лук'янов П.В.</i>									
<i>Н. Контр.</i>	<i>Сивашенко Т.І.</i>							<i>ЛВ-201М</i>		
<i>Затвердив</i>	<i>Бадах В.М.</i>									

# ДОДАТКИ

## Додаток Б

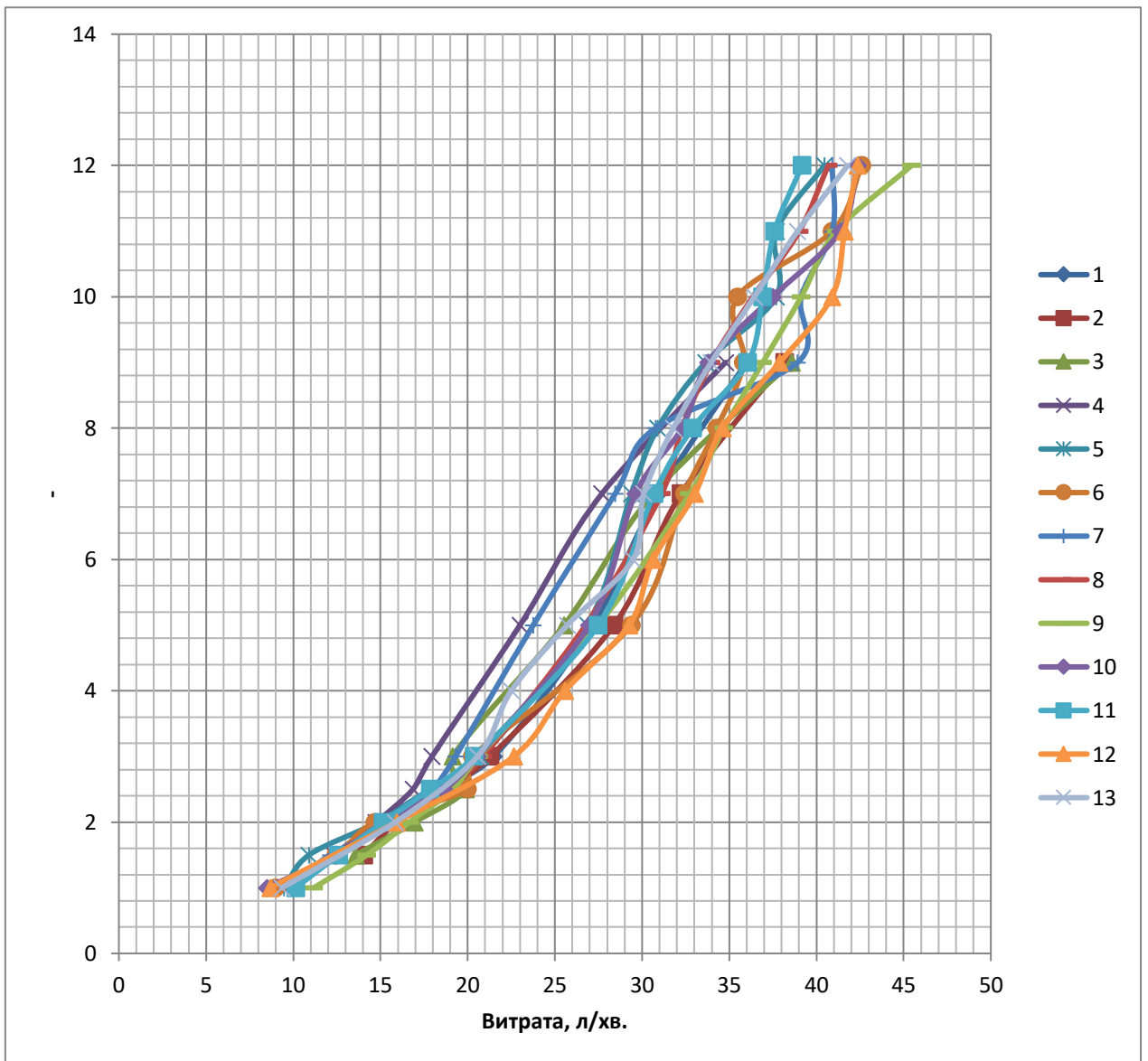




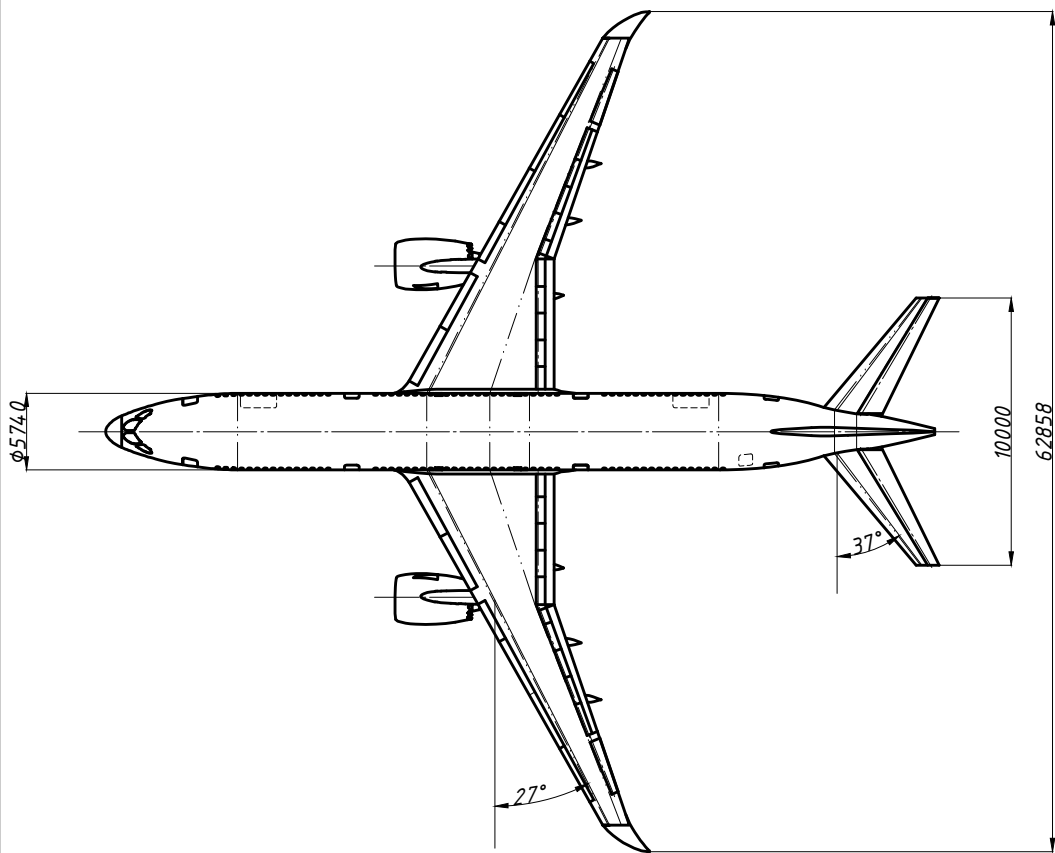
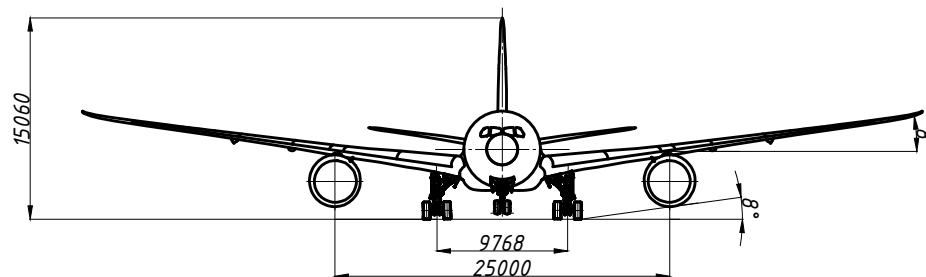
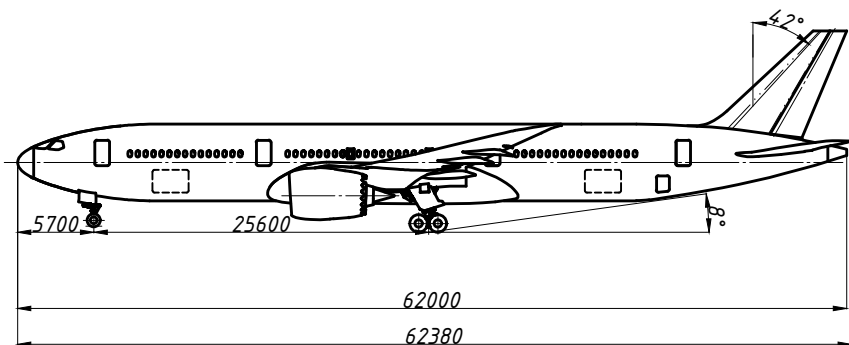
## Додаток В

№	Опис експерименту	Місце встановлення
1	Насадок, з насічкою. Крок/L 200 мм(повний оберт)	На початку трубоп.
2	Без насадку	-
3	Насадок з перерізом «яйця»	В кінці трубопроводу
4	Насадок, з насічкою. Крок/L 200 мм(повний оберт)	На початку трубоп.
5	Без насадку	-
6	Насадок, з насічкою. Крок/L 200 мм(повний оберт)	В кінці трубопроводу.
7	Насадок з перерізом «яйця»	В кінці трубопроводу
8	Насадок, з насічкою. Крок/L 150 мм(повний оберт)	На початку трубоп.
9	Насадок, з насічкою. Крок/L 150 мм(повний оберт)	В кінці трубопроводу
10	Насадок, з насічкою. Крок/L 100 мм(повний оберт)	На почат.+ в кінці труб.
11	Насадок, з насічкою. Крок/L 100 мм(повний оберт)	В кінці трубопроводу
12	Насадок з камерою змішування	В кінці трубопроводу
13	Без насадку	-

L- довжина насадку

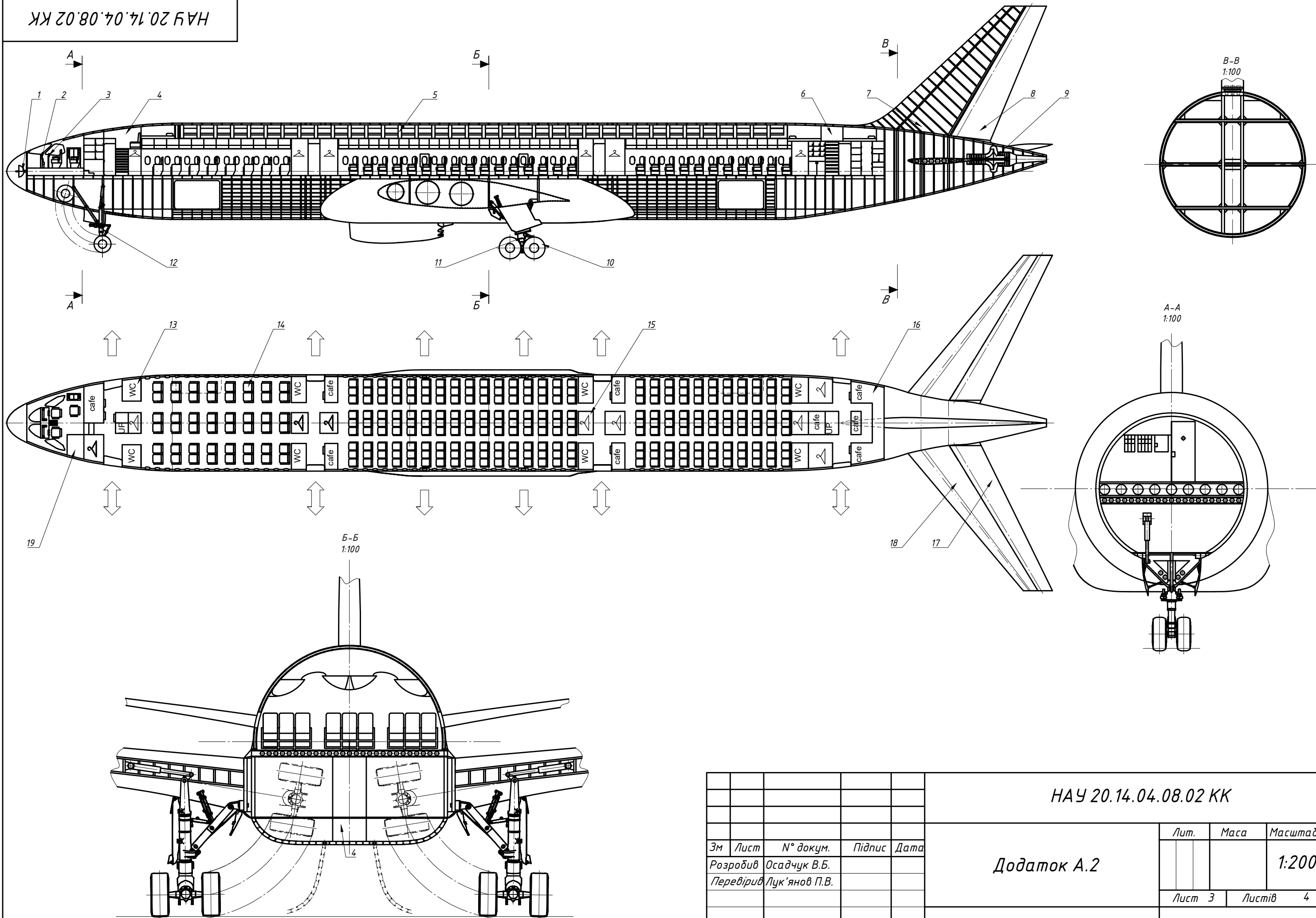


(Додаткові данні наведені в електронній таблиці(додаток Г))



					НАУ 20.14.04.08.01ЗВ			
Эм	Лист	№ докум.	Підпис	Дата	Додаток А.1	Лит.	Маса	Масштаб
								1:400
						Лист 1	Листів 4	
Н. Контр. Сивашенко Т.І. Затвердив Бадах В.М.					ЛВ 201М			





					НАУ 20.14.04.08.02 КК			
Зм	Лист	№ докум.	Підпис	Дата	Додаток А.2	Лит.	Маса	Масштаб
								1:200
						Лист 3	Листів 4	
Н. Контр.	Сивашенко Т.І.				ЛВ 201М			
Затвердив	Бадах В.М							

