

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

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

_____ Бадах В. М.
“ ____ ” _____ 20__ р.

ДИПЛОМНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТРА

Тема: «Розробка та дослідження паливної системи пасажирського літака з двома
ТРДД та злітною масою 35-40 тон»

Виконавець: студент 2-го курсу Кун Вейлян

(підпис)

Керівник: к.т.н., професор Сивашенко Терентій Іванович

(підпис)

Консультанти з розділів:

Охорона праці: к.т.н., доцент Казанець Віталій Іванович

(підпис)

Охорона навколишнього
середовища:

(підпис)

Нормоконтролер: к.т.н., доцент Бутько Володимир Степанович

(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

Кун Вейлян

(прізвище, ім'я, по-батькові)

1.Тема роботи: Розробка та дослідження паливної системи пасажирського літака з двома ТРДД та злітною масою 35-40 тон.

Затвердження наказом ректора від “ ___ ” _____ 2020р. № _____

2.Термін виконання роботи: з 05.10.2020 по 24.12.2020

3.Вихідні дані до роботи: злітна маса 36,5 т, робоче паливо ТС-1, тип двигунів Д-436, крейсерська швидкість 820км/год, Дальність польоту без витрати АНЗ 2800 км, висота початку крейсерського польоту 10 км, кінцева висота крейсерського польоту 11,6 км, число Маха $M_{кр}=0,75$, площа крила 87,32 м², розмах крила 28,9 м.

4.Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці): Вступ; 1.Основна частина; 2.Спеціальна частина; 3.Охорона праці; 4.Охорона навколишнього середовища; 5. Висновки; 6. Список використаних джерел.

5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: Загальний вигляд літака; Компоновочна схема літака на 66 пасажирів; Розташування точок обслуговування паливної системи; Живлення двигунів паливом принципова схема; Заправка паливом принципова схема; Дренаж паливних даків принципова схема; Палива система

управління і паливавимірювання принципова схема; Штуцер централізованої заправки; Монтажний пристій насоса ЭЦНГ-5А-2.

6.Календарний план

№ п/п	Етапи виконання роботи	Терміни виконання етапів	Відмітка про виконання (підпис)
1.	Початок роботи над роботою, визначення мети та завдань роботи	05.10.2020	
2.	Аналіз матеріалів аналогічних літаків	16.10.2020	
3.	Розробка принципової схеми літака. Системи подачі палива до двигунів; система заплавки, бакав, палив, система дренажу баків.	27.10.2020	
4.	Виконання розрахунків системі: визначення кількості палива та об'єму баків, гідравлічний розрахунок системи.	10.11.2020	
5.	Спеціальна частина: вибір та установка насоса	21.11.2020	
6.	Охорона праці	29.11.2020	
7.	Охорона навколишнього середовища	06.12.2020	
8.	Оформлення проекту	12.12.2020	
9.	Перевірка, внесення правок та підписання роботи	21.12.2020	

7.Консультанти з окремих розділів роботи:

Розділ	Консультант	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
3. Охорона праці			
4. Охорона навколишнього середовища			

Дата видачі завдання “ ___ ” _____ 2020р.

Керівник: _____
(підпис)

Завдання прийняв(ла) до виконання: _____
(підпис)

Дата _____

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи “Паливна система міжрегіонального пасажирського літака. Комп’ютерний дизайн агрегату паливної системи.”: 147 сторінок, 31 рисунків, 31 таблиць, 18 використаних джерел, 1 додаток.

ЛІТАК, ПАЛИВНА СИСТЕМА, ГІДРАВЛІЧИЙ РОЗРАХУНОК, БАК, НАСОС.

Об’єкт дослідження – паливна система міжрегіонального пасажирського літака.

Предмет дослідження – визначення характеристик систем джерел тиску. Підкачувальні насоси.

Мета дипломної роботи – розробка паливної системи, яка за своїми характеристиками надійності та живучості, пожежо- і вибухобезпеки, масової та габаритної характеристик, ремонтно- та контролепридатності, експлуатаційної технологічності задовольняла б сучасним перспективним вимогам.

Метод дослідження – аналіз роботи діючих підкачувальних насосів. Вибір підкачувального насосу для паливної системи.

Установлено, що вибраний підкачувальний насос ЭЦНГ-5А-2 забезпечує надійну безвідмовну роботу в продовж встановленого ресурсу для літака.

ЗМІСТ

Перелік умовних позначень	8
Вступ	10
РОЗДІЛ 1	
ОСНОВНА ЧАСТИНА	
1.1. Паливна система	12
1.2. Вимоги до паливних систем	12
1.3. Магістралі подачі палива до двигунів	14
1.3.1. Методи подачі пального до двигунів	14
1.3.2. Розміщення палива в групах баків	15
1.3.3. Схеми подачі палива до двигунів	16
1.4. Методи підвищення надійності живлення двигунів паливом	18
1.5. Вихідні дані для розрахунку паливної системи	19
1.6. Визначення необхідної кількості палива	20
1.7. Розрахунок ємкості паливних баків	22
1.8. Опис паливної системи, що проектується	24
1.9. Паливні баки	25
1.9.1. Система дренажу паливних баків	28
1.9.2. Системи централізованої заправки	30
1.9.3. Система подачі палива до двигунів	37
1.9.4. Система управління та індикації	45
1.10. Гідравлічний розрахунок системи живлення двигунів паливом	47
1.10.1 Умови розрахунку	48
1.10.2. Принципова схема системи виробки палива	49
1.10.3. Теоретичне обґрунтування та розрахункові формули	50
1.10.4. Побудова характеристик гідравлічного опору магістралей паливної системи.....	78
1.10.5. Розрахунок величини швидкісного напору повітря, що використовуються для підвищення тиску над паливом в баку.....	80
1.10.6. Живлення двигунів при непрацюючих підкачуючи насосах.....	81

1.10.7. Живлення двох двигунів від насосів одного витратного відсіку.....	85
1.10.8. Визначення продуктивності перекачування палива	90
1.10.9. Визначення тривалості живлення паливом двигунів з витратного відсіку при дії вертикального негативного перевантаження.....	94
1.11. Висновки.....	94

РОЗДІЛ 2

СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

2.1. Авіаційні силові установки насоси	96
2.2. Огляд вихідних матеріалів	102
2.2.1. Основні параметри	103
2.3. Технічні вимоги	105
2.4. Аналіз вихідних матеріалів.....	108
2.5. Описання відцентрового електронасоса ЭЦНГ-5А-2	114
2.6. Технологія монтажу та демонтажу електропривідного насоса ЭЦНГ-5А-2.....	119
2.7. Висновки	122

РОЗДІЛ 3

ОХОРОНА ПРАЦІ

3.1. небезпечні і шкідливі виробничі чинники під час експлуатації або ремонту проєктованого об'єкту	123
3.2 Інженерно-технічні та організаційні засоби по запобіганню можливого впливу шкідливих і небезпечних факторів на працюючих	125
3.3. Визначення необхідної кількості пристроїв заземлення, довжини сполучної смуги й розмірів контуру заземлення на стоянці літаків для захисту від статичної електрики	126
3.4.Порядок розрахунку	128
3.5. Пожежна і вибухова безпека при технічному обслуговуванні спроектованого об'єкта	130
3.5.1. Джерела запалювання ППМ	130

3.5.2. Міри, передбачені для запобігання пожежі та вибуху	130
3.5.3. Дії персоналу в разі пожежі або вибуху	131
3.6. Інструкція з охорони праці. Розділ “Спеціальні вимоги”	132
3.6.1. Інструкція по техніці безпеки при стендових випробуваннях ...	132
3.6.2. Інструкція по техніці безпеки при експлуатації	133
3.7. Висновки	134
РОЗДІЛ 4	
ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДВИЩА	
4.1. Загальні характеристика виконання палив у різних видах транспорту	135
4.2. Забруднення аеропортів під час технічного обслуговування повітряних суден та їх систем.....	137
4.3. Кількісні характеристики викидів шкідливих речовин авіаційними двигунами	139
4.4. Розрахунок контрольних параметрів емісії двигуна Д-436	141
4.5. Висновки	144
ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ.....	149
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	150

Перелік умовних позначень

АНЗ	–	аеронавігаційний запас палива;
АС	–	аварійна ситуація;
БСТО	–	бортова система технічного обслуговування;
ВО	–	візуальний огляд;
ВСК-1	–	контроль в польоті вмонтованими засобами;
ГТД	–	газотурбінний двигун;
ГДК	–	границя допустимої концентрації;
ДСУ	–	допоміжна силова установка;
ДУ	–	двигунова установка;
ЕРС	–	електрорушійна сила;
ЗПС	–	злітно-посадкова смуга;
ІСАО	–	міжнародна організація цивільної авіації;
КІЛС (КИСС)	–	комплексний індикатор літакових систем;
ККД	–	коефіцієнт корисної дії;
КС	–	катастрофічна ситуація;
КЧК	–	консольна частина крила;
ЛА	–	літальні апарати;
МДУ	–	маршова двигунова установка;
БФІ (МФИ)	–	багато функціональний індикатор;
ОЧК	–	від'ємна частина крила;
ПВП (ПВК)	–	противодокристалізаційні присадки;
ПКУ	–	пульт контролю и управління подачею палива;
ПКУЗ	–	пульт контролю та управління заправкою;
ПММ	–	паливно-мастильні матеріали;
ПОС	–	система протиобледеніння;
ПС	–	повітряне судно;
ПЗ	–	паливо заправники;
ПФН	–	психофізіологічне навантаження;

СВ (СО)	–	літаковий відповідач;
СПЗ	–	система пожежного захисту;
СС	–	складна ситуація;
СУ	–	силова установка;
СУП (СУИТ)	–	система управління та індикації палива;
СУОЛО (СУОСО)	–	система управління загально-літаковим обладнанням;
ТРДД	–	турботу реактивний двох контурний двигун;
УУП	–	ускладнення умов польоту;
ЦЗ	–	централізована заправка.

ВСТУП

Паливні системи сучасних літаків – це складний комплекс великої кількості взаємозалежних підсистем. До паливних систем пред'являються загальні вимоги у відношенні надійності, живучості, пожежо- і вибухобезпеки, вагових і габаритних характеристик, простоти конструкції, ремонтно- та контролепридатності й експлуатаційної технологічності. Велика кількість функціональних та конструктивних зв'язків у паливній системі вимагають при проектуванні дослідження й порівняльного аналізу різних системних і конструктивних варіантів, і застосування комплексних рішень, що забезпечують створення раціональної системи. Це спрямовано на одержання надійної, високоефективної системи, а в цілому літака, для якого вона проектується.

Ціллю даної розробки є створення паливної системи, яка за своїми характеристиками надійності та живучості, пожежо- і вибухобезпеки, масової та габаритної характеристик, ремонтно- та контролепридатності, експлуатаційної технологічності задовольняла б сучасні перспективні вимоги.

У процесі розробки робиться обґрунтування і варіантна розробка принципової і конструктивної схем паливної системи, що передбачає порівняльний аналіз переваг та недоліків різних схемних і конструктивних рішень паливної системи. Ціллю такої розробки є обґрунтування обраної принципової схеми і її конструктивної реалізації. Дається опис роботи й особливостей конструктивного виконання проекрованої системи.

Через те, що в процесі експлуатації паливної системи можливе нанесення збитку навколишньому середовищу, проводиться розрахунок еколого-економічного збитку і пропонуються заходи щодо його зменшення.

Проводиться аналіз діючих у процесі стендових випробувань і експлуатації небезпечних і шкідливих чинників. Цей аналіз необхідних для виявлення найбільш небезпечних виробничих чинників. Пропонуються

інженерно-організаційні рішення по запобіганню можливого впливу чинників на працівників.

Проводиться аналіз пожежної й вибухової безпеки системи, і розробляються інструкції з техніки безпеки при стендових випробуваннях і експлуатації паливної системи.

Так як простої на технічному обслуговуванні роблять істотний вплив на економічну ефективність експлуатації літака, то робиться розробка монтажного пристрою, який забезпечує заміну насоса без зливу палива.

РОЗДІЛ 1

ОСНОВНА ЧАСТИНА

1.1. Паливна система.

«Паливна система призначена для розміщення на ПС палива та безперебійної подачі палива до двигунів, ДСУ на всіх режимах роботи двигунів, на всіх режимах і висотах польоту ПС і в широкому діапазоні температур. Крім того на деяких ПС паливо використовується для охолодження масла, агрегатів, системи кондиціонування, радіоелектронної апаратури, балансування ПС, привода постійної частоти обертання генератора та ін., а також як робоча рідина у різноманітних автоматичних пристроях (керування створками реактивного сопла та лопатками вхідного направляючого апарату)» [1], [4].

1.2. Вимоги до паливних систем.

«До паливних систем у відповідності до АП-25 пред'являють наступні основні вимоги:

1. Забезпечення надійної подачі палива до двигуна на всіх режимах роботи двигунів, на всіх режимах і висотах польоту ПС і в широкому діапазоні температур палива: від мінус 60°C до 45°C для дозвукових ПС, від мінус 60°C до температур, визначених висотою польоту, надлишковим тиском у баку та тепловою ізоляцією бака для надзвукових. При непрацюючих насосах підкачки першої ступені живлення двигуна паливом повинне безперебійно відбуватись на крейсерських режимах, на висотах польоту від 0 до не менше 6000-8000 м (в залежності від типа ПС).

2. Забезпечення автоматичної виробітки палива в заданій послідовності та при всіх можливих експлуатаційних варіантах заправки баків паливом на всіх режимах польоту ПС, передбачених КЛЄ. При цьому центрівка ПС повинна бути в допустимому діапазоні. Можливість ручного керування виробіткою палива в необхідній послідовності при несправності автоматичного керування, при всіх можливих комбінаціях працюючих та непрацюючих двигунів. Для надзвукових ПС повинна бути передбачена

автоматична балансуюча перекачка палива синхронно з переміщенням центру тиску.

3. Забезпечення безпеки польотів, у тому числі, живучості та пожежної безпеки. Для цього повинне бути передбачене окреме вмикання та вимикання підкачуючи насосів, можливість перехресної подачі палива з будь-якого бака, до будь-якого двигуна, резервування роботи найбільш важливих агрегатів, розміщення в баках забірних відсіків.

4. Місткість баків на ПС повинна забезпечувати розміщення необхідної кількості палива для польоту на задану максимальну дальність або тривалість і резервний запас палива на 45 хв. польоту при використанні всіх марок палива, допущених для експлуатації донного типу ПС, з урахуванням зміни густини, температури та інших параметрів.

Для ПС місцевих повітряних ліній величина сигналізованого резервного залишку палива повинна складати не менше 15% від максимальної передбаченої заправки баків паливом. Запас палива більше резервного (навігаційний запас) може бути забезпечений зменшенням дальності польоту.

5. Закрита заправка баків паливом, якщо місткість баків складає більше 3 м³, з подачею палива не менше 25 л/с через кожен заправну точку, при тиску, що не перевищує 0,45 МПа, та швидкістю не більше 7 м/с. При меншій місткості дозволяється заправка через заливні горловини. Час відкритої заправки загальною місткістю 5 м³ не повинне перевищувати 10 хв.

При заправці паливом з максимально можливими для цього типу ПС темпами надходження палива в баки у надпаливному просторі баків не повинні утворюватися небезпечні розряди статичної електрики.

6. Злив палива в польоті для ПС, що мають обмеження по посадковій масі та центрівіці. Середня витрата під час зливу до 10 м³ палива повинна бути не менше 24 л/с, до 20 м³ - 28 м/с, більше 20 м³ - 34 м/с.

7. Повинен бути забезпечений повний злив палива з баків, трубопроводів та агрегатів на землі. Якщо паливні баки обладнанні насосами, то їх потрібно використовувати для прискорення зливу палива та зменшення кількості зливних точок. Залишок палива, що не виробляється, не повинен перевищувати 1% від загального об'єму баків.

8. При живленні двигунів паливом з двох або декількох груп баків повинна бути забезпечена рівномірною виробкою палива з них. Нерівномірність виробітки палива з симетрично розташованих баків не повинна перевищувати 5%. На деяких ПС встановлюють автомати вирівнювання, які забезпечують автоматичне підтримання рівної кількості палива в симетрично розташованих лівих і правих баків крила.

9. Паливна система повинна мати надійний дренаж паливних баків для підтримки у них тиску, при усіх режимах і умовах польоту, а також під час заправки та зливу на землі.

10. Надійна фільтрація палива з очищенням, що відповідає КЛЕ. Огляд та заміна фільтруючих елементів не повинні потребувати зливу палива з баків.

11. Надійний, зручний та неперервний контроль роботи паливної системи на землі та в польоті, як під час автоматичного, так і ручного керування виробітки палива.

12. Захист агрегатів паливної системи від корозії, обмерзання та мікроорганізмів, розрядів статичної електрики, перегріву. Забезпечення міцності та віброміцності.

13. Паливна система повинна мати високу технологічність – пристосованість до виконання робіт по технічному обслуговуванню за короткий час з мінімальною кількістю виконавців, з використанням найбільш економічних та передових методів технічного обслуговування» [1]

1.3. Магістралі подачі палива до двигунів.

1.3.1. Способи подачі пального до двигунів.

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

швидкостей польоту, включення автоматичних пристроїв для забезпечення порядку виробітки палива і контроль за роботою паливної системи.

Одним з важливих фрагментів схеми магістралей подачі палива до двигунів є виробітка палива з баків. Для забезпечення виробітки палива з баків застосовуються наступні способи: самопливом, витисканням, насосом підкачки» [2].

1.3.2. Розміщення палива в групах баків.

Великі запаси палива, необхідні для виконання польоту, викликають певні труднощі в його розміщенні на ПС. При великій кількості палива потрібні великі баки для його розміщення. Це затрудняє монтаж баків і їх розміщення. Для раціонального розміщення й монтажу паливо розміщають в баках.

Послідовне підключення баків.

Для раціональної подачі палива до двигунів з малими гідравлічними втратами тиску, невеликою масою магістралей й забезпечення необхідного діапазону центрівки баки об'єднують в окремі групи шляхом послідовного з'єднання. Групи баків можна розглядати як один бак з перегородками.

Магістраль подачі палива до двигунів з паралельно об'єднаними групами баків дає можливість керувати витратою палива за будь-якою програмою. Послідовність випрацювання може бути забезпечена за рахунок роботи насосів в баках (групи баків) на різних режимах.

Паралельне підключення баків.

Для цього в кожній групі баків встановлюють багато режимні підкачуючі насоси, які допускають тривалу роботу на двох-трьох різних режимах, який визначається частотою обертання насосу. подача палива буде відбуватися з тієї групи баків, де насос підкачки створює найбільший тиск. Процес переключення живлення з однієї групи баків на іншу повинен відповідати двом вимогам:

- безперервність подачі палива к двигунам;
- повне випрацювання палива з попередньої групи при переході на послідууючу.

Послідовне підключення груп баків.

Магістраль подачі палива з послідовно підключеними групами баків виконана так, що з кожного бака паливо перетікає самопливом або перекачується насосами перекачки у витратний бак, а з нього подається к двигуну. Така система забезпечує просту систему керування, малу масу. Паливна система повинна мати надійний дренаж паливних баків для магістралі, проте наявність одного витратного баку знижує живучість паливної системи.

З додаткових баків паливо переливається у витратний самопливом або за допомогою однорежимних підкачуючих насосів через переливні або перекачуючи магістралі. Перекачувальні насоси (ПН) транспортують паливо з додаткових баків у витратний під тиском, необхідним для подолання гідравлічних втрат тиску на ділянці перекачки. Тому від них вимагається менший перепад тиску, а відповідно, менші габарити й маса, ніж НП1. Регулювання й підтримання заданого рівня палива у витратному баку забезпечується встановленням у витратному баку поплавкових клапанів граничного рівня. В окремих випадках застосовують подачу палива через дроселі постійної витрати. Для запобігання переповнення витратного бака паливом при перекачці застосовують магістралі зворотного переливу, за допомогою яких витратний бак з'єднують з додатковими.

При встановлені на ПС декількох двигунів для забезпечення їх живлення паливом застосовують автономні, централізовані, комбіновані, дольові й централізовано-дольові подачі.

Вибір того чи іншого способу подачі палива залежить від числа й компонування двигунів на ПС, загального компонування ПС, розміщення на ньому палива та інше.

1.3.3. Схеми подачі палива до двигунів.

Автономна подача палива до двигунів полягає в тому, що паливо до кожного двигуна ПС подається від своїх груп баків.

Централізована подача виконується так, що паливо з одного витратного баку подається до декількох двигунів.

Централізовано-автономна подача палива зроблена таким чином, що маються, наприклад, дві автономні магістралі подачі (ліва і права), але кожна з них забезпечує живлення паливом двох двигунів.

Дольова застосовується на ПС з непарним числом двигунів, зазвичай розташованих в хвостовій частині фюзеляжу, коли подачу палива забезпечують НП1 двох забірних магістралей, ведучих свій початок від двох витратних баків.

В межах допусків ці насоси можуть відрізнятися напірними характеристиками, що може викликати нерівномірне випрацювання палива насосами НП1 з симетрично розташованих баків й в наслідок – до різних рівнів палива у витратних баках.

Це ж саме може відбутися при відкритті крана кільцювання й забезпеченні подачі палива насосами забірних магістралей до одного двигуна внаслідок різних гідравлічних втрат тиску в підвідних магістралях.

Вирівнювання рівня палива у витратних баках при дольовій подачі можна здійснити самопливом при відчиненні крану об'єднання баків через переливну магістраль, тому як при різному рівні палива в баках при відчиненому крані паливо буде переливатися з одного баку в інший або за рахунок застосування автомата вирівнювання. В цьому випадку насос підкачки в тому баку, де менше палива автоматично переводиться на знижений режим роботи або тимчасово відключається та після зрівнювання палива включається знову.

Централізовано-дольова подача застосовується на ПС з непарним числом двигунів при подачі палива до трьох двигунів з одного витратного бака. В цьому випадку навіть неоднакові подачі палива насосами НП1 у витратному баку не змінюють в ньому рівня палива.

Проте, якщо насоси перекачки в додаткових баках мають різні напірні характеристики або якщо при крені ПС відбувається оголення забірних фланців насосів перекачки, то випрацювання палива в додаткових баках буде різне. Для цього в системі перекачки встановлюють автомат вирівнювання, який забезпечує вирівнювання витрати палива із правих і лівих симетрично розташованих груп баків. В цьому випадку відбувається тимчасове відключення насосів перекачки того баку, де паливо менше. Для підтримання заданого рівня палива у баку при перекачці, в ньому встановлюють поплавкові клапани граничного рівня (“порціонер”).

Перехресне живлення двигунів паливом (кільцювання, об'єднане живлення) застосовують на ПС з декількома групами баків і з двома або більшим числом двигунів. Воно полягає в тому, що забірні магістралі декількох двигунів об'єднуються між собою магістраллю з краном, який відчиняється, якщо необхідно перевести живлення двох або більше двигунів від однієї магістралі, або при відмові одного з двигунів, коли треба перевести живлення працюючого двигуна на систему відмовленого двигуна. Проте з баків забірної магістралі з вийшовшим з ладу НП1 паливо не буде випрацьовуватись, і це відзначиться на боковій центрівці ПС, дальності та тривалості польоту. Магістраль перехресного живлення може також використовуватись для вирівнювання залишку палива у витратних баках забірних магістралей.

1.4. Методи підвищення надійності живлення двигунів паливом.

«Дублювання роботи НП1» полягає в тому, що у витратному баку встановлюється два паралельно працюючих насоса, підключених до забірної магістралі з умовою, що НП1 повинен забезпечити живлення паливом двох двигунів.

При сумісній роботі НП1 кожен насос має подачу палива навпіл меншу, ніж потрібна витрата двигуна, що знижує потрібний кавітаційний запас тиску НП1 і збільшує його висотність. Проте дублювання насосів збільшує масу конструкції й потребує додаткової потужності для приводу насосів.

Резервування НП1 складається з того, що у витратному баку встановлюють паралельно два НП1 з різними типами приводу. При виході з ладу одного насосу в роботу вступає насос з іншим приводом.

Забірні відсіки зі зворотними клапанами застосовують для виключення відливу палива від НП1 при еволюції ПС і при дії перевантажень. Вони забезпечують живлення двигунів паливом при відливі його від підкачуючого насоса. На окремих ПС біля забірного відсіку встановлюють насос перекачки для заповнення витратного відсіку паливом. У верхній частині забірного відсіку встановлюють клапани переливу палива. Таким чином забірний відсік завжди заповнений паливом. Для підвищення надійності живлення застосовують наддув баків, паливні акумулятори, паливні фільтри споряджають клапанами перепуску палива.»

1.5. Вихідні дані для розрахунку паливної системи.

«Вихідні данні про літак та двигуни, які будуть використані при проектуванні паливної системи (табл. 1.1.)» [1].

Таблиця 1.1.

Основні данні літака та двигунів.

Найменування	Позначення	Одиниці вимірювання	Величина
Злітна маса	$G_{взл}$	т	36,5
Крейсерська швидкість	$V_{кр.}$	км/год	820
Дальність польоту без витрати АНЗ	L	км	2800
Дальність планування	$L_{нсп}$	км	160
Висота початку крейсерського польоту	H_0	км	10
Кінцева висота крейсерського польоту	H_k	км	11,6
Тип двигунів	Д-436		
Кількість двигунів	n		2
Стартове значення питомої витрати пального	C_{p0}	кг/кг·год	0,36
Ступінь двухконтурності двигуна	m		5
Число Маха	M		0,75
Максимальна якість	K_{max}		15,8
Розрахункова швидкість зустрічного вітру	W	км/год	70
Питома вага палива	ρ	т/м ³	0,78
Площа крила	$S_{кр.}$	м ²	87,32
Розмах крила	L	м	28,9
Кут поперечного V	V	град.	-4,5

1.6. Визначення необхідної кількості палива

«Відносний запас палива на політ:

$$\overline{m}_T = \frac{m_T}{G_{\text{взл}}} \quad (1)$$

Для літаків з вираженою крейсерською дальністю польоту[13]:

$$\overline{m}_T = m_{\text{тнв}} + m_{\text{т.сн.п}} + \overline{m}_{\text{т.кр}} + \overline{m}_{\text{танз}} + \overline{m}_{\text{тма}} \quad (2)$$

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

$\overline{m}_{\text{т.сн.п}}$ – на зниження та посадку;

$\overline{m}_{\text{т.кр.}}$ – на крейсерський режим польоту;

$\overline{m}_{\text{танз}}$ – аеронавігаційний запас;

$\overline{m}_{\text{тма}}$ – на маневрування по аеродрому.

Для дозвукових літаків із звичайним зльотом та посадкою.

$$\overline{m}_{\text{тнв}} = \frac{0.0035H_0(1-0.03m)}{1-0.004H_0} \quad (3)$$

де H_0 – висота початку крейсерського польоту;

m – ступінь двохконтурності двигуна;

$$H_0 = 10 \text{ км}; \quad m = 5.$$

$$\overline{m}_{\text{тнв}} = \frac{0,0035 \cdot 10(1 - 0,03 \cdot 5)}{1 - 0,004 \cdot 10} = 0,03$$

$$\overline{m}_{\text{т.сн.п.}} = 0,02 H_0 (1 - 0,023 H_k)(1 - 0,03m) \quad (4),$$

де H_k – кінцева висота крейсерського польоту;

$$H_k = 11.6 \text{ км.}$$

$$\overline{m}_{\text{т.сн.п.}} = 0,02 \cdot 11(1 - 0,023 \cdot 11)(1 - 0,03 \cdot 5) = 0,12$$

$$C_p = C_{p_0} + \frac{0,4M}{1 + 0,027H_0} \quad (5),$$

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

$$C_{p_0} = 0,36 \text{ кг/кггод}; \quad M = 0,55.$$

$$C_p = 0,36 + \frac{0,4 \cdot 0,75}{1 + 0,02711,6} = 0,53 \text{ кг/кг год}$$

$$\bar{m}_{\text{кр}} = (1 - \bar{m}_{\text{тнв}}) \frac{(L - L_{\text{нсн}})C_p}{(V_{\text{кр}} - W)K_{\text{мах}}} \quad (6),$$

де $\bar{m}_{\text{тнр}}$ - відносний запас палива на розгін та набір висоти;
 L - дальність польоту без витрати АНЗ;
 $L_{\text{нсн}}$ - дальність планерування;
 C_p - питома витрата палива двигунів на крейсерському режимі;
 $V_{\text{кр}}$ - крейсерська швидкість;
 W - розрахункова швидкість зустрічного вітру;
 $K_{\text{мах}}$ - максимальна якість.

$$\bar{m}_{\text{тнр}} = 0,03; \quad L = 2800 \text{ км}; \quad L_{\text{нсн}} = 160 \text{ км}; \quad C_p = 0,53 \text{ кг/кг год};$$

$$V_{\text{кр}} = 820 \text{ км/год}; \quad W = 70 \text{ км/год}; \quad K_{\text{мах}} = 15,8.$$

$$\bar{m}_{\text{кр}} = (1 - 0,03) \frac{(2800 - 160)0,53}{(820 - 70)15,8} = 0,11$$

$$\bar{m}_{\text{танз}} = 0,9 \frac{C_p}{K_{\text{мах}}} \quad (7),$$

де C_p - питома витрата палива двигунів на крейсерському режимі;
 $K_{\text{мах}}$ - максимальна якість.

$$C_p = 0,53 \text{ кг/кг год}; \quad K_{\text{мах}} = 15,8.$$

$$\bar{m}_{\text{танз}} = 0,9 \frac{0,53}{15,8} = 0,03$$

$$\bar{m}_{\text{тма}} = 0,006.$$

Отримані результати підставляємо в формулу (2) та отримуємо необхідну відносну кількість палива на політ:

$$\bar{m}_T = 0,03 + 0,12 + 0,11 + 0,03 + 0,006 = 0,29$$

Визначимо m_T :

$$m_T = \bar{m}_T \cdot G_{\text{взл}} = 0,29 \cdot 36,5 = 10,59 \quad (\text{т})$$

Отримали кількість палива з урахуванням аеронавігаційного запасу, необхідного на політ дальністю 2800 км» [1].

1.7. Розрахунок ємкості паливних баків.

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

$$V_{\text{кес}} = \psi \frac{1}{3} h (S_1 + \sqrt{S_1 S_2} + S_2) \quad (1),$$

де $\psi = 0,85$ – коефіцієнт, який враховує зайнятість кесона конструктивними елементами;

h – відстань між кінцевими нервюрами бака;

$S_1 S_2$ – площі кінцевих нервюр баків (міжлонжеронна частина)

Таким чином, маючи теоретичне креслення крила, можливо визначити розташований об'єм, в якому буде розміщено паливо (рис. 1.1.).

Обчислюємо площі міжлонжеронних частин нервюр 3 за формулою (2):

$$S = C_{\text{ср}} B_{\text{л}} \quad (2),$$

де $C_{\text{ср}}$ – середня товщина профілю кесона;

$B_{\text{л}}$ – міжлонжеронна відстань.

Визначимо об'єм кесона за формулою (1), де

$$h=3,1; \quad C_{\text{ср}}=0,5 \text{ м}; \quad B_{\text{л}}=2,53 \text{ м}.$$

$$S_1=S_2=C_{\text{ср}} B_{\text{л}}=0,5 \cdot 2,53=1,26 \text{ (м}^2\text{)}$$

$$V_{\text{кес}}^{3-3} = 0,85 \frac{1}{3} 3,1 (1,26 + \sqrt{1,26 \cdot 1,26} + 1,26) = 3,3 \text{ (м}^3\text{)} = 3300 \text{ (л)}$$

Визначимо площі міжлонжеронних частин нервюр 12 за формулою (2):

$$h^{8-12} = 4,8 \text{ (м)}; \quad C_{\text{ср}}^{8-12} = 0,3 \text{ (м)}; \quad B_{\text{л}}^{8-12} = 1,82 \text{ (м)}; \quad S_1^8 = 1,26 \text{ (м}^2\text{)}.$$

$$S_2^{12} = C_{\text{ср}}^{12} B_{\text{л}}^{12} = 0,3 \cdot 1,82 = 0,55 \text{ (м}^2\text{)}.$$

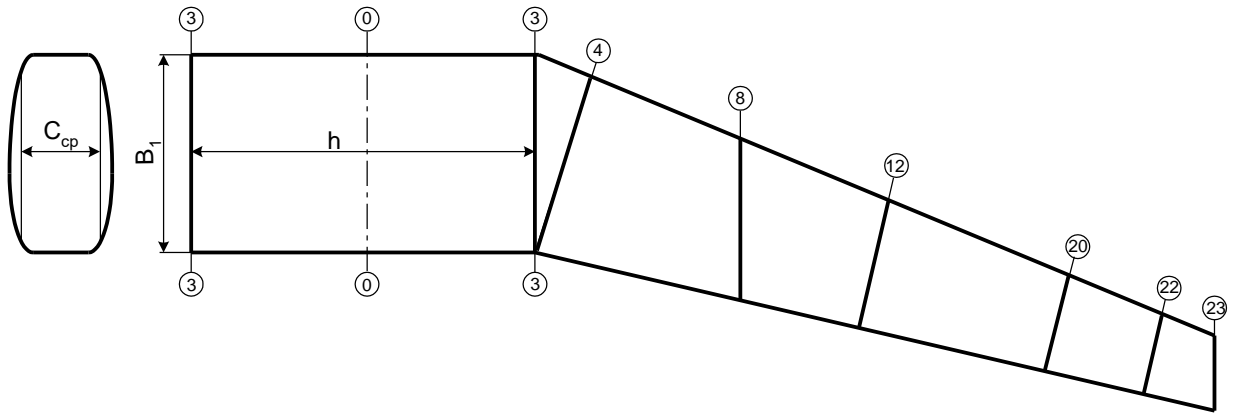


Рис. 1.1. Розрахункова схема баків кесонів

Визначаємо об'єм кесона за формулою (1):

$$V_{\text{кес}}^{8-12} = 0,85 \frac{1}{3} 4,8(1,26 + \sqrt{1,26 \cdot 0,55} + 0,55) = 3,59 \text{ (м}^3\text{)} = 3590 \text{ (л)}$$

Визначимо площі міжлонжеронних частин нервюр 20 за формулою (2):

$$h^{12-20} = 5 \text{ (м)}; C_{\text{cp}}^{20} = 0,18 \text{ (м)}; B_{\text{л}}^{20} = 1,17 \text{ (м)}; S_1^{12} = 0,55 \text{ (м}^2\text{)}.$$

$$S_2^{20} = C_{\text{cp}}^{20} B_{\text{л}}^{20} = 0,18 \cdot 1,17 = 0,21 \text{ (м}^2\text{)}$$

Визначаємо об'єм кесона за формулою (1).

Коефіцієнт Ψ прийmemo рівним 0,8 внаслідок того, що в кінцевих частинах крила збільшується доля об'єму, зайнята елеронами.

$$V_{\text{кес}}^{12-20} = 0,8 \frac{1}{3} 5(0,55 + \sqrt{0,55 \cdot 0,21} + 0,21) = 1,47 \text{ (м}^3\text{)} = 1470 \text{ (л)}$$

Визначимо площі міжлонжеронних частин нервюр 22 за формулою (2):

$$h^{20-22} = 1,15 \text{ (м)}; C_{\text{cp}}^{22} = 0,155 \text{ (м)}; B_{\text{л}}^{22} = 1,02 \text{ (м)}; S_1^{20} = 0,21 \text{ (м}^2\text{)}.$$

$$S_2^{22} = C_{\text{cp}}^{22} \cdot B_{\text{л}}^{22} = 0,155 \cdot 1,02 = 0,158 \text{ (м}^2\text{)}$$

Визначаємо об'єм кесона за формулою (1):

$$V_{\text{кес}}^{20-22} = 0,8 \cdot \frac{1}{3} \cdot 1,15 \cdot (0,21 + \sqrt{0,21 \cdot 0,158} + 0,158) = 0,17 \text{ (м}^3\text{)} = 170 \text{ (л)}$$

Об'єм бака нульової черги:

$$V_{\text{кес}}^0 = V_{\text{кес}}^{3-3} = 3,3 \text{ (м}^3\text{)} = 3300 \text{ (л)}$$

Об'єм одного бака першої черги:

$$V_{\text{кес}}^1 = V_{\text{кес}}^{3-12} = 3,59 \text{ (м}^3\text{)} = 3590 \text{ (л)}$$

Об'єм одного бака другої черги:

$$V_{\text{кес}}^2 = V_{\text{кес}}^{12-20} = 1,47 \text{ (м}^3\text{)}=1470 \text{ (л)}$$

Об'єм одного бака третьої черги:

$$V_{\text{кес}}^3 = V_{\text{кес}}^{20-22} = 0,17 \text{ (м}^3\text{)}=170 \text{ (л)}$$

Загальний об'єм паливних баків:

$$V_{\text{кес}} = (V_{\text{кес}}^1 + V_{\text{кес}}^2 + V_{\text{кес}}^3)2 + V_{\text{кес}}^0 = (3,59 + 1,47 + 0,17)2 + 3,3 = 13,76 \text{ (м}^3\text{)}$$

$$V_{\text{кес}} = 13760 \text{ (л)}$$

Потрібний об'єм :

$$V_{\text{потр}} = \frac{m_{\text{т}}}{\rho_{\text{т}}} = \frac{10,59}{0,78} = 13,57 \text{ (м}^3\text{)} = 13570 \text{ (л)},$$

що менше розрахункового $13,76 \text{ (м}^3\text{)} = 13760 \text{ (л)}$.

1.8. Опис паливної системи, що проектується

«Паливна система включає:

- паливні баки;
- систему дренажу паливних баків;
- систему централізованої заправки;
- систему подачі палива до двигунів;
- органи управління і контролю, у тому числі систему управління і індикації палива (СУИТ-148).

Дані про кількість палива (при $\rho=0,775 \text{ г/см}^3$), що заправляється і виробляється, приведені в табл. 1.2.

Таблиця 1.2.

Кількість палива, що заправляється і виробляється

Бак	Змішуваність при заправці		Кількість палива, що випрацьовується при		Частина невикористаного залишка палива
	через заливні горловини	централізований	через заливні горловини	централізований	
Центроплан	3190 кг	3010 кг	3160 кг	2980 кг	30
Криловий	2x4255=8510	2x4115=8230	2x4240=8480	2x4100=8200	2x15=30 кг
Всього	11700 кг	11240 кг	11640 кг	11180 кг	60

Для заправки літака застосовуються палива:

- основне - ТС-1 (ГОСТ 10227-86 або ДСТУ 320.00149943.011-99);
- дублююче - РТ (ГОСТ 10227-86 або ДСТУ 320.00149943.007-99).

1.9. Паливні баки.

Паливні баки призначені для розміщення палива на літаку. Паливні баки-кесони є герметичними відсіками в конструкції крила, утворені стінками переднього і заднього лонжеронів, нервюрами і обшивкою крила. Нервюри № 3 і 22 - герметичні.

Всього в крилі розташовано три паливні баки. Один бак розташований в центроплані між нервюрами № 3 правого і лівого напівкрил.

По одному баку розташовано в консольних частинах крила (КЧК) в лівому і правому напівкрилах між нервюрами № 3 і 22. Паливні баки, розташовані в КЧК, розділені нервюрами № 12 і 20 на три відсіки.

Для доступу до трубопроводів і агрегатів паливної системи в КЧК між нервюрами № 20 і 22 встановлені знімні панелі. На нижній поверхні КЧК і верхній панелі центроплану є люки-лази.

На верхній панелі кожного бака встановлена заливна горловина, призначена для відкритої заправки баків паливом у разі неможливого виконання централізованої заправки під тиском. Горловина закрита швидкоз'ємними кришками.

Для герметизації заклепувальних швів баків, місць проходження прохідників, місць кріплення агрегатів і кришок люків використовується герметик УЗОМЕС-5М і гумові кільця ущільнювачів.

Усередині баків встановлені монтажні пристрої електричних насосів і струменеві паливні насоси, трубопроводи централізованої заправки паливом, подачі палива до двигунів, дренажу, трубопроводи сигналізаторів тиску палива за насосами, клапани поплавків централізованої заправки, датчики паливоміра і електропроводка до них, датчики сигналізації водного відстою.

Для перетікання палива з корневих відсіків крилових баків в передвитратні і з передвитратних у витратні в нижніх частинах нервюр № 12 і 20 встановлені міжбакові зворотні клапани.

Злив відстою палива з крилових баків здійснюється самопливом через клапани зливу конденсату, встановлені у витратних відсіках в нижній панелі крила, з центропланного бака - через крани зливу, встановлені в зализі центроплану з фюзеляжем. В нижніх точках центропланного і крилових баків у витратних відсіках встановлені датчики сигналізації вільної води.

Доступ до агрегатів і трубопроводів паливної системи здійснюється через люки-лази і знімні панелі на верхній поверхні крила і відкидні панелі і люки-лази на нижній.

Розташування точок обслуговування паливної системи приведено на рис. 1.2 рис. 1.3.

В нижніх частинах крилових баків встановлені клапани зливу конденсату.

В центропланному баку встановлено два крани зливу конденсату» [9].

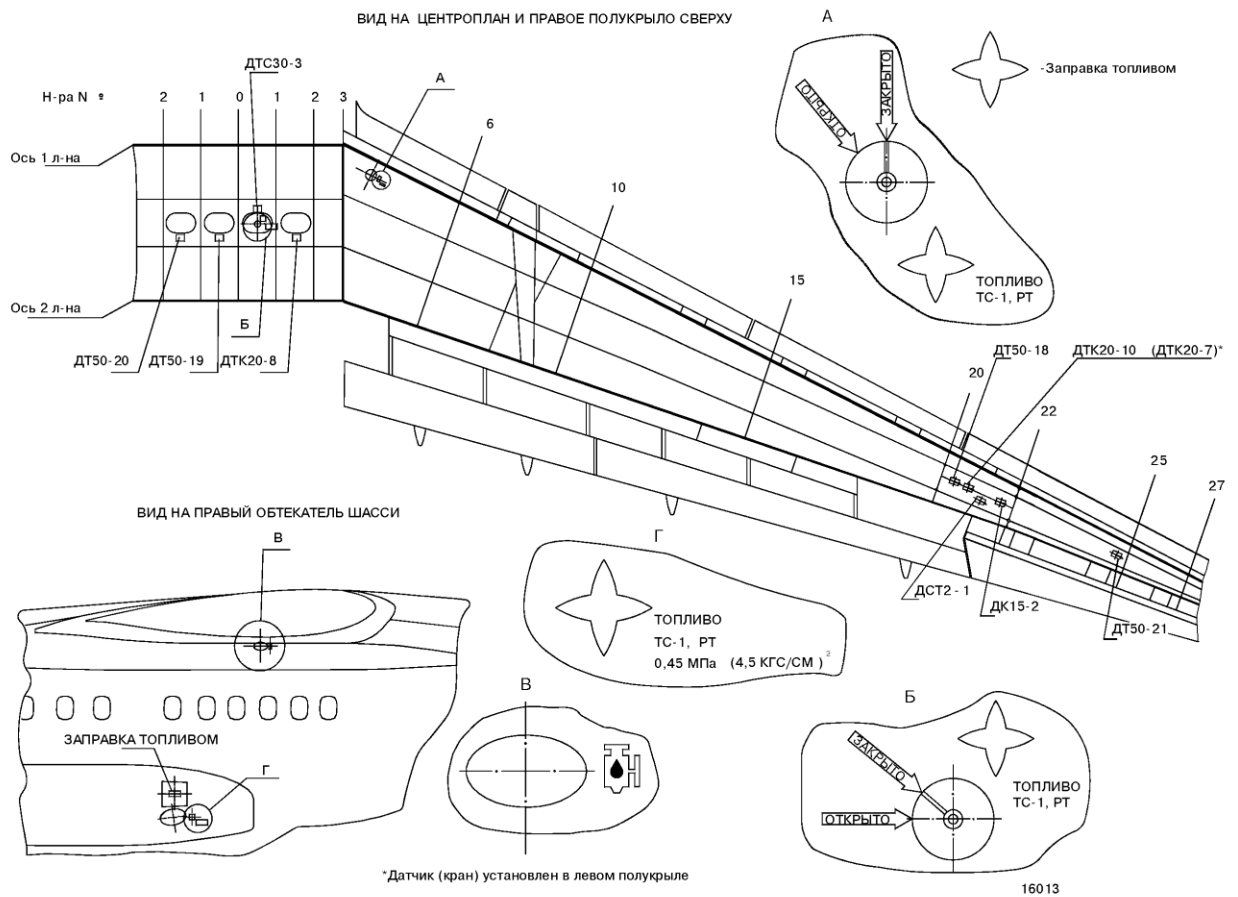


Рис.1.2. Розташування точок обслуговування паливної системи (вид зверху).

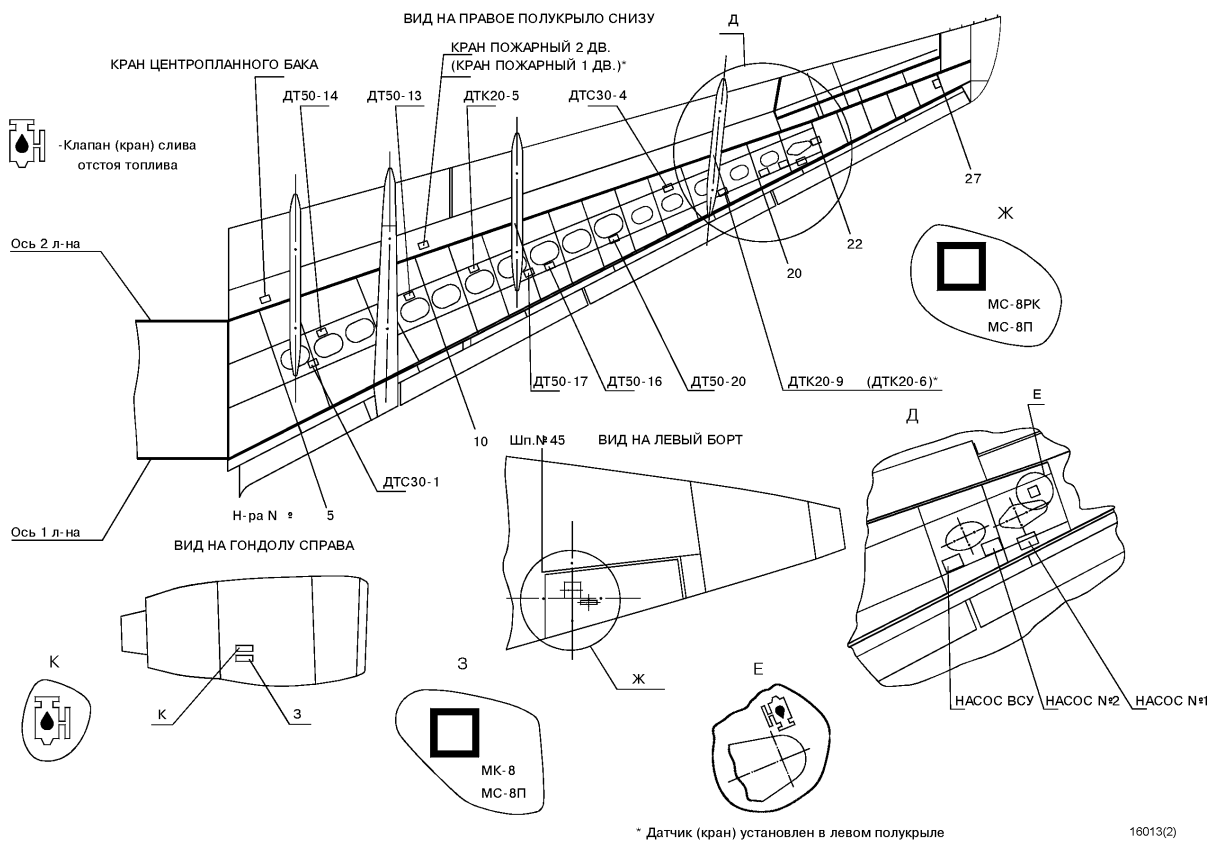


Рис.1.3. Розташування точок обслуговування паливної системи (вид знизу).

1.9.1. Система дренажу паливних баків.

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

Принципова схема системи дренажу баків приведена на рис.1.4.

Система включає: 1 – два повітрязабірні патрубки дренажу; 2-3 – два запобіжні клапани, кожний з яких включає вакуумний клапан і клапан надмірного тиску; 4 – два клапани поплавців; 5 – зворотний клапан; 6-трубопроводи і арматуру їх кріплення.

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

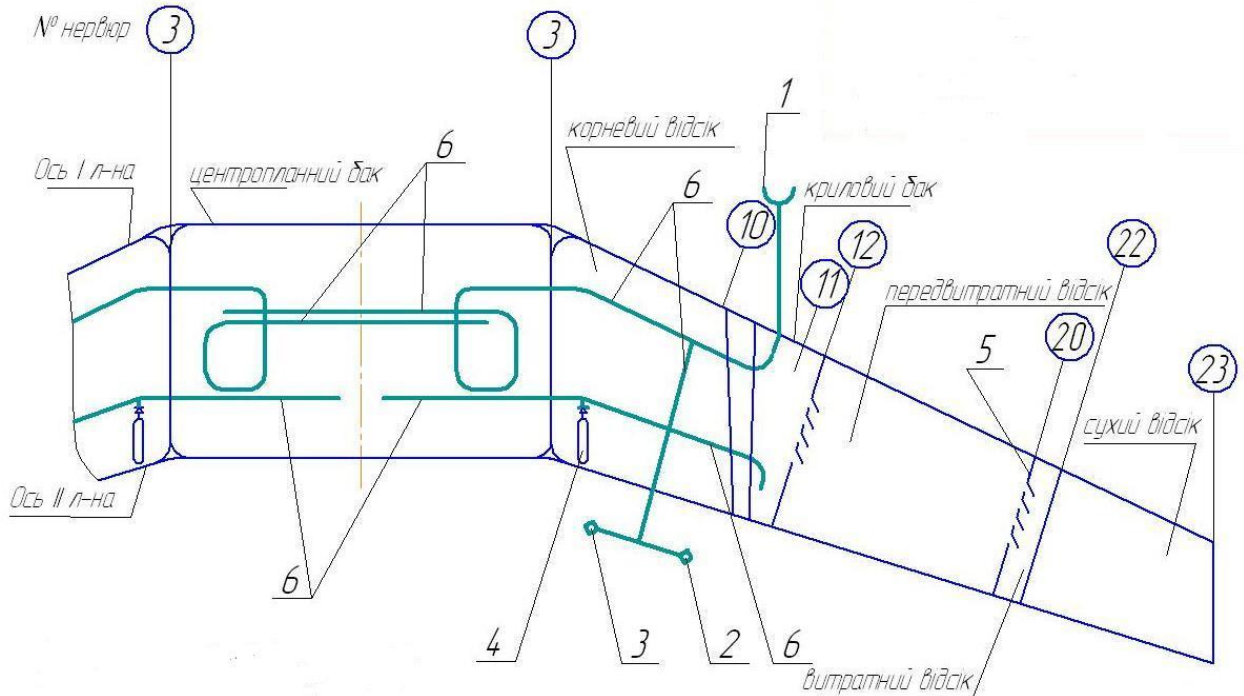


Рис. 1.4. Схема дренажу паливних баків

На літаку виконано дві симетричні системи дренажу.

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

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

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

В районі нервюри № 6 в дренажному трубопроводі встановлений трійник. Від трійника один трубопровід прокладений в центропланний бак. В центропланному баку трубопровід, що йде від патрубка, змонтований у вигляді петлі в горизонтальній площині поряд з правою нервюрою № 3. Інший трубопровід від трійника прокладений уздовж нервюри № 6 і виведений за задній лонжерон.

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

Для виключення пошкодження бака при закупорці патрубка дренажу (або наявності в ньому заглишки) система дренажу через запобіжний клапан (вакуумний клапан і клапан надмірного тиску) сполучається з атмосферою. Вакуумний клапан спрацьовує досягнувши величини розрідження в баку $\Delta P=5$ кПа, захищаючи бак від зминання. Клапан надмірного тиску розрахований на спрацьовування при підвищенні тиску в баку над атмосферним на $\Delta P=12$ кПа.

Для дренажу крилових баків з центропланного бака до нервюри № 12 прокладений трубопровід. За нервюрою № 3 в трубопровід вварено патрубок, на кінці якого встановлений клапан поплавка. У польоті без крену дренаж бака здійснюється через цей патрубок. При крені літака поплавок підіймається паливом, закриває клапан і перешкоджає попаданню палива з бака в трубопровід дренажу. Дренаж при цьому здійснюється через отвір в

кінці трубопроводу біля нервюри № 12. При заливці паливом кінця трубопроводу відкривається клапан поплавка, забезпечуючи дренаж бака.

Дренаж передвитратного відсіку здійснюється через "вікна" у верхніх частинах нервюри № 12. Дренаж витратного відсіку здійснюється через отвори у верхній частині нервюри № 20.

Трубопроводи дренажу хомутами нерухомо кріпляться до елементів конструкції крила. В системі дренажу паливних баків використовуються трубопроводи з алюмінієвого сплаву АМГ-2М діаметром 32 мм» [6].

1.9.2. Система централізованої заправки

«Система централізованої заправки (ЦЗ) рис. 1.5. призначена для заправки літака паливом від наземних заправних засобів, обладнаних штуцерами для централізованої заправки. Система дозволяє відкачати паливо з магістрального трубопроводу заправки після закінчення централізованої заправки.

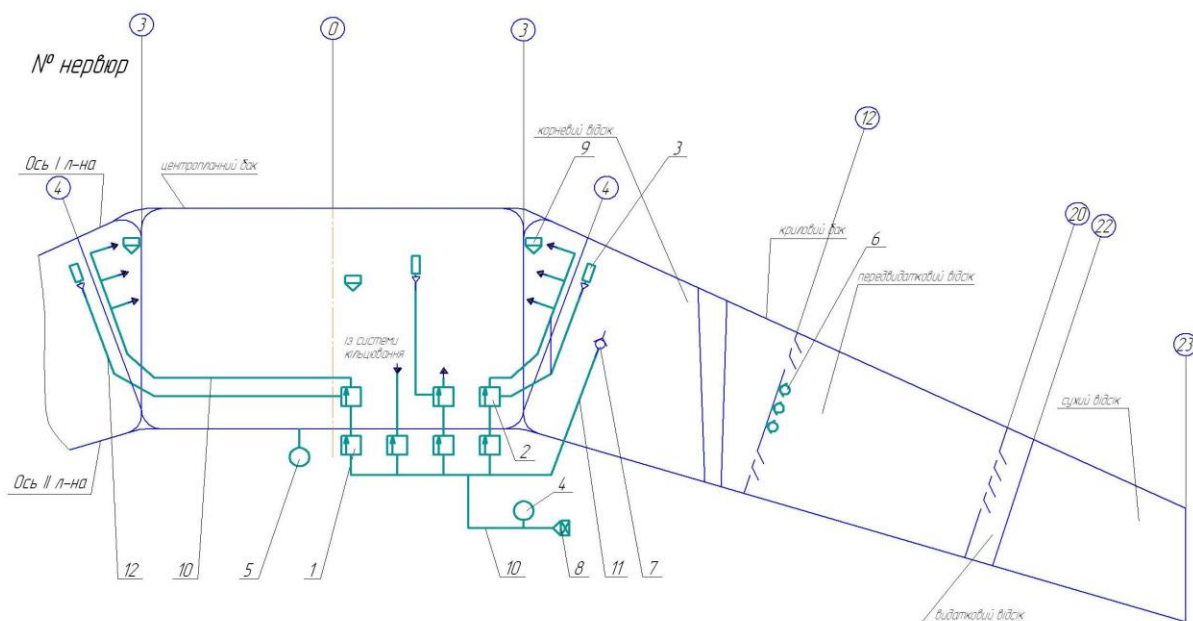


Рис. 1.5. Схема централізованої заправки

1 – кран електрикерований; 2 – клапан гідрокерований; 3 – клапан поплавковий; 4 -5– сигналізатор тиску; 6 – клапан зворотній; 7 – вакуумний клапан ; 8 – бортовий штуцер; 9 – кришка заливної горловини; 10-11-12 – трубопровід.

Крім того система (ЦЗ) включає пульт контролю і управління заправкою (ПКУЗ 18-1) у складі СУИТ-148.

Штуцер централізованої заправки паливом встановлений в правому обтічнику шасі між шпангоутами № 23 і 24. До початкової ділянки трубопроводу, прокладеного від штуцера ЦЗ до заднього лонжерона центроплану, приєднаний сигналізатор тиску. Сигналізатор встановлений на кронштейні, приклепаному до обшивки фюзеляжу і стрингеру № 13. З трубопроводом сигналізатор тиску сполучений трубопроводом малого діаметра.

Трубопровід за стрингером № 15 введений у фюзеляж і прокладений в пасажирській кабіні уздовж шпангоута № 24 вгору трубопровід виведено з фюзеляжу під зализ центроплану з фюзеляжем і підведено до заднього лонжерона центроплану в районі правої нервюри № 1. Перед заднім лонжероном центроплану цей трубопровід приєднаний до трубопроводу, який сполучає між собою вхідні фланці електрокерованих кранів заправки центропланного і крильових баків, а також крана зливу. Крани встановлені на стінці заднього лонжерона між нервюрами № 1 і 2, справа.

Перекирвні електрокеровані крани заправки сполучені через прохідники з гідрокерованими клапанами, які встановлені усередині центропланного бака на задньому лонжероні центроплану між нервюрами № 1 і 2. Гідрокеровані клапани управляються клапанами поплавків, сполучених з ними трубопроводами малого діаметра. В крилових баках клапани поплавків встановлені на нервюрі № 4 зліва і справа. В центропланному баку клапан поплавка встановлений на правій нервюрі № 1. За гідрокерованими клапанами трубопроводи прокладені усередині баків.

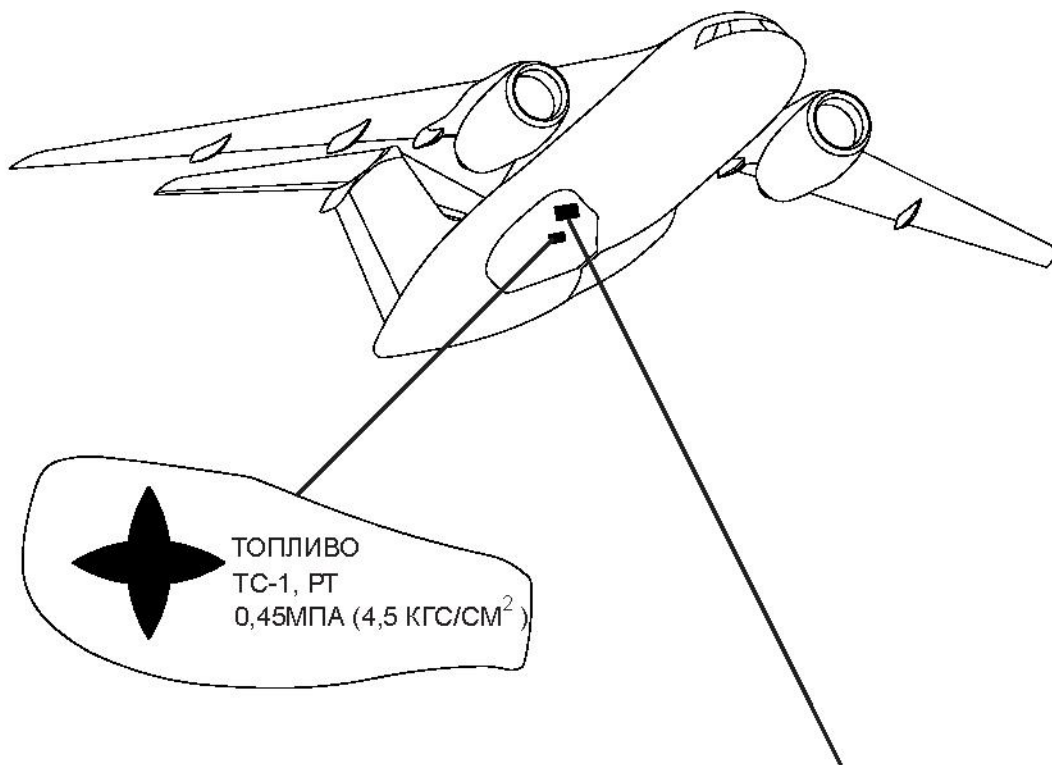
Для можливості відкачування палива з магістрального трубопроводу після закінчення заправки перед краном заправки правого крильового бака до трубопроводу заправки приєднаний вакуумний клапан. Цей вакуумний клапан відкривається при пониженні тиску в магістральному трубопроводі на

5 кПа нижче атмосферного. На стінці заднього лонжерона в районі нервюри № 1 встановлений сигналізатор тиску.

Розміщення органів управління і контролю системи централізованої заправки показано на рис. 1.6.

Централізована заправка паливом здійснюється в двох режимах - ручному і автоматичному. Вибір режиму заправки проводиться установкою перемикача на ПКУЗ в положення "РУЧН" або "АВТ".

Для проведення централізованої заправки літака паливом в ручному і автоматичному режимах до бортового заправного штуцера під'єднується джерело палива з робочим тиском до 0.45 мПа і включається джерело електроживлення. Включається ПКУЗ, перемикачі всіх перекиривних кранів заправки встановлюються в положення "ОТКР" (повинні загорітись зелені світлосигналізатори їх відкритого положення) і на набірному полі ПКУЗ вводиться інформація про паливо, що заправляється (температура T_T палива, що заправляється, $^{\circ}\text{C}$, температура початку кристалізації $T_{\text{кр}}$ палива, що заправляється $^{\circ}\text{C}$, густина палива ρ , $\text{кг}/\text{м}^3$)» [9].



16014

Рис. 1.6.Органи керування і контролю системи централізованої заправки палива

Автоматичний режим заправки

«Для проведення заправки в автоматичному режимі необхідно додатково ввести інформацію про необхідну сумарну кількість палива на борту Σ , кг.

Для введення температури палива, що заправляється, натискається кнопка " T_T °C" - світлосигналізатор " $T_T/T_{кр}$ " включається в режимі мигання, а на індикаторі "ЗАДАНО" висвічується значення температури палива, введене раніше. При необхідності змінити цю величину натискається кнопка "C" і покази індикатора обнуляються. Проводиться набір величини нового значення температури палива, яка висвічується на індикаторі, натискається кнопка "←" - світлосигналізатор " $T_T/T_{кр}$ " залишається в режимі мигання. Світлосигналізатор " $T_T/T_{кр}$ " переходить в режим постійного свічення тільки після введення температури початку кристалізації палива, що заправляється.

Введення температури початку кристалізації палива, густини палива і необхідної сумарної кількості палива, що заправляється, на борту проводиться аналогічно введенню температури палива, що заправляється.

Якщо величина, що вимагається за завданням сумарної кількості палива, яке вводиться, на борту більш ніж 12000 кг, то після натиснення кнопки "←" значення не введеться, а світлосигналізатор " Σ " залишиться в режимі мигання.

Якщо після закінчення введення виникає необхідність знов проконтролювати або відкоригувати введені значення " T_T °C", " $T_{кр}$ °C", " ρ , кг/м³" " Σ , кг", натискається відповідна кнопка - світлосигналізатор переходить в режим мигання, на цифровому індикаторі "ЗАДАНО" висвічується введене значення. Якщо потрібно його змінити, натискається кнопка "C" показання індикатора обнуляються, проводиться набір необхідної величини і натискається кнопка "←". Якщо зміни не потрібні, то для підтвердження значення натискає кнопку "←".

При виклику параметрів " T_T °C" або " $T_{кр}$ °C" після виклику, коректування і введення одного параметра необхідно викликати і

підтвердити кнопкою "←" і другим параметр, і лише після цього світлосигналізатор "Т_Т/Т_{КР}" переходить в режим постійного свічення.

У випадках, коли параметри палива невідомі, передбачена можливість введення усереднених параметрів, що зберігаються в пам'яті паливоміра (густина палива (ρ) - 780 кг/м³, температура палива (Т_Т) - 20°C і температура початку кристалізації палива (Т_{кр}) - мінус 40°C). Для введення будь-якого усередненого параметра спочатку на набірному полі натискають кнопку, що відповідає невідомому параметру, спалахує в миготливому режимі світлосигналізатор цього параметра, на індикаторі "ЗАДАНО" відображається величина цього (раніше введенного) параметра, по черзі натискають кнопки "С" і "←", після чого на цьому ж індикаторі відображається величина усередненого параметра. Далі цей параметр натисненням на кнопку "←" вводиться як знов набраний.

В автоматичному режимі порядок заправки баків залежить від сумарної кількості палива введенного на задатчику. Після введення інформації про сумарну кількість палива на борту крани заправки баків, які запралятимуться в першу чергу, залишаються відкритими, а крани заправки баків, що запраляються в другу чергу, автоматично закриваються (спалахують жовті світлосигналізатори їх закритого положення).

Якщо сумарна кількість палива, введена на задатчику, менша або рівна 8900 кг, то спочатку запраляється 500 кг палива в центропланний бак, після цього перекирвний кран цього бака автоматично закривається і спалахує жовтий світлосигналізатор закритого положення крана.

Після закриття перекирвного крана центропланного бака автоматично відкриваються перекирвні крани крилових баків, в які дозапраляється необхідна кількість палива. Закриття перекирвних кранів крилових баків також відбувається автоматично по сигналу паливоміра після збігу кількості палива в баках літака з кількістю, введеною на задатчику.

Якщо сумарна кількість палива, введена на задатчику, більше 8900 кг, то спочатку відбувається заповнення крилових баків.

Після заповнення будь-якого з цих баків його сигналізатор заправки системи СУИТ видає сигнал на закриття перекривного крана, який автоматично закривається. Після закриття обох перекривних кранів крилових баків автоматично відкривається перекривний кран центропланного бака, в який дозаправляється необхідна кількість палива. Закриття перекривного крана центропланного бака також відбувається автоматично - по сигналу паливоміра після збігу кількості палива в баках літака з кількістю, введеною на задатчику.

При необхідності автоматичну заправку можна припинити ручним закриттям відповідних перекривних кранів заправки, встановивши їх перемикачі в положення "ЗАКР".»[9]

Ручна заправка

«При ручному режимі заправки паливо поступатиме в ті баки, де відкриті перекривні крани. В цьому режимі заправки для неповної заправки баків перекривні крани заправки необхідно закривати уручну. Щоб уникнути переповнювання баків, досягши рівня палива в довільному баку відповідного сигналізатора рівня заправки по його сигналу перекривний кран цього бака закривається автоматично.

ПРИМІТКА. В ручному режимі заправки в центропланний бак необхідно заправляти не менше 500 кг палива.

В автоматичному і ручному режимах заправки, якщо довільний з кранів не закрився автоматично, то з підвищенням рівня палива в баку закривається клапан поплавка і припиняється злив палива через нього, тиск в гідрокерованому клапані за поршнем і перед поршнем вирівнюється і клапан під дією пружини закривається, тобто надходження палива в бак припиняється.

Під час заправки індикатори паливоміра на ПКУЗ показують кількість палива в кожному баку і сумарну кількість палива на борту.

Досягши тиску палива в магістралі заправки 0,5 мПа за сигналом сигналізатора тиску СДГ-5А на пульті заправки спалахує жовте табло

"СНИЗЬ ДАВЛЕНИЕ". Досягши тиску в баках понад 10 кПа за сигналом сигналізатора тиску СДГ-0,1С спалахує світлосигналізатор "ПРЕКРАТИ ЗАПРАВКУ", автоматично закриваються всі перекивні крани і включається звукова сигналізація.

Після закінчення заправки перемикачі всіх кранів заправки встановлюються в положення "ЗАКР". Перед від'єднанням заправного шланга з трубопроводу заправки за допомогою засобу заправки відкачується паливо. При ручному режимі заправки паливо поступатиме в ті баки, де відкриті перекивні крани. В цьому режимі заправки для неповної заправки баків перекивні крани заправки необхідно закривати вручну. Щоб уникнути переповнення баків досягши рівня палива в довільному баку відповідного сигналізатора рівня заправки за його сигналом перекивний кран цього бака закривається автоматично» [9].

1.9.3. Система подачі палива до двигунів.

«Система подачі палива до двигунів (система вироблення палива) призначена для безперебійної подачі палива до двигунів і ДСУ в усіх можливих умовах експлуатації літака» [8].

Функціональна і монтажні схеми системи подачі палива до двигунів і ДСУ приведені відповідно на рис. 1.7.

Система подачі палива кожного двигуна автономна і забезпечує вироблення палива з свого крильового бака. Крильовий бак розділений на три відсіки - кореневий, передвитратний і витратний. Центропланний бак є загальним для всіх двигунів.

Порядок вироблення палива з працюючими електроприводними насосами: центропланний, крильові баки, а в крилових баках - кореневий, передвитратний, витратний відсіки. З витратного відсіку паливо подається безпосередньо до двигуна. Перекачування палива з центропланного бака в кореневі відсіки крильових баків здійснюється струменевими насосами 9 (див. рис. 1.8), встановленими в корневих відсіках в районі нервюри № 3.

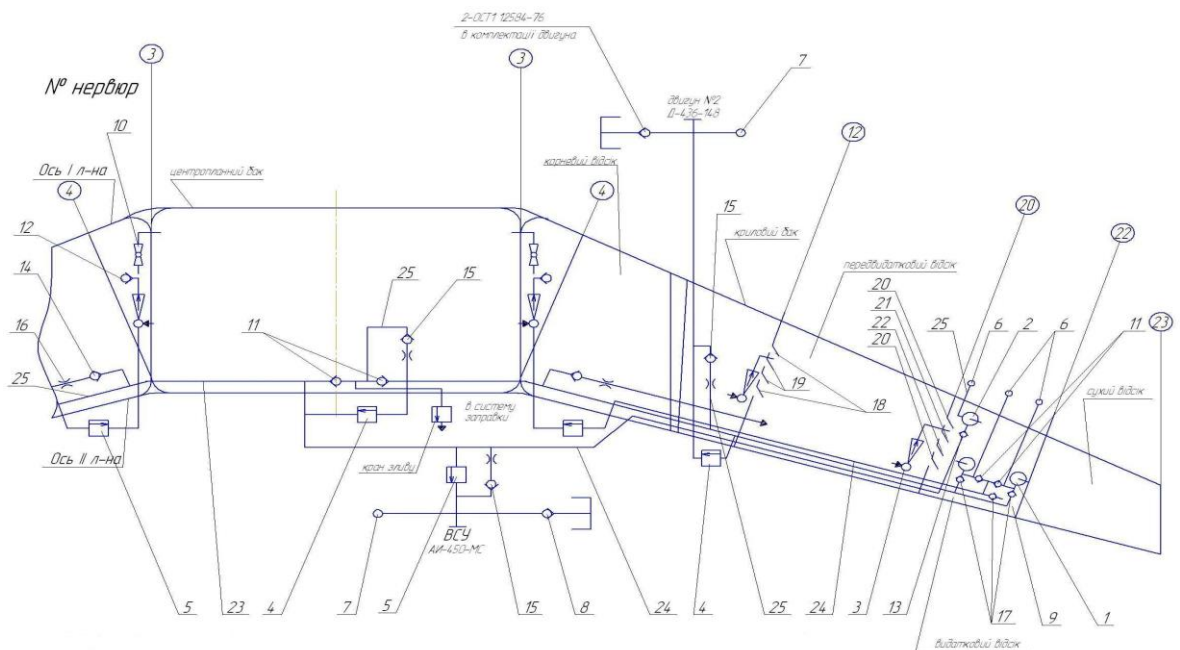


Рис. 1.7. Схема подачі палива до двигуна

1-2 – центр обіжний насос; 3 – струйний насос; 4 – електропровідний кран; 5 – перекирив ний кран; 6-7 – сигналізатор тиску; 8 – штуцер консервації; 9 – клапан зливу конденсату; 10 – зливний кран; 11-12-13-14-15 – зворотній клапан; 16 – жиклер; 17-18-19-29-21-22 – між баковий зворотній клапан; 23-24-25 - трубопровід

Для забору палива з центропланного бака через гермонервюри № 3 прокладені трубопроводи. На трубопроводах за струменевими насосами встановлені зворотні клапани, що запобігають перетіканню палива з крилових баків в центропланний бак.

Активне паливо до струменевих насосів центропланного бака поступає через електрокеровані крани 19 (771700МА) при працюючих електроприводних насосах крилових баків. Електрокеровані крани 19 встановлені на стінці заднього лонжерона між нервюрами № 5 і 6. Паливо з кореневого відсіку в передвигратний подається за допомогою струменевого насоса встановленого в передвигратному відсіку в районі гермонервюри №12. Активне паливо до струменевого насоса постійно поступає від відцентрових насосів. Для забору палива з передвигратного відсіку в цьому відсіку в районі нервюри № 20 також встановлений струменевий насос.

Для забезпечення наповнення передвитратного і витратного відсіків паливом при непрацюючих електроприводних насосах в нижній частині гермонервюр № 12 і 20 встановлені зворотні клапани.

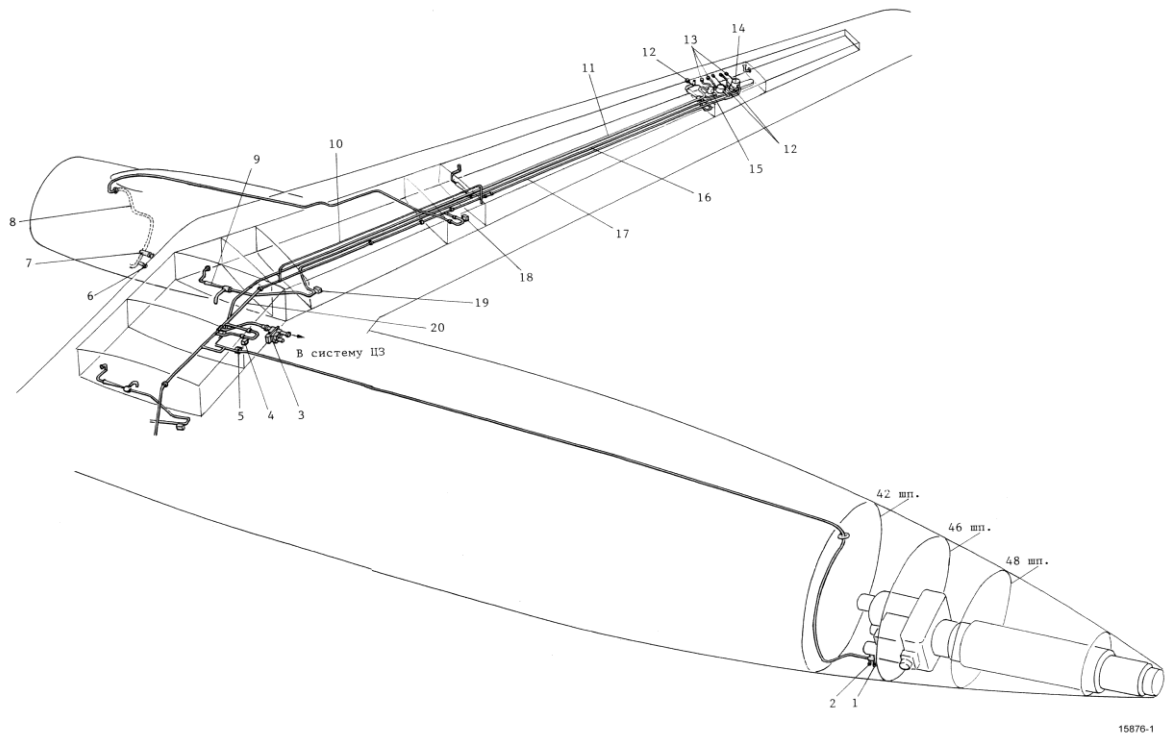


Рис. 1.8. Монтажна схема системи подачі палива до двигунів

Подача палива до кожного двигуна здійснюється електроприводними відцентровими насосами 14 (ЭЦНГ5А-2) змінного струму. Всі відцентрові насоси встановлені в монтажних пристроях, що забезпечують швидку заміну насосів без зливу палива з бака.

«Один відцентровий насос (з протиперевантажним пристроєм) розташований між нервюрами № 20 і 21, другий - між нервюрами № 21 і 22.

Від відцентрових насосів ідуть по два трубопроводи 16, 17 діаметром 22 мм і 40 мм відповідно. Кожний з трубопроводів через зворотні клапани з'єднаний в загальний трубопровід. Зворотні клапани призначені для замикання насоса при його відмові і роботі іншого насоса. Трубопровід 16 призначений для подачі активного палива до струменевих насосів. Трубопровід 17 призначений для подачі палива до двигуна через пожежний кран 18 (ЕПК-35-1)» [9].

«Для видалення з трубопроводу кільцювання 20 повітряних пробок його верхні ділянки в районі нервюр № 4 трубопроводами 10 діаметром 6 мм сполучено з передвитратними відсіками крилових баків. В трубопроводах 10 встановлені зворотні клапани, перешкоджаючи підсосу повітря з трубки при подачі палива до двигунів самопливом.

Пожежні крани 18 (ЕПК-35-1) встановлені зовні бака на стінці заднього лонжерона між нервюрами № 10 і 11, симетрично зліва і справа. Для запобігання підвищенню тиску в трубопроводі живлення двигуна унаслідок температурного розширення палива при закритому пожежному крані вхідна і вихідна ділянки трубопроводу крана сполучені між собою трубопроводом, в якому встановлений підпружинений зворотний клапан, що спрацьовує при різниці тиску $(2,5 \pm 0,6)$ кгс/см².» [9]

В трубопроводах паливної системи двигунів 8 встановлені сигналізатори мінімального тиску палива 6 (СДГ-0,3С), видаючи сигнал при падінні тиску палива менше 0,3 кгс/см² і штуцера консервації паливної системи двигунів 7.

«Трубопроводи живлення двигунів сполучені між собою трубопроводом з електроприводним краном кільцювання 4 (ЕПК-35-1), встановленим справа на задньому лонжероні центроплану між нервюрами № 0 і 1. При відмові одного двигуна і закритому положенні крана кільцювання для використання всього запасу палива можливе перекачування палива з одного крильового бака в інший через кран зливу 3 (766100А), встановлений в районі нервюри № 1 (правої), і відповідний крильовий кран заправки. »

В цьому випадку кран зливу і крани заправки виконують функцію кранів перекачування.

Подача палива до ДСУ може здійснюватися двома способами:

- від насоса 15 (ЕЦН75БМ) ДСУ;
- з магістралі кільцювання системи подачі палива до двигунів. »

Насос ЕЦН75БМ - постійного струму, встановлений у витратному відсіку правого крильового бака між нервюрами № 21 і 22. Електроживлення

насоса від аварійної шини дозволяє проводити подачу палива до ДСУ при знеструмленій бортмережі літака (від бортових акумуляторів).

Трубопровід 11 подачі палива до ДСУ прокладений через всі паливні відсіки правого крильового бака і виведений з центропланного бака через задній лонжерон назовні. На стінці заднього лонжерона в районі лівої нервюри № 1 встановлений пожежний кран 5 (771700МА) ДСУ.

Далі трубопровід прокладений в гаргроті уздовж стрингера № 30 від шпангоута № 23 за шпангоут № 42, де через прохідник введений у фюзеляж і прокладений вниз уздовж шпангоута № 43. Через стінку шпангоута № 45 трубопровід введено у відсік ДСУ, де приєднаний до вхідного штуцера паливної системи ДСУ. В штуцері встановлені сигналізатор тиску 2 (СДГ-0,3С), контролюючий тиск палива на вході у ДСУ, і штуцер 1 консервації паливної системи ДСУ.

За кожним відцентровим насосом підключений сигналізатор тиску 12 (СДГ-0,3АС).

Сигналізатори встановлені на стінці переднього лонжерона між нервюрами № 20-22.

До відцентрових насосів ЭЦН75БМ і ЭЦНГ5А-2 електропроводка підведена в герметичних трубопроводах 13.

Електропроводка насосів ЭЦНГ5А-2 приєднана до клемних колодок, встановлених в монтажних пристроях насосів, а ЭЦН75БМ - на передньому лонжероні.

Управління всіма перекиривними кранами (окрім пожежних) і насосами ЭЦНГ5А-2 здійснюється з ПКУ паливної системи кнопками-табло.

Пожежні крани маршових двигунів відкриваються і закриваються перемикачами, встановленими на верхньому пульті, контроль положення кранів здійснюється по світлосигналізаторами, встановленими поряд з перемикачами. Управління пожежним краном ДСУ і насосом ДСУ здійснюється з щитка запуску ДСУ, також розташованого на верхньому пульті. Кнопки-табло на ПКУ є перемикачами-сигналізаторами. Відповідне

світлове поле кнопки-табло спалахує тільки при виключенні або відмові насоса (відкритому або незакритому положенні перекидного крана).

Для включення насоса або відкриття крана необхідно натиснути кнопку-табло, яка після відпуску залишається у втопленому положенні. Виключення насоса і закриття крана здійснюються повторним натисненням кнопки-табло.

Робота

При включенні електроживлення літака, паливоміра, СУОСО і КСЕИС на ПКУ спалахують поля "ОТКЛ" кнопок-табло управління насосами, цифрові індикатори показують кількість палива на кожний двигун. На КИСС КСЕИС з'являється цифрова індикація сумарної кількості палива на літаку і кількість палива в кожному баку, а також повідомлення "ДВИГ 1(2) МИН ДАВЛ ТОПЛИВА". На МФИ КСЕИС при виклику кадру "ТОПЛ", окрім повідомлень з'являється мнемосхема паливної системи.

Відкриття пожежних кранів маршових двигунів здійснюється установкою перемикачів на щитку "ПОЖАРНЫЕ КРАНЫ" в положення "ОТКР". При цьому гаснуть світлосигналізатори "ЗАКР" і на час перекидання заслонок кранів короткочасно загориться світлосигналізатори "НЕ ЗАКР". Після перекидання заслонок кранів світлосигналізатори "НЕ ЗАКР" гаснуть. Закриття кранів здійснюється установкою перемикачів в нижнє положення.

При натисненні кнопок-табло "1 НАСОС 2" гаснуть поля "ОТКЛ", що свідчить про роботу насосів і паливо поступає в паливну систему двигунів. За наявності сигналу хоча б від одного сигналізатора тиску за насосом лівого (правого) бака і ненульових свідченнях паливоміра в центропланному баку автоматично відкривається лівий (правий) кран перекачування палива з центропланного бака, забезпечуючи підведення активного палива до струменевих насосів центропланного бака, які перекачують паливо з центропланного бака в кореневі відсіки крильових баків. При нульових показаннях паливоміра крани автоматично не відкриваються. Закриття цих

кранів автоматично здійснюється через 10 хв після того, як покази паливоміра в центропланному баку стануть нульовими.

У разі відмови паливовимірjuвального каналу в центропланному баку закриття кранів вироблення палива з центропланного бака здійснюється через 10 хв після оголення відповідних крильових заправних сигналізаторів рівня закриття кранів заправки. При відмові автоматики крани вироблення палива з центропланного бака закриваються і їх відкриття і закриття можливо тільки уручну - натисненням на ПКУ кнопок-табло "ЦЕНТР БАК КРАНЫ".

За наявності тиску за насосами повідомлення "ДВИГ 1(2) МИН ДАВЛ ТОПЛИВА" на екранах КСЕИС зникають.

«Для постійного заповнення витратного відсіку частина палива від підкачуючих насосів відбирається як активне паливо для струменевих насосів кореневого і передвитратного відсіків.

При необхідності живлення обох двигунів паливом з баків одного напівкрила натисненням кнопки-табло "КОЛЬЦ" відкривається кран кільцювання і натисненням відповідних кнопок-табло відключаються підкачуючі насоси іншого напівкрила. При закритому крані кільцювання обидва поля кнопки-табло "КОЛЬЦ" не горять.

Після натиснення на кнопку-табло спалахує поле "НЕ ЗАКР" і продовжує горіти до перекладання заслонки крана у відкрите положення після чого воно гасне і спалахує поле "ОТКР".

При відмові одного з двигунів і крана кільцювання перекачування палива з одного крильового бака в іншій проводиться за допомогою кранів перекачування. При цьому повинен працювати хоча б один з насосів бака, з якого перекачується паливо, і відключена вимикачем на ПКУЗ система управління централізованою заправкою. Якщо система управління централізованою заправкою не відключена, на екрани КСЕИС виводиться повідомлення "ЗАПРАВКА НЕ ОТКЛЮЧЕНА".

Для перекачування необхідно натискувати відповідну лампу-кнопку під ковпачком "ПЕРЕКАЧКА ВКЛЮЧАТЬ ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГ І КРАНА КОЛЬЦ". Після натиснення лампи-кнопки відкриється кран зливу і кран заправки того бака, в який здійснюється перекачування. Перекачування проводитиметься тільки у випадку, якщо крильовий бак, куди перекачується паливо, заповнений не повністю.

При працюючих підкачуючих насосах лівого напівкрила живлення ДСУ здійснюється від цих насосів при відкритому пожежному крані подачі палива до ВСУ. При відкритому крані кільцювання паливо можна подати до ДСУ і від підкачуючих насосів правого напівкрила.

При відключених підкачуючих насосах лівого і правого напівкрил подача палива до ДСУ здійснюється підкачуючим насосом ДСУ.

Відкриття пожежного крана ДСУ і включення насоса ДСУ здійснюється установкою перемикача на щитку ДСУ в положення "ПОДГОТ" або "ХОЛ ПРОКРУТ".

Резервне закриття пожежного крана ДСУ здійснюється натисненням на кнопку-табло "ПОЖАР КРАН" на щитку ДСУ. Після натиснення на кнопку-табло гасне поле "ОТКР" відкритого положення заслонки крана і спалахує поле "НЕ ЗАКР", яке горить до перекладання заслонки крана в закрите положення. Після перекладання заслонки крана поле "НЕ ЗАКР" гасне.

Подача палива до двигунів самопливом здійснюється за рахунок розрідження в магістралі живлення, створюваного паливними насосами двигунів. Забір палива при цьому проводиться через сітчасті фільтри відцентрових насосів. У міру вироблення палива з витратного відсіку відкриваються зворотні клапани в нижніх частинах стінок нервюр № 12 і 20 і паливо з кореневого і передвитратного відсіків поступає у витратний. З центропланного бака паливо самоплив не виробляється.

За наявності різниці в кількості палива в крильових баках 300 кг і більше СУИТ формує і передає в СУОСО сигнал про дисбаланс палива і на екрані КСЕИС видається повідомлення "ДИСБАЛАНС ТОПЛИВА". Окрім цього,

на КИСС цифровий індикатор крильового бака з меншою кількістю палива міняє колір із зеленого на жовтий. За цією інформацією за допомогою ламп-кнопок управління насосами і краном кільцювання усувається дисбаланс по рекомендаціях, сформованих на кадрі "ТОПЛ МФИ". Після усунення дисбалансу повідомлення зникає, а цифровий індикатор стає зеленого кольору.

При виробленні палива з передвитратних відсіків до рівня сигналізатора датчика резервного залишку в лівому або правому крильовому баку або наявності в одному з крилових баків менш 550 кг палива на екрани КСЕИС виводиться повідомлення "РЕЗЕРВНИЙ ОСТАТОК ТОПЛИВА".

В процесі вироблення палива постійно вимірюється температура палива в баках, визначається мінімальна температура палива і порівнюється з температурою початку кристалізації заправленого палива, яка вводиться через ПКУЗ. При пониженні температури палива в баках до величини на 5 °С вище температури початку кристалізації, встановленої на ПКУЗ, на екрани КСЕИС виводиться повідомлення "ТЕМПЕРАТУРА ТОПЛИВА МАЛА".»[9]

1.9.4. Система управління та індикації.

«Управління паливною системою - електричне, здійснюється з щитків, встановлених в кабіні екіпажа, і з пульта управління централізованою заправкою, встановленого в правому обтікачі шасі. З цього ж пульта здійснюється також управління краном централізованого зливу палива і контроль наявності вільної води. Управління і контроль подачі палива до ДСУ здійснюються з пульта управління ДСУ. Система управління і вимірювання палива (СУИТ) взаємодіє з системою управління загальнолітаковим обладнанням (СУОСО), бортовою системою технічного обслуговування (БСТО), бортовим пристроєм реєстрації (БУР), літаковим відповідачем (З) управління повітряним рухом, бортовою системою контролю двигунів (БСКД), блоком управління і контролю ДСУ, системою LCR.

СУОСО на підставі інформації, отриманої від СУИТ і закладених програм функціонування, реалізує:

- видачу параметрів для кадру "ТОПЛ багатofункціонального індикатора" (МФИ), короткої інформації для комплексного індикатора систем і сигналізації (КИСС) і команд видачі сигнальної інформації для КСЕИС;

- прийом інформації про відмови від СУИТ;

- контроль мережі збору інформації і ланцюгів, що пов'язують їх з СУОСО;

- видачу сигналів конфігурації літака в інші системи;

- зв'язок системи з обчислювальною системою літаководення (ОСЛ).

КСЕИС за отриманою інформацією забезпечує:

- виведення короткої інформації про паливну систему на КИСС;

- виведення мнемокадра "ТОПЛ" і параметрів паливної системи на МФИ;

- виведення застережливих і статусних повідомлень на КИСС і МФИ;

- виведення рекомендацій по парируванню застережливих повідомлень на КИСС і МФИ;

- видачу звукового супроводу повідомлень в апаратуру внутрішнього зв'язку АВСА.

БСТО на підставі інформації, отриманої від СУИТ і закладених програм функціонування, забезпечує:

- запам'ятовування інформації про відмови в поточному і попередньому польотах;

- видачу в апаратуру організації зв'язку у польоті інформації про відмови для передачі її на землю;

- формування повідомлень про поточні і зафіксовані відмови для виведення на екрани багатofункціональних пультів управління обчислювальної системи літаководення (МФПУ ВСС).

БУРИ реєструє інформацію про сумарну кількість палива на борту, резервний залишок палива, мінімальний тиск палива на вході в двигуни і відкрите положення пожежних кранів двигунів.

СО забезпечує передачу на землю диспетчерам УВД інформації про залишок палива на борту у відсотках від кількості палива, що максимально заправляється.

Для коректування свідчень СУИТ від LCR видаються поточні значення крену і тангажа.

БСКД видає в СУИТ сигнали про засмічення паливних фільтрів двигунів.»[2]

1.10. Гідравлічний розрахунок системи живлення двигунів

Паливом.

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

До складу силової установки літака входять 2 ГТД Д-436, живлення яких здійснюється за допомогою електроприводних насосів ЭЦНГ-5А-2 розташованих у витратних відсіках крильових баків. Перекачування палива з центропланного бака в крильові, усередині крилових баків - з кореневого відсіку в передвитратний і далі у витратний відсік здійснюється за допомогою струменевих насосів (аналог СН-13). Відбір активного палива для роботи струменевих насосів проводиться від електроприводних насосів, що живлять двигуни. В системі передбачена можливість перекачування палива у

разі появи дисбалансу і живлення обох двигунів від електроприводних насосів одного напівкрила через кран кільцювання. Виходячи з конструктивних і технологічних міркувань, агрегати паливної системи сполучені між собою за допомогою трубопроводів з внутрішнім діаметром:

в магістралях перекачування (кільцювання) - 38 мм;

в магістралях живлення струменевих насосів - 20 мм;

в магістралі вироблення палива:

на ділянці від першого лонжерона до входу в двигун 34 мм;

на ділянці від насосів до першого лонжерона 38 мм.

1.10.1. Умови розрахунку.

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

Розрахунок ведеться по монтажних кресленнях систем вироблення палива і дренажу баків, із застосуванням тарировальних графіків паливних місткостей.»[2]

1.10.2. Принципова схема системи виробки палива.

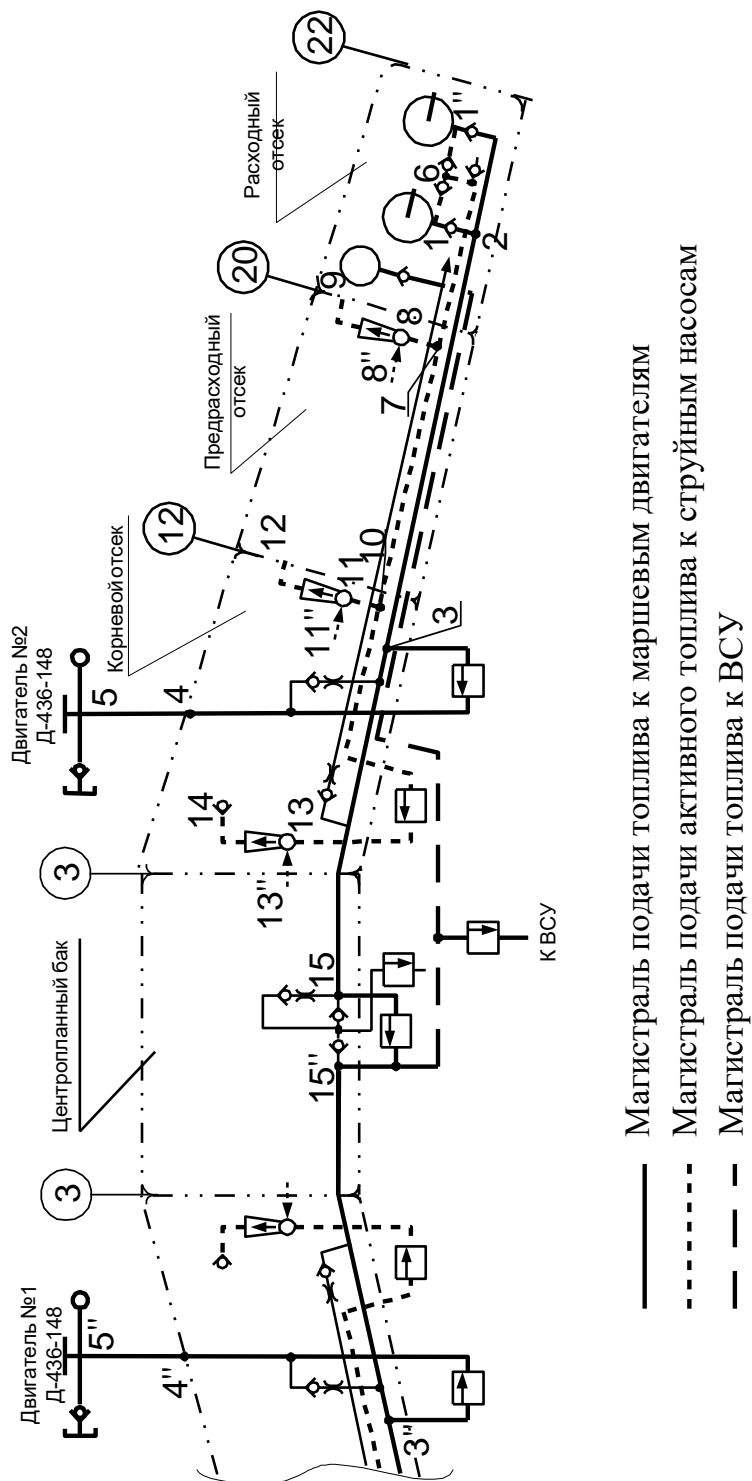


Рис. 1.9. Розрахункова схема виробки палива

1.10.3. Теоретичне обґрунтування та розрахункові формули.

«При русі рідини по трубопроводі втрати натиску через гідравлічні опори складаються з втрат на тертя об стінки труби і місцевих втрат внаслідок зміни форми і розмірів проточної частини:» [18]

$$\sum \Delta P = \Delta P_{\text{тр}} + \Delta P_{\text{м}}$$

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

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

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

d - внутрішній діаметр труби в см;

ν - кінематичний коефіцієнт в'язкості см²/с.

«Виражаючи швидкість потоку як відношення витрати до площі перетину труби, перетворимо формулу в зручний для наших розрахунків вигляд:» [18]

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

де Q – витрата рідини, виражена в см³/с.

«Враховуючи зміну коефіцієнта кінематичної в'язкості ν із зміною температури, формула для визначення числа Рейнольдса прийме вигляд:

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

де A - умовний коефіцієнт залежний від температури (див. табл. 1.3).
Зниження тиску рідини через втрати напору на тертя об стінки труби можна визначити по формулі Дарсі:

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

де γ – питома вага рідини, г/см³;

λ – відносний коефіцієнт опору тертя труби завдовжки в один діаметр.» [18]

Таблиця 1.3

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

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

γ – густина палива в г/см³.

Коефіцієнт місцевого гідравлічного опору λ визначаємо за формулою:

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

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

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

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

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

де ξ_m - коефіцієнт місцевого гідравлічного опору.

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

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

$$\sum \Delta P = L \cdot \Delta P_{\text{тр}} + \xi_m \cdot \Delta P_m$$

Таблиця 1.4

Коефіцієнти гідравлічного опору раптових розширень трубопроводів.

D ₀	D ₂	l, мм	F ₀	F ₂	n	n ²	ξ_m^{\wedge}	П ₂	D _{2f}	$\xi_{\text{тр}}$	Ξ
38	57	110	1134.11	2551.759	0.4444	0.197531	0.35	179.0708	57	$\lambda \cdot 1.9298$	$0.35 + \lambda \cdot 9.769764$
38	57	47	1134.11	2551.759	0.4444	0.197531	0.35	179.0708	57	$\lambda \cdot 0.8245$	$0.35 + \lambda \cdot 4.174335$
38	50	60	1134.11	1963.495	0.5776	0.333622	0.18	157.0796	50	$\lambda \cdot 1.2$	$0.18 + \lambda \cdot 3.596888$
38	50	40	1134.11	1963.495	0.5776	0.333622	0.18	157.0796	50	$\lambda \cdot 0.8245$	$0.18 + \lambda \cdot 2.471541$

Таблиця 1.5

Коефіцієнти гідравлічного опору раптових звужень трубопроводів.

D ₁ , мм	D ₂ , мм	D ₁ ² , мм ²	D ₂ ² , мм ²	$\xi_{\text{вс}}$
50	38	2500	1444	0.2112
38	34	1444	1156	0.099723

Таблиця 1.6

Коефіцієнт опору прямого проходу $\xi_{\text{п}}$ при розділенні потоків.

Q _б /Q _с	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7
$\xi_{\text{п}}$	0,2	0,2	0,2	0,3	0,4	0,6	1	2,1

Таблиця 1.7

Коефіцієнти гідравлічного опору зігнутих ділянок трубопроводів (колін).

Діаметр труби D_0 , мм	Кут згину, град	Радіус згину R_0 , мм	A	R_0/D_0	B	ξ_M
48	39	75	0.566388	1.5625	0.168	0.2625
48	90	75	1	1.5625	0.168	0.2625
38	6	140	0.094076	3.684211	0.109407	0.40308
38	20	10	0.307818	0.263158	5.911236	1.555588
38	21	140	0.322531	3.684211	0.109407	0.40308
38	24	140	0.366063	3.684211	0.109407	0.40308
38	30	140	0.45	3.684211	0.109407	0.40308
38	31	140	0.463534	3.684211	0.109407	0.40308
38	72	60	0.855951	1.578947	0.167123	0.263878
38	75	33	0.869333	0.868421	0.298809	0.259492
38	79	10	0.883464	0.263158	5.911236	1.555588
38	79	60	0.883464	1.578947	0.167123	0.263878
38	84	60	0.89507	1.578947	0.167123	0.263878
38	90	36	1	0.947368	0.240393	0.227741
38	90	40	1	1.052632	0.204683	0.215455
34	15	10	0.232937	0.294118	0.387221	0.113888
34	23	54	0.351658	1.588235	0.166633	0.264653
34	35	130	0.516219	3.823529	0.107396	0.263878
34	55	130	0.737237	3.823529	0.107396	0.410631
34	60	120	0.779423	3.529412	0.111781	0.394521
34	63	54	0.801906	1.588235	0.166633	0.264653
34	90	54	1	1.588235	0.166633	0.264653
34	90	57	1	1.676471	0.162189	0.271905
20	33	75	0.490175	3.75	0.108444	0.406663
20	36	75	0.529007	3.75	0.108444	0.406663
20	49	75	0.679239	3.75	0.108444	0.406663
20	50	75	0.68944	3.75	0.108444	0.406663
20	52	75	0.70921	3.75	0.108444	0.406663
20	63	33	0.801906	1.65	0.163485	0.26975
20	66	75	0.822191	3.75	0.108444	0.406663
20	67	30	0.828454	1.5	0.171464	0.257196
20	90	33	1	1.65	0.163485	0.26975
20	90	75	1	3.75	0.108444	0.406663

Таблиця 1.8

Коефіцієнт опору бічного відгалуження при розділенні потоків.

$\frac{D_6}{D_c}$	Q_6/Q_c									
	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
1	100	25	11,4	6,6	4,3	3,1	2,3	1,9	0,5	1,3
0,875	58	14,8	6,8	4	2,6	2,1	1,7	1,6	1,2	1,1
0,77	35	9,1	4,2	2,5	1,7	1,5	1,3	1,2	1,1	1
0,66	19,9	5,7	3	2,1	1,6	1,4	1,3	1,2	1,1	1
0,6	13,9	4,1	2,3	1,7	1,4	1,2	1,1	1	1	1
0,5	7,1	2,4	1,6	1,3	1,1	1	1	1	0,9	0,9
0,4	3,4	1,5	1,2	1	1	0,9	0,9	0,9	0,9	0,9
0,3	1,7	1,1	1	0,9	0,9	0,9	0,9	0,9	0,9	0,9
0,2	1,0	0,9	0,9	0,9	0,9	0,9	0,9	0,9	0,9	0,9

Таблиця 1.9

Значення коефіцієнта опору бічного відгалуження приведені до середньої швидкості.

$\frac{F_{1(2)6}}{F_c}$	Q_6/Q_c										
	0	0,10	0,20	0,30	0,40	0,50	0,60	0,70	0,80	0,90	1,0
0,25	17,0	12,7	9,30	6,92	5,48	5,00	5,48	6,92	9,32	12,7	17,0
0,50	5,02	3,94	3,10	2,50	2,14	2,00	2,14	2,50	3,10	3,94	5,00
0,75	2,78	2,30	1,92	1,66	1,50	1,57	1,56	1,66	1,92	2,30	2,78
1,0	2,00	1,73	1,52	1,37	1,28	1,25	1,28	1,37	1,52	1,73	2,00

Розрахунки за визначенням коефіцієнтів гідравлічного опору трійників зводимо в таблицю 1.10.

Отримані значення коефіцієнтів місцевих опорів ділянок трубопроводів для різних варіантів роботи (відмов) системи зводимо в таблицю 1.11.

Таблиця 1.10

Коефіцієнти гідравлічного опору трійників при різних варіантах роботи системи.

Геометричні характеристики трійника										
Трійник на ділянці в точці 1-2 (1-2)	D_c , мм	$D_{п}$, мм	D_b , мм	D_b/D_c	F_c , мм ²	$F_{п}$, мм ²	F_b , мм ²	F_b/F_c	F_c/F_b	
	50	50	20	0,4	1963,5	1963,5	314,16	0,16	6,25	
	Гідравлічні характеристики трійника									
	Нормальна робота системи									
	Q_c	$Q_{п}$		Q_b	Q_b/Q_c		$\xi_{п}$	ξ_b		
	$Q_{н}$	$Q_{дв}/2$		$Q_{н}-0,5Q_{дв}$	$1-0,5(Q_{дв}/Q_{н})$		0,3	1,2		
	Режим самопливу									
	Q_c	$Q_{п}$		Q_b	Q_b/Q_c		$\xi_{п}$	ξ_b		
	$Q_{дв}/2$	$Q_{дв}/2$		0	0		0,2	-		
	Живлення двох двигунів від однієї групи насосів									
	Q_c	$Q_{п}$		Q_b	Q_b/Q_c		$\xi_{п}$	ξ_b		
	$Q_{н}$	$Q_{дв}$		$Q_{н}-Q_{дв}$	$1-(Q_{дв}/Q_{н})$		0,3	1,2		
	Живлення одного двигуна від одного насоса									
	Q_c	$Q_{п}$		Q_b	Q_b/Q_c		$\xi_{п}$	ξ_b		
0	0		0	0		-	-			
Геометричні характеристики трійника										
Трійник в точці 2	D_c , мм	$D_{п}$, мм	D_b , мм	D_b/D_c	F_c , мм ²	$F_{п}$, мм ²	F_b , мм ²	F_b/F_c	F_c/F_b	
	38	57	57	1,5	1134,4	2551,76	2551,76	2,25	0,444	
	Гідравлічні характеристики трійника									
	Нормальна робота системи									
	Q_c	$Q_{п}$		Q_b	Q_b/Q_c		$\xi_{п}$	ξ_b		
	$Q_{дв}$	$0,5Q_{дв}$		$0,5Q_{дв}$	0,5		1,06	1,906		
	Режим самопливу									
	Q_c	$Q_{п}$		Q_b	Q_b/Q_c		$\xi_{п}$	ξ_b		
	$Q_{дв}$	$0,5Q_{дв}$		$0,5Q_{дв}$	0,5		1,06	1,906		
	Живлення двох двигунів від однієї групи насосів									
	Q_c	$Q_{п}$		Q_b	Q_b/Q_c		$\xi_{п}$	ξ_b		
	$2Q_{дв}$	$Q_{дв}$		$Q_{дв}$	0,5		1,06	1,906		
	Живлення одного двигуна від одного насоса									
	Q_c	$Q_{п}$		Q_b	Q_b/Q_c		$\xi_{п}$	ξ_b		
$Q_{дв}$	$Q_{дв}$		0	0		0	-			

Таблиця 1.10 (продовження)

Геометричні характеристики трійника										
Трійник в точці 3	D_c , мм	D_p , мм	D_b , мм	D_b/D_c	F_c , мм ²	F_p , мм ²	F_b , мм ²	F_b/F_c	F_c/F_b	
	38	38	38	1	1134,11	1134,11	1134,11	1	1	
	Гідравлічні характеристики трійника									
	Нормальна робота системи									
	Q_c	Q_p		Q_b	Q_b/Q_c			ξ_p	ξ_b	
	$Q_{дв}$	0		$Q_{дв}$	1			-	1,3	
	Режим самопливу									
	Q_c	Q_p		Q_b	Q_b/Q_c			ξ_p	ξ_b	
	$Q_{дв}$	0		$Q_{дв}$	1			-	1,3	
	Живлення двох двигунів від однієї групи насосів									
	Q_c	Q_p		Q_b	Q_b/Q_c			ξ_p	ξ_b	
	$2Q_{дв}$	$Q_{дв}$		$Q_{дв}$	0,5			0,6	4,3	
	Живлення одного двигуна від одного насоса									
	Q_c	Q_p		Q_b	Q_b/Q_c			ξ_p	ξ_b	
	$Q_{дв}$	0		$Q_{дв}$	1			-	1,3	
Геометричні характеристики трійника										
Трійник в точці 15	D_c , мм	D_p , мм	D_b , мм	D_b/D_c	F_c , мм ²	F_p , мм ²	F_b , мм ²	F_b/F_c	F_c/F_b	
	38	38	38	1	1134,11	1134,11	1134,11	1	1	
	Гідравлічні характеристики трійника									
	Нормальна робота системи									
	Q_c	Q_p		Q_b	Q_b/Q_c			ξ_p	ξ_b	
	0	0		0	0			-	-	
	Режим самопливу									
	Q_c	Q_p		Q_b	Q_b/Q_c			ξ_p	ξ_b	
	0	0		0	0			-	-	
	Живлення двох двигунів від однієї групи насосів									
	Q_c	Q_p		Q_b	Q_b/Q_c			ξ_p	ξ_b	
	$Q_{дв}$	0		$Q_{дв}$	1			-	1,3	
	Живлення одного двигуна від одного насоса									
	Q_c	Q_p		Q_b	Q_b/Q_c			ξ_p	ξ_b	
	0	0		0	0			-	-	

Таблиця 1.10 (продовження)

Геометричні характеристики трійника										
Трійник в точці 3'	D_c , мм	$D_{пн}$, мм	D_6 , мм	D_6/D_c	F_c , мм ²	$F_{пн}$, мм ²	F_6 , мм ²	F_6/F_c	F_6/F_6	
	38	38	38	1	1134,11	1134,11	1134,11	1	1	
	Гідравлічні характеристики трійника									
	Нормальна робота системи									
	Q_c	$Q_{пн}$		Q_6	Q_6/Q_c			$\xi_{пн}$	ξ_6	
	0	0		0	0			-	-	
	Режим самопливу									
	Q_c	$Q_{пн}$		Q_6	Q_6/Q_c			$\xi_{пн}$	ξ_6	
	0	0		0	0			-	-	
	Живлення двох двигунів від однієї групи насосів									
	Q_c	$Q_{пн}$		Q_6	Q_6/Q_c			$\xi_{пн}$	ξ_6	
	$Q_{дв}$	0		$Q_{дв}$	1			-	1,3	
	Живлення одного двигуна від одного насоса									
	Q_c	$Q_{пн}$		Q_6	Q_6/Q_c			$\xi_{пн}$	ξ_6	
0	0		0	0			-	-		
Геометричні характеристики трійника										
Трійник на ділянці 6-7	D_c , мм	$D_{пн}$, мм	D_6 , мм	D_6/D_c	F_c , мм ²	$F_{пн}$, мм ²	F_6 , мм ²	F_6/F_c	F_6/F_6	
	20	20	20	1	314,16	314,16	314,16	1	1	
	Гідравлічні характеристики трійника									
	Нормальна робота системи									
	Q_c	$Q_{пн}$		Q_6	Q_6/Q_c			$\xi_{пн}$	ξ_6	
	$2(Q_{н-0,5} Q_{дв})$	$2(Q_{н-0,5} Q_{дв})$		0	0			0	-	
	Режим самопливу									
	Q_c	$Q_{пн}$		Q_6	Q_6/Q_c			$\xi_{пн}$	ξ_6	
	0	0		0	0			-	-	
	Живлення двох двигунів від однієї групи насосів									
	Q_c	$Q_{пн}$		Q_6	Q_6/Q_c			$\xi_{пн}$	ξ_6	
	$2(Q_{н-} Q_{дв})$	$2(Q_{н-} Q_{дв})$		0	0			-	-	
	Живлення одного двигуна від одного насоса									
	Q_c	$Q_{пн}$		Q_6	Q_6/Q_c			$\xi_{пн}$	ξ_6	
$(Q_{н-} Q_{дв})$	$(Q_{н-} Q_{дв})$		0	0			-	-		

Таблиця 1.10 (продовження)

Геометричні характеристики трійника										
Трійник в точці 6	D_c , мм	$D_{б1}$, мм	$D_{б2}$, мм	$D_б/D_c$	F_c , мм ²	$F_п$, мм ²	$F_б$, мм ²	$F_б/F_c$	$F_c/F_б$	
	20	20	20	1	314,16	314,16	314,16	1	1	
	Гідравлічні характеристики трійника									
	Нормальна робота системи									
	Q_c	$Q_{б1}$		$Q_{б2}$	$Q_б/Q_c$		$\xi_п$	$\xi_б$		
	$2(Q_H - 0,5Q_{дв})$	$Q_H - 0,5Q_{дв}$		$Q_H - 0,5Q_{дв}$	0,5		-	2,5		
	Режим самопливу									
	Q_c	$Q_{б1}$		$Q_{б2}$	$Q_б/Q_c$		$\xi_п$	$\xi_б$		
	0	0		0	0		-	-		
	Живлення двох двигунів від однієї групи насосів									
	Q_c	$Q_{б1}$		$Q_{б2}$	$Q_б/Q_c$		$\xi_п$	$\xi_б$		
	$2(Q_H - Q_{дв})$	$Q_H - Q_{дв}$		$Q_H - Q_{дв}$	0,5		-	2,5		
	Живлення одного двигуна від одного насоса									
	Q_c	$Q_{б1}$		$Q_{б2}$	$Q_б/Q_c$		$\xi_п$	$\xi_б$		
$Q_H - Q_{дв}$	$Q_H - Q_{дв}$		0	1		-	2			
Геометричні характеристики трійника										
Трійник в точці 7	D_c , мм	$D_п$, мм	$D_б$, мм	$D_б/D_c$	F_c , мм ²	$F_п$, мм ²	$F_б$, мм ²	$F_б/F_c$	$F_c/F_б$	
	20	20	20	1	314,16	314,16	314,16	1	1	
	Гідравлічні характеристики трійника									
	Нормальна робота системи ($Q_{c1} = Q_{c2} = Q_{c3}$)									
	Q_c	$Q_п$		$Q_б$	$Q_б/Q_c$		$\xi_п$	$\xi_б$		
	1	2/3		1/3	0,3		0,3	11,4		
	Режим самопливу									
	Q_c	$Q_п$		$Q_б$	$Q_б/Q_c$		$\xi_п$	$\xi_б$		
	0	0		0	0		-	-		
	Живлення двох двигунів від однієї групи насосів ($Q_{c1} = Q_{c2} = Q_{c3}$)									
	Q_c	$Q_п$		$Q_б$	$Q_б/Q_c$		$\xi_п$	$\xi_б$		
	1	2/3		1/3	0,3		0,3	11,4		
	Живлення одного двигуна від одного насоса ($Q_{c1} = Q_{c2} = Q_{c3}$)									
	Q_c	$Q_п$		$Q_б$	$Q_б/Q_c$		$\xi_п$	$\xi_б$		
1	2/3		1/3	0,3		0,3	11,4			

Таблиця 1.10 (закінчення)

Геометричні характеристики трійника										
Трійник в точці 10	D_c , мм	$D_{п}$, мм	D_6 , мм	D_6/D_c	F_c , мм ²	$F_{п}$, мм ²	F_6 , мм ²	F_6/F_c	F_c/F_6	
	20	20	20	1	314,16	314,16	314,16	1	1	
	Гідравлічні характеристики трійника									
	Нормальна робота системи ($Q_{c1} = Q_{c2} = Q_{c3}$)									
	Q_c	$Q_{п}$		Q_6	Q_6/Q_c			$\xi_{п}$	ξ_6	
	1	0,5		0,5	0,5			0,6	4,3	
	Режим самопливу									
	Q_c	$Q_{п}$		Q_6	Q_6/Q_c			$\xi_{п}$	ξ_6	
	0	0		0	0			-	-	
	Живлення двох двигунів від однієї групи насосів ($Q_{c1} = Q_{c2} = Q_{c3}$)									
	Q_c	$Q_{п}$		Q_6	Q_6/Q_c			$\xi_{п}$	ξ_6	
	1	0,5		0,5	0,5			0,6	4,3	
	Живлення одного двигуна від одного насоса ($Q_{c1} = Q_{c2} = Q_{c3}$)									
	Q_c	$Q_{п}$		Q_6	Q_6/Q_c			$\xi_{п}$	ξ_6	
	1	0,5		0,5	0,5			0,6	4,3	

Таблиця 1.11.

Значення коефіцієнтів місцевих опорів ділянок трубопроводів для різних варіантів роботи (відмов) системи

Назва ділянки	Місцеві опори ділянки	Характеристики проточної частини ділянок трубопроводів										Довжина двлянки, мм			
		Діаметр, мм	Зазор, мм	Кут повороту, град	Довжина, мм	Радіус згину, мм	Значення коефіцієнтів місцевих опорів ξ при режимі роботи:								
							Нормальна робота		Режим самопливу		Ликвітація двигунів від одної групи насосів		Живлення одного двигуна від одного насоса		
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12				
1-2	Вхід		-	-	-	-	0,5	0,5	0,5	0,5	230				
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3					
	Трійник	50-20	-	-	-	-	$\xi_{\text{п}}$	$\xi_{\text{б}}$	$\xi_{\text{п}}$	$\xi_{\text{б}}$	$\xi_{\text{п}}$	$\xi_{\text{б}}$			
		-50	-	-	-	-	0,3	1,2	0,3	0	0,3	1,2	0	0	
	З'єдн. фланц	38	-	-	-	-	0,1	0,1	0,1	0,1					
	Клапан зворотній	38	-	-	-	-	1,3	1,3	1,3	1,3					
	Раптове розширення	$\text{Ø}_{138}, \text{Ø}_{257}$	-	-	47	-	$0.35+\lambda \times 4.174335$	$0.35+\lambda \times 4.174335$	$0.35+\lambda \times 4.174335$	$0.35+\lambda \times 4.174335$					
Трійник	57-57	-	-	-	-	$\xi_{\text{п}}$	$\xi_{\text{б}}$	$\xi_{\text{п}}$	$\xi_{\text{б}}$	$\xi_{\text{п}}$	$\xi_{\text{б}}$				
	-38	-	-	-	-	1,06	1,906	1,06	1,906	1,06	1,906	0	0		
1'' -2	Вхід		-	-	-	-	0,5	0,5	0,5	0,5	610				
	Раптове розширення	$\text{Ø}_{138}, \text{Ø}_{250}$	-	-	60	-	$0.18+\lambda \times 3.596888$	$0.18+\lambda \times 3.596888$	$0.18+\lambda \times 3.596888$	$0.18+\lambda \times 3.596888$					
	Трійник	50-20	-	-	-	-	$\xi_{\text{п}}$	$\xi_{\text{б}}$	$\xi_{\text{п}}$	$\xi_{\text{б}}$	$\xi_{\text{п}}$	$\xi_{\text{б}}$			
		-50	-	-	-	-	0,3	1,2	0,2	0	0,3	1,2	0,3	1,2	
	Раптове звуження	$\text{Ø}_{150}, \text{Ø}_{238}$	-	-	-	-	0.2112	0.2112	0.2112	0.2112					
Поворот	38	-	6	-	140	0.40308	0.40308	0.40308	0.40308						

Таблиця 1.11 (продовження)

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12		
	Поворот	38	-	84	-	84	0.263878	0.263878	0.263878	0.263878			
	З'єднання фланцеве	38	-	-	-	-	0,1	0,1	0,1	0,1			
	Клапан зворотній	38	-	-	-	-	1,3	1,3	1,3	1,3			
	Раптове розширення	Ø ₁ 38, Ø ₂ 57	-	-	110	-	0.35+λ× ×9.769764	0.35+λ× ×9.769764	0.35+λ× ×9.769764	0.35+λ× ×9.769764			
2-3	Поворот	38	-	21	-	140	0.40308	0.40308	0.40308	0.40308			
	Поворот	38	-	24	-	140	0.40308	0.40308	0.40308	0.40308			
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3			
	З'єднання обмежено рухоме	38	12	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3			
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3			
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3			
	Трійник	38-38 -38	-	-	-	-	ξ _п -	ξ _б 1,3	ξ _п -	ξ _б 1,3	ξ _п 0,6	ξ _б 4,3	ξ _п -
3-4	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3			
	З'єднання фланцеве	38	-	-	-	-	0,1	0,1	0,1	0,1			
	Електроприводний кран	ЕПК 35-1					0,2	0,2	0,2	0,2			
	З'єднання фланцеве	38	-	-	-	-	0,1	0,1	0,1	0,1			
	Поворот	38	-	90	-	36	0.227741	0.227741	0.227741	0.227741			
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3			
	Поворот	38	-	90	-	36	0.227741	0.227741	0.227741	0.227741			
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3			
	Поворот	38	-	31	-	140	0.40308	0.40308	0.40308	0.40308			

Таблиця 1.11(продовження)

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
	Поворот	38	-	30	-	140	0.40308	0.40308	0.40308	0.40308	
	Поворот	38	-	79	-	60	0.263878	0.263878	0.263878	0.263878	
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3	
	Поворот	38	-	79	-	60	0.263878	0.263878	0.263878	0.263878	
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3	
	Поворот	38	-	79	-	-	1.555588	1.555588	1.555588	1.555588	
4-5	Раптове звуження	Ø ₁ 38, Ø ₂ 34	-	-	-	-	0.099723	0.099723	0.099723	0.099723	
	З'єднання обмежено рухоме	34	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3	
	Поворот	34	-	35	-	130	0.410631	0.410631	0.410631	0.410631	
	Поворот	34	-	90	-	54	0.264653	0.264653	0.264653	0.264653	
	Поворот	34	-	63	-	54	0.264653	0.264653	0.264653	0.264653	
	Поворот	34	-	90	-	54	0.264653	0.264653	0.264653	0.264653	
	З'єднання обмежено рухоме	34	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3	
	Поворот	34	-	15	-	10					
	З'єднання обмежено рухоме	34	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3	
	З'єднання обмежено рухоме	34	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3	
	Поворот	34	-	55	-	130	0.410631	0.410631	0.410631	0.410631	
	З'єднання ніпельне	34	-	-	-	-	0,1	0,1	0,1	0,1	
3-15	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3	4815
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3	
	З'єднання обмежено рухоме	38	-	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3	

Таблиця 1.11 (продовження)

1	2	3	4	5	6	7	8		9		10		11		12
	Поворот	38	-	20	-	10									
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3		0,3		0,3		0,3		
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3		0,3		0,3		0,3		
	Трійник	38-38 -38	-	-	-	-	ξ_{Π}	ξ_{δ}	ξ_{Π}	ξ_{δ}	ξ_{Π}	ξ_{δ}	ξ_{Π}	ξ_{δ}	
						-	-	-	-	-	1,3	-	-		
15"-15"	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3		0,3		0,3		0,3		
	З'єднання фланцеве	38	-	-	-	-	0,1		0,1		0,1		0,1		
	Поворот	38	-	90	-	40	0.215455		0.215455		0.215455		0.215455		
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3		0,3		0,3		0,3		
	Поворот	38	-	90	-	40	0.215455		0.215455		0.215455		0.215455		
	З'єднання фланцеве	38	-	-	-	-	0,1		0,1		0,1		0,1		
	Електропривідний кран	ЭПК 35-1					0,2		0,2		0,2		0,2		
	З'єднання фланцеве	38	-	-	-	-	0,1		0,1		0,1		0,1		
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3		0,3		0,3		0,3		
	Поворот	38	-	72	-	60	0.263878		0.263878		0.263878		0.263878		
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3		0,3		0,3		0,3		
	Поворот	38	-	75	-	33	0.259492		0.259492		0.259492		0.259492		
	Трійник	38-38 -38	-	-	-	-	ξ_{Π}	ξ_{δ}	ξ_{Π}	ξ_{δ}	ξ_{Π}	ξ_{δ}	ξ_{Π}	ξ_{δ}	
						-	-	-	-	-	1,3	-	-		
15"-3"	Раптове розширення	$\varnothing_{138},$ \varnothing_{250}	-	-	40	-	$0.18+\lambda \times$ $\times 2.471541$		$0.18+\lambda \times$ $\times 2.471541$		$0.18+\lambda \times$ $\times 2.471541$		$0.18+\lambda \times$ $\times 2.471541$		
	Трійник	38-38 -38	-	-	-	-	ξ_{Π}	ξ_{δ}	ξ_{Π}	ξ_{δ}	ξ_{Π}	ξ_{δ}	ξ_{Π}	ξ_{δ}	
							-	1,3	-	1,3	0,6	4,3	-	1,3	
	Раптове	$\varnothing_{150},$	-	-	-	-	0.2112		0.2112		0.2112		0.2112		

	звуження	Ø ₂₃₈											
--	----------	------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--

Таблиця 1.11 (продовження)

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3		
	Поворот	38	-	20	-	10						
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3		
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3		
	Тройник	38-38 -38	-	-	-	-	ξ _п ξ _б	ξ _п ξ _б	ξ _п ξ _б	ξ _п ξ _б	ξ _п ξ _б	ξ _п ξ _б
							-	-	-	1,3	-	-
3"-4"	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3		
	З'єднання фланцеве	38	-	-	-	-	0,1	0,1	0,1	0,1		
	Електропривідний кран	ЭПК 35-1					0,2	0,2	0,2	0,2		
	З'єднання фланцеве	38	-	-	-	-	0,1	0,1	0,1	0,1		
	Поворот	38	-	90	-	36	0.227741	0.227741	0.227741	0.227741		
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3		
	Поворот	38	-	90	-	36	0.227741	0.227741	0.227741	0.227741		
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3		
	Поворот	38	-	31	-	140	0.40308	0.40308	0.40308	0.40308		
	Поворот	38	-	30	-	140	0.40308	0.40308	0.40308	0.40308		
	Поворот	38	-	79	-	60	0.263878	0.263878	0.263878	0.263878		
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3		
	Поворот	38	-	79	-	60	0.263878	0.263878	0.263878	0.263878		
З'єднання обмежено	38	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3			

2980

	рухоме										
	Поворот	38	-	79	-	10					

Таблиця 1.11 (продовження)

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12			
4"-5"	Раптове звуження	Ø ₁₃₈ , Ø ₂₃₄	-	-	-	-	0.099723	0.099723	0.099723	0.099723				
	З'єднання обмежено рухоме	34	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3				
	Поворот	34	-	35	-	130	0.263878	0.263878	0.263878	0.263878				
	Поворот	34	-	63	-	54	0.264653	0.264653	0.264653	0.264653				
	Поворот	34	-	23	-	54	0.264653	0.264653	0.264653	0.264653				
	Поворот	34	-	60	-	120	0.394521	0.394521	0.394521	0.394521				
	Поворот	34	-	90	-	57	0.271905	0.271905	0.271905	0.271905				
	Поворот	34	-	90	-	57	0.271905	0.271905	0.271905	0.271905				
	З'єднання обмежено рухоме	34	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3				
	Поворот	34	-	15	-	10								
	З'єднання обмежено рухоме	34	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3				
	З'єднання обмежено рухоме	34	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3				
	Поворот	34	-	55	-	130	0.410631	0.410631	0.410631	0.410631				
	З'єднання ніпельне	34	-	-	-	-	0,1	0,1	0,1	0,1				
1-6	Вхід	-	-	-	-	-	0,5	0,5	0,5	0,5				
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3				
	Трійник	50-20 -50	-	-	-	-	ξ _п	ξ _б	ξ _п	ξ _б	ξ _п	ξ _б	ξ _п	ξ _б
							0,3	1,2	0,2	-	0,3	1,2	-	-
	З'єднання фланцеве	20	-	-	-	-	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1			
	Клапан зворотній	Ø20	-	-	-	-	1,3	1,3	1,3	1,3	1,3			
Трійник	20-20	-	-	-	-	ξ _п	ξ _б	ξ _п	ξ _б	ξ _п	ξ _б	ξ _п	ξ _б	

280

		-20					-	2,5	-	-	-	2,5	-	2	
--	--	-----	--	--	--	--	---	-----	---	---	---	-----	---	---	--

Таблиця 1.11 (продовження)

1	2	3	4	5	6	7	8		9		10		11		12
1"-6	Вхід		-	-	-	-	0,5		0,5		0,5		0,5		400
	Раптове розширення	Ø ₁ 38, Ø ₂ 50	-	-	40	-	0.18+λ× ×2.471541		0.18+λ× ×2.471541		0.18+λ× ×2.471541		0.18+λ× ×2.471541		
	Трійник	50-20 -50	-	-	-	-	ξ _п	ξ _б	ξ _п	ξ _б	ξ _п	ξ _б	ξ _п	ξ _б	
							0,3	1,2	0,2	-	0,3	1,2	-	-	
	З'єднання обмежено рухоме	20	12	-	-	-	0,3		0,3		0,3		0,3		
	Поворот	20	-	67	-	30	0.257196		0.257196		0.257196		0.257196		
	Поворот	20	-	67	-	30	0.257196		0.257196		0.257196		0.257196		
	З'єднання фланцеве	20	-	-	-	-	0,1		0,1		0,1		0,1		
Клапан зворотній	20	-	-	-	-	1,3		1,3		1,3		1,3			
6-7	Поворот	20	-	90	-	33	0.26975		0.26975		0.26975		0.26975		913
	Трійник	20-20 -20	-	-	-	ξ _п	ξ _б	ξ _п	ξ _б	ξ _п	ξ _б	ξ _п	ξ _б		
						-	0	-	-	-	0	-	0		
	Поворот	20	-	49	-	75	0.406663		0.406663		0.406663		0.406663		
	Поворот	20	-	50	-	75	0.406663		0.406663		0.406663		0.406663		
	З'єднання обмежено рухоме	20	12	-	-	-	0,3		0,3		0,3		0,3		
	З'єднання ніпельне	20	-	-	-	-	0,1		0,1		0,1		0,1		
Трійник	20-20 -20	-	-	-	-	ξ _п	ξ _б	ξ _п	ξ _б	ξ _п	ξ _б	ξ _п	ξ _б		
						0,3	11,4	-	-	0,3	11,4	0,3	11,4		
7-8	З'єднання обмежено рухоме	20	4	-	-	-	0,3		0,3		0,3		0,3		305
	Поворот	20	-	90	-	33	0.406663		0.406663		0.406663		0.406663		
	Поворот	20	-	90	-	33	0.406663		0.406663		0.406663		0.406663		
	З'єднання обмежено рухоме	20	4	-	-	-	0,3		0,3		0,3		0,3		
	З'єднання ніпельне	20	-	-	-	-	0,1		0,1		0,1		0,1		
9	З'єднання	48	-	-	-	-	0,1		0,1		0,1		0,1		305

	фланцеве										
	Поворот	48	-	90	-	75	0.2625	0.2625	0.2625	0.2625	0.2625
	Поворот	48	-	90	-	75	0.2625	0.2625	0.2625	0.2625	0.2625

Таблиця 1.11 (продовження)

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
7-10	З'єднання обмежено рухоме	20	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3	4740
	З'єднання ніпельне	20	-	-	-	-	0,1	0,1	0,1	0,1	
	З'єднання ніпельне	20	-	-	-	-	0,1	0,1	0,1	0,1	
	Трійник	20-20 -20	-	-	-	-	ξ_{Π} ξ_{δ} 0,6 4,3	ξ_{Π} ξ_{δ} - -	ξ_{Π} ξ_{δ} 0,6 4,3	ξ_{Π} ξ_{δ} 0,6 4,3	
10-11	Поворот	20	-	90	-	33	0.406663	0.406663	0.406663	0.406663	239
	Поворот	20	-	63	-	33	0.26975	0.26975	0.26975	0.26975	
	З'єднання обмежено рухоме	20	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3	
	З'єднання ніпельне	20	-	-	-	-	0,1	0,1	0,1	0,1	
11"-12	З'єднання фланцеве	48	-	-	-	-	0,1	0,1	0,1	0,1	415
	Поворот	48	-	90	-	75	0.2625	0.2625	0.2625	0.2625	
	Поворот	48	-	90	-	75	0.2625	0.2625	0.2625	0.2625	
10-13	З'єднання ніпельне	20	-	-	-	-	0,1	0,1	0,1	0,1	5514
	З'єднання ніпельне	20	-	-	-	-	0,1	0,1	0,1	0,1	
	З'єднання ніпельне	20	-	-	-	-	0,1	0,1	0,1	0,1	
	З'єднання ніпельне	20	-	-	-	-	0,1	0,1	0,1	0,1	
	Поворот	20	-	66	-	75	0.406663	0.406663	0.406663	0.406663	
	Поворот	20	-	36	-	75	0.406663	0.406663	0.406663	0.406663	
	З'єднання ніпельне	20	-	-	-	-	0,1	0,1	0,1	0,1	
	З'єднання фланцеве	20	-	-	-	-	0,1	0,1	0,1	0,1	
	Кран перекривний	771700 МА					0,2	0,2	0,2	0,2	
	З'єднання фланцеве	20	-	-	-	-	0,1	0,1	0,1	0,1	

	Поворот	20	-	90	-	75	0.406663	0.406663	0.406663	0.406663
	З'єднання обмежено рухоме	20	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3

Таблиця 1.11 (закінчення)

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
	Поворот	20	-	90	-	75	0.271905	0.271905	0.271905	0.271905	
	З'єднання ніпельне	20	-	-	-	-	0,1	0,1	0,1	0,1	
	Поворот	20	-	52	-	75	0.406663	0.406663	0.406663	0.406663	
	Поворот	20	-	33	-	75	0.406663	0.406663	0.406663	0.406663	
	З'єднання ніпельне	20	-	-	-	-	0,1	0,1	0,1	0,1	
	З'єднання фланцеве	48	-	-	-	-	0,1	0,1	0,1	0,1	
13"-14	Поворот	48	-	90	-	75	0.2625	0.2625	0.2625	0.2625	713
	Поворот	48	-	39	-	75	0.2625	0.2625	0.2625	0.2625	
	Поворот	48	-	39	-	75	0.2625	0.2625	0.2625	0.2625	
	Поворот	48	-	90	-	75	0.2625	0.2625	0.2625	0.2625	
	Клапан зворотній	48	-	-	-	-	1,3	1,3	1,3	1,3	

Використовуючи дані таблиці 1.11. проведемо розрахунок сумарних значень коефіцієнтів місцевих опорів ділянок трубопроводів. Розрахунок проводимо за формулами:

$$\xi_{1-2} = \xi_{\text{вх.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{тр.п.}} + \xi_{\text{с.ф.}} + \xi_{\text{к.о.}} + \xi_{\text{вн.р.}} + \xi_{\text{тр.б.}}$$

$$\xi_{1'-2} = \xi_{\text{вх.}} + \xi_{\text{вн.р.}} + \xi_{\text{тр.п.}} + \xi_{\text{вн.с.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.ф.}} + \xi_{\text{к.о.}} + \xi_{\text{вн.р.}} + \xi_{\text{тр.п.}}$$

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

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

$$\xi_{4-5} = \xi_{\text{вн.с.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.н.}}$$

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

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

$$\xi_{15'-3'} = \xi_{\text{вн.р.}} + \xi_{\text{т.п.}} + \xi_{\text{вн.с.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{с.о.п.}}$$

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

$$\xi_{4'-5'} = \xi_{\text{в.с.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.н.}}$$

$$\xi_{1-6} = \xi_{\text{в.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{т.б.}} + \xi_{\text{с.ф.}} + \xi_{\text{к.о.}} + \xi_{\text{т.б.}}$$

$$\xi_{1'-6} = \xi_{в.} + \xi_{в.р.} + \xi_{т.б.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{п.} + \xi_{п.} + \xi_{с.ф.} + \xi_{к.о.} + \xi_{т.б.}$$

$$\xi_{6-7} = \xi_{п.} + \xi_{т.б.} + \xi_{п.} + \xi_{п.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{с.н.}$$

$$\xi_{7-8} = \xi_{т.б.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{п.} + \xi_{п.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{с.н.}$$

$$\xi_{8'-9} = \xi_{с.ф.} + \xi_{п.} + \xi_{п.}$$

$$\xi_{7-10} = \xi_{т.п.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{с.н.} + \xi_{с.н.}$$

$$\xi_{10-11} = \xi_{т.б.} + \xi_{п.} + \xi_{п.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{с.н.}$$

$$\xi_{11'-12} = \xi_{с.ф.} + \xi_{п.} + \xi_{п.}$$

$$\xi_{10-13} = \xi_{т.п.} + \xi_{с.н.} + \xi_{с.н.} + \xi_{с.н.} + \xi_{с.н.} + \xi_{п.} + \xi_{п.} + \xi_{с.н.} + \xi_{с.ф.} + \xi_{э.м.к.} + \\ + \xi_{с.ф.} + \xi_{п.} + \xi_{с.о.п.} + \xi_{п.} + \xi_{с.н.} + \xi_{п.} + \xi_{п.} + \xi_{с.н.}$$

$$\xi_{13'-14} = \xi_{с.ф.} + \xi_{п.} + \xi_{п.} + \xi_{п.} + \xi_{п.} + \xi_{к.о.},$$

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Отримані значення сумарних коефіцієнтів місцевих опорів ділянок трубопроводів для різних варіантів роботи системи зводимо в таблицю 1.13.

Результати розрахунку коефіцієнтів втрати тиску на тертя в трубах завдовжки в один метр $\Delta P'_{тр}$ і місцеві втрати $\Delta P'_m$ при коефіцієнті гідравлічного опору $\xi_m = 1$ для труб внутрішнім діаметром 3,8; 3,4; 2; 48 см

використаних при проектуванні паливної системи літака зводимо в таблиці 1.13-1.16 відповідно.

Результати по розрахунку сумарного гідравлічного опору ділянок трубопроводів ΣДР паливної системи зводимо в таблицю 1.12.

Таблиця 1.12

Сумарні коефіцієнти місцевих опорів ділянок трубопроводів для різних варіантів роботи системи.

Назва ділянки	Режим роботи			
	Нормальна робота	Режим самопливу	Живлення двигунів від одної групи насосів	Живлення одного двигуна від одного насоса
1-2	$4,756+\lambda \times 4,174335$	$4,756+\lambda \times 4,174335$	$4,756+\lambda \times 4,174335$	0
1'-2	$4,668158+\lambda \times 13,36652$	$4,668158+\lambda \times 13,36652$	0	$4,668158+\lambda \times 13,36652$
2-3	2,00616	2,00616	2,00616	2,00616
3-4	9,544986	9,544986	9,544986	9,544986
4-5	3,128832	3,128832	3,128832	3,128832
3-15	0	0	4,955588	0
15-15'	0	0	3,95428	0
15'-3'	0	0	$3,446788+\lambda \times 2,471541$	0
3'-4'	0	0	6,544986	0
4'-5'	0	0	3,655802	0
1-6	5,9	0	5,9	0
1'-6	$6,337196+\lambda \times 2,471541$	0	$6,337196+\lambda \times 2,471541$	$6,337196+\lambda \times 2,471541$
6-7	1,893076	0	1,893076	1,893076
7-8	12,913326	0	12,913326	12,913326
8'-9	0,625	0	0,625	0,625
7-10	0,8	0	0,8	0,8
10-11	5,376413	0	5,376413	5,376413
11'-12	0,625	0	0,625	0,625

10-13	4,30522	0	4,30522	4,30522
13'-14	2,45	0	2,45	2,45

Таблиця 1.13

Коефіцієнти втрати тиску на тертя в трубах завдовжки в один метр $\Delta P'_{\text{тр}}$ і місцеві втрати $\Delta P'_m$ при коефіцієнті гідравлічного опору $\xi_m = 1$ для труб внутрішнім діаметром 3,8 см ($F=11,34 \text{ см}^2$)

Q		Re= 4.76333Q/d	$\lambda=64/\text{Re}$ при Re<2300 $\lambda=0,3164/$ $(4\sqrt{\text{Re}})$ при $10^5 > \lambda > 2300$	V, см/сек	V ² , см2/сек2	$\Delta P'_{\text{тр}} =$ $\lambda \gamma (1V^2)/(d2g),$ кг/см2	$\Delta P'_m =$ $\xi \gamma (V^2/2g),$ кг/см2
л/год	см ³ /сек						
180	50	62.67547	1.021133222	4.409	19.437	2.228776E-06	8.29407E-06
360	100	125.35093	0.510566611	8.818	77.749	4.457551E-06	3.31763E-05
540	150	188.02640	0.340377741	13.226	174.936	6.686327E-06	7.46466E-05
720	200	250.70186	0.255283305	17.635	310.998	8.915102E-06	0.000132705
900	250	313.37733	0.204226644	22.044	485.934	1.114388E-05	0.000207352
1080	300	376.05279	0.17018887	26.453	699.745	1.337265E-05	0.000298586
1260	350	438.72826	0.145876175	30.861	952.431	1.560143E-05	0.000406409
1440	400	501.40372	0.127641653	35.270	1243.991	1.783020E-05	0.00053082
1620	450	564.07919	0.113459247	39.679	1574.426	2.005898E-05	0.000671819
1800	500	626.75465	0.102113322	44.088	1943.736	2.228776E-05	0.000829407
1980	550	689.43012	0.092830293	48.497	2351.921	2.451653E-05	0.001003582
2160	600	752.10559	0.085094435	52.905	2798.980	2.674531E-05	0.001194346
2340	650	814.78105	0.078548709	57.314	3284.914	2.897408E-05	0.001401697
2520	700	877.45652	0.072938087	61.723	3809.723	3.120286E-05	0.001625637
2700	750	940.13198	0.068075548	66.132	4373.406	3.343163E-05	0.001866165
2880	800	1002.80745	0.063820826	70.541	4975.964	3.566041E-05	0.002123281
3060	850	1065.48291	0.060066666	74.949	5617.397	3.788918E-05	0.002396985
3240	900	1128.15838	0.056729623	79.358	6297.705	4.011796E-05	0.002687278
3420	950	1190.83384	0.053743854	83.767	7016.887	4.234674E-05	0.002994158
3600	1000	1253.50931	0.051056661	88.176	7774.945	4.457551E-05	0.003317627
3780	1050	1316.18478	0.048625392	92.584	8571.876	4.680429E-05	0.003657683
3960	1100	1378.86024	0.046415146	96.993	9407.683	4.903306E-05	0.004014328
4140	1150	1441.53571	0.044397097	101.402	10282.364	5.126184E-05	0.004387561
4320	1200	1504.21117	0.042547218	105.811	11195.920	5.349061E-05	0.004777382
4500	1250	1566.88664	0.040845329	110.220	12148.351	5.571939E-05	0.005183792
4680	1300	1629.56210	0.039274355	114.628	13139.656	5.794816E-05	0.005606789
4860	1350	1692.23757	0.037819749	119.037	14169.836	6.017694E-05	0.006046375
5040	1400	1754.91303	0.036469044	123.446	15238.891	6.240572E-05	0.006502548
5220	1450	1817.58850	0.035211149	127.855	16346.821	6.463449E-05	0.00697531
5400	1500	1880.26396	0.034037774	132.263	17493.625	6.686327E-05	0.00746466
5580	1550	1942.93943	0.032939781	136.672	18679.304	6.909204E-05	0.007970598
5760	1600	2005.61490	0.031910413	141.081	19903.858	7.132082E-05	0.008493124
5940	1650	2068.29036	0.030943431	145.490	21167.286	7.354959E-05	0.009032239
6120	1700	2130.96583	0.03003333	149.899	22469.590	7.577837E-05	0.009587941
6300	1750	2193.64129	0.029175235	154.307	23810.768	7.800714E-05	0.010160232
6480	1800	2256.31676	0.028364812	158.716	25190.820	8.023592E-05	0.01074911

6660	1850	2318.99222	0.045594415	163.125	26609.748	1.362382E-04	0.011354577
6840	1900	2381.66769	0.045291446	167.534	28067.550	1.427471E-04	0.011976632
7020	1950	2444.34315	0.044998282	171.943	29564.227	1.493857E-04	0.012615275
7200	2000	2507.01862	0.044714367	176.351	31099.778	1.561532E-04	0.013270507

Таблиця 1.14

Коефіцієнти втрати тиску на тертя в трубах завдовжки в один метр $\Delta P'_{\text{тр}}$ і

місцеві втрати $\Delta P'_m$ при коефіцієнті гідравлічного опору $\xi_m = 1$ для труб

внутрішнім діаметром 3,4 см ($F=9,079 \text{ см}^2$)

Q		Re= 4.76333Q/d	$\lambda=64/\text{Re}$ при Re<2300 $\lambda=0,3164/$ $(4\sqrt{\text{Re}})$ при $10^5>\lambda>2300$	V, см/сек	V ² , см ² /сек ²	$\Delta P'_{\text{тр}} =$ $\lambda\gamma(V^2)/(d2g),$ кг/см ²	$\Delta P'_m =$ $\xi\gamma(V^2/2g),$ кг/см ²
л/год	см ³ /сек						
180	50	70.04905	0.913645514	5.507	30.329	3.477707E-06	1.29418E-05
360	100	140.09810	0.456822757	11.014	121.318	6.955414E-06	5.17671E-05
540	150	210.14715	0.304548505	16.522	272.965	1.043312E-05	0.000116476
720	200	280.19620	0.228411379	22.029	485.271	1.391083E-05	0.000207069
900	250	350.24525	0.182729103	27.536	758.235	1.738854E-05	0.000323545
1080	300	420.29430	0.152274252	33.043	1091.859	2.086624E-05	0.000465904
1260	350	490.34335	0.130520788	38.551	1486.141	2.434395E-05	0.000634147
1440	400	560.39240	0.114205689	44.058	1941.082	2.782166E-05	0.000828274
1620	450	630.44145	0.101516168	49.565	2456.682	3.129936E-05	0.001048285
1800	500	700.49050	0.091364551	55.072	3032.941	3.477707E-05	0.001294179
1980	550	770.53955	0.083058683	60.579	3669.859	3.825478E-05	0.001565956
2160	600	840.58860	0.076137126	66.087	4367.435	4.173249E-05	0.001863617
2340	650	910.63765	0.070280424	71.594	5125.670	4.521019E-05	0.002187162
2520	700	980.68670	0.065260394	77.101	5944.565	4.868790E-05	0.00253659
2700	750	1050.73574	0.060909701	82.608	6824.117	5.216561E-05	0.002911902
2880	800	1120.78479	0.057102845	88.115	7764.329	5.564331E-05	0.003313097
3060	850	1190.83384	0.053743854	93.623	8765.200	5.912102E-05	0.003740176
3240	900	1260.88289	0.050758084	99.130	9826.729	6.259873E-05	0.004193138
3420	950	1330.93194	0.048086606	104.637	10948.917	6.607643E-05	0.004671985
3600	1000	1400.98099	0.045682276	110.144	12131.764	6.955414E-05	0.005176714
3780	1050	1471.03004	0.043506929	115.652	13375.270	7.303185E-05	0.005707327
3960	1100	1541.07909	0.041529342	121.159	14679.435	7.650956E-05	0.006263824
4140	1150	1611.12814	0.039723718	126.666	16044.258	7.998726E-05	0.006846204
4320	1200	1681.17719	0.038068563	132.173	17469.741	8.346497E-05	0.007454468
4500	1250	1751.22624	0.036545821	137.680	18955.882	8.694268E-05	0.008088616
4680	1300	1821.27529	0.035140212	143.188	20502.682	9.042038E-05	0.008748647
4860	1350	1891.32434	0.033838723	148.695	22110.141	9.389809E-05	0.009434562
5040	1400	1961.37339	0.032630197	154.202	23778.258	9.737580E-05	0.01014636
5220	1450	2031.42244	0.031505018	159.709	25507.035	1.008535E-04	0.010884041
5400	1500	2101.47149	0.03045485	165.216	27296.470	1.043312E-04	0.011647607
5580	1550	2171.52054	0.029472436	170.724	29146.564	1.078089E-04	0.012437056
5760	1600	2241.56959	0.028551422	176.231	31057.317	1.112866E-04	0.013252388
5940	1650	2311.61864	0.045630731	181.738	33028.729	1.891475E-04	0.014093604
6120	1700	2381.66769	0.045291446	187.245	35060.799	1.992917E-04	0.014960704
6300	1750	2451.71674	0.04496441	192.753	37153.528	2.096623E-04	0.015853687
6480	1800	2521.76579	0.044648851	198.260	39306.917	2.202574E-04	0.016772554

6660	1850	2591.81484	0.044344063	203.767	41520.964	2.310757E-04	0.017717304
6840	1900	2661.86389	0.044049402	209.274	43795.669	2.421154E-04	0.018687938
7020	1950	2731.91294	0.043764277	214.781	46131.034	2.533753E-04	0.019684456
7200	2000	2801.96199	0.043488148	220.289	48527.058	2.648538E-04	0.020706857

Таблиця 1.15

Коефіцієнти втрати тиску на тертя в трубах завдовжки в один метр $\Delta P'_{тр}$ і

місцеві втрати $\Delta P'_m$ при коефіцієнті гідравлічного опору $\xi_m = 1$ для труб

внутрішнім діаметром 2 см ($F=3,142 \text{ см}^2$)

Q		Re= 4.76333Q/d	$\lambda=64/Re$ при Re<2300 $\lambda=0,3164/$ $(4\sqrt{Re})$ при $10^5>\lambda>2300$	V, см/сек	V ² , см ² /сек ²	$\Delta P'_{тр} =$ $\lambda\gamma(V^2)/(d2g),$ кг/см ²	$\Delta P'_m =$ $\xi\gamma(V^2/2g),$ кг/см ²
л/год	см ³ /сек						
180	50	119.08338	0.537438538	15.913	253.237	2.903733E-05	0.000108058
360	100	238.16677	0.268719269	31.827	1012.949	5.807466E-05	0.000432233
540	150	357.25015	0.179146179	47.740	2279.136	8.711199E-05	0.000972524
720	200	476.33354	0.134359634	63.654	4051.797	1.161493E-04	0.001728932
900	250	595.41692	0.107487708	79.567	6330.932	1.451866E-04	0.002701456
1080	300	714.50031	0.08957309	95.481	9116.542	1.742240E-04	0.003890096
1260	350	833.58369	0.076776934	111.394	12408.627	2.032613E-04	0.005294853
1440	400	952.66708	0.067179817	127.307	16207.186	2.322986E-04	0.006915727
1620	450	1071.75046	0.059715393	143.221	20512.220	2.613360E-04	0.008752717
1800	500	1190.83384	0.053743854	159.134	25323.728	2.903733E-04	0.010805823
1980	550	1309.91723	0.048858049	175.048	30641.711	3.194106E-04	0.013075046
2160	600	1429.00061	0.044786545	190.961	36466.169	3.484480E-04	0.015560386
2340	650	1548.08400	0.041341426	206.875	42797.101	3.774853E-04	0.018261841
2520	700	1667.16738	0.038388467	222.788	49634.508	4.065226E-04	0.021179414
2700	750	1786.25077	0.035829236	238.701	56978.389	4.355599E-04	0.024313103
2880	800	1905.33415	0.033589909	254.615	64828.745	4.645973E-04	0.027662908
3060	850	2024.41754	0.031614032	270.528	73185.575	4.936346E-04	0.03122883
3240	900	2143.50092	0.029857697	286.442	82048.880	5.226719E-04	0.035010868
3420	950	2262.58430	0.028286239	302.355	91418.660	5.517093E-04	0.039009022
3600	1000	2381.66769	0.045291446	318.269	101294.914	9.788227E-04	0.043223293
3780	1050	2500.75107	0.044742357	334.182	111677.642	1.066069E-03	0.047653681
3960	1100	2619.83446	0.044225017	350.095	122566.846	1.156488E-03	0.052300185
4140	1150	2738.91784	0.043736268	366.009	133962.523	1.250044E-03	0.057162806
4320	1200	2858.00123	0.043273385	381.922	145864.676	1.346701E-03	0.062241543
4500	1250	2977.08461	0.042834005	397.836	158273.303	1.446427E-03	0.067536396
4680	1300	3096.16799	0.042416062	413.749	171188.404	1.549191E-03	0.073047366
4860	1350	3215.25138	0.042017745	429.663	184609.980	1.654962E-03	0.078774452
5040	1400	3334.33476	0.041637455	445.576	198538.031	1.763714E-03	0.084717655
5220	1450	3453.41815	0.041273774	461.489	212972.556	1.875418E-03	0.090876974
5400	1500	3572.50153	0.040925441	477.403	227913.556	1.990049E-03	0.09725241
5580	1550	3691.58492	0.040591328	493.316	243361.030	2.107582E-03	0.103843962
5760	1600	3810.66830	0.040270423	509.230	259314.979	2.227994E-03	0.110651631
5940	1650	3929.75169	0.039961814	525.143	275775.402	2.351262E-03	0.117675416
6120	1700	4048.83507	0.03966468	541.057	292742.300	2.477363E-03	0.124915318
6300	1750	4167.91845	0.039378274	556.970	310215.673	2.606277E-03	0.132371336
6480	1800	4287.00184	0.039101918	572.884	328195.520	2.737984E-03	0.140043471

6660	1850	4406.08522	0.038834995	588.797	346681.842	2.872464E-03	0.147931722
6840	1900	4525.16861	0.038576941	604.710	365674.638	3.009697E-03	0.156036089
7020	1950	4644.25199	0.038327239	620.624	385173.909	3.149667E-03	0.164356573
7200	2000	4763.33538	0.038085414	636.537	405179.655	3.292354E-03	0.172893174

Таблиця 1.16

Коефіцієнти втрати тиску на тертя в трубах завдовжки в один метр $\Delta P'_{\text{тр}}$ і

місцеві втрати $\Delta P'_m$ при коефіцієнті гідравлічного опору $\xi_m = 1$ для труб

внутрішнім діаметром 4,8 см ($F=18,1 \text{ см}^2$)

Q		Re= 4.76333Q/d	$\lambda=64/Re$ при Re<2300 $\lambda=0,3164/$ $(4\sqrt{Re})$ при $10^5 > \lambda > 2300$	V, см/сек	V ² , см ² /сек ²	$\Delta P'_{\text{тр}} =$ $\lambda \gamma (V^2)/(d2g),$ кг/см ²	$\Delta P'_m =$ $\xi \gamma (V^2/2g),$ кг/см ²
л/год	см ³ /сек						
180	50	49.61808	1.289852491	2.763	7.634	8.753946E-07	3.25765E-06
360	100	99.23615	0.644926245	5.526	30.538	1.750789E-06	1.30306E-05
540	150	148.85423	0.42995083	8.289	68.710	2.626184E-06	2.93189E-05
720	200	198.47231	0.322463123	11.052	122.150	3.501578E-06	5.21225E-05
900	250	248.09038	0.257970498	13.815	190.860	4.376973E-06	8.14414E-05
1080	300	297.70846	0.214975415	16.578	274.838	5.252368E-06	0.000117276
1260	350	347.32654	0.184264642	19.341	374.086	6.127762E-06	0.000159625
1440	400	396.94461	0.161231561	22.104	488.602	7.003157E-06	0.00020849
1620	450	446.56269	0.143316943	24.867	618.386	7.878551E-06	0.00026387
1800	500	496.18077	0.128985249	27.630	763.440	8.753946E-06	0.000325765
1980	550	545.79885	0.117259317	30.393	923.762	9.629341E-06	0.000394176
2160	600	595.41692	0.107487708	33.156	1099.353	1.050474E-05	0.000469102
2340	650	645.03500	0.099219422	35.920	1290.213	1.138013E-05	0.000550544
2520	700	694.65308	0.092132321	38.683	1496.342	1.225552E-05	0.0006385
2700	750	744.27115	0.085990166	41.446	1717.740	1.313092E-05	0.000732972
2880	800	793.88923	0.080615781	44.209	1954.406	1.400631E-05	0.00083396
3060	850	843.50731	0.075873676	46.972	2206.341	1.488171E-05	0.000941462
3240	900	893.12538	0.071658472	49.735	2473.545	1.575710E-05	0.00105548
3420	950	942.74346	0.067886973	52.498	2756.018	1.663250E-05	0.001176013
3600	1000	992.36154	0.064492625	55.261	3053.759	1.750789E-05	0.001303062
3780	1050	1041.97961	0.061421547	58.024	3366.770	1.838329E-05	0.001436626
3960	1100	1091.59769	0.058629659	60.787	3695.049	1.925868E-05	0.001576705
4140	1150	1141.21577	0.056080543	63.550	4038.597	2.013408E-05	0.001723299
4320	1200	1190.83384	0.053743854	66.313	4397.414	2.100947E-05	0.001876409
4500	1250	1240.45192	0.0515941	69.076	4771.499	2.188486E-05	0.002036034
4680	1300	1290.07000	0.049609711	71.839	5160.853	2.276026E-05	0.002202175
4860	1350	1339.68807	0.047772314	74.602	5565.477	2.363565E-05	0.00237483
5040	1400	1389.30615	0.04606616	77.365	5985.369	2.451105E-05	0.002554001
5220	1450	1438.92423	0.044477672	80.128	6420.529	2.538644E-05	0.002739688
5400	1500	1488.54231	0.042995083	82.891	6870.959	2.626184E-05	0.002931889
5580	1550	1538.16038	0.041608145	85.654	7336.657	2.713723E-05	0.003130606
5760	1600	1587.77846	0.04030789	88.417	7817.624	2.801263E-05	0.003335838
5940	1650	1637.39654	0.039086439	91.180	8313.860	2.888802E-05	0.003547586

6120	1700	1687.01461	0.037936838	93.943	8825.365	2.976342E-05	0.003765849
6300	1750	1736.63269	0.036852928	96.706	9352.138	3.063881E-05	0.003990627
6480	1800	1786.25077	0.035829236	99.469	9894.181	3.151421E-05	0.004221921
6660	1850	1835.86884	0.034860878	102.233	10451.492	3.238960E-05	0.004459729
6840	1900	1885.48692	0.033943487	104.996	11024.072	3.326499E-05	0.004704053
7020	1950	1935.10500	0.033073141	107.759	11611.920	3.414039E-05	0.004954893

Таблиця 1.17

Гідравлічний опір ділянок трубопроводів $\Sigma\Delta P$

Q		Найменування ділянки						
л/год	см ³ /сек	1-2	1"-2	2-3	3-4	4-5	3-15	15-15"
180	50	0.0001261	0.0002879	0.0013129	0.0007433	0.0015477	0.0011143	0.0003370
360	100	0.0003310	0.0006532	0.0026600	0.0016450	0.0031764	0.0023107	0.0007396
540	150	0.0006149	0.0010959	0.0040413	0.0027050	0.0048861	0.0035894	0.0012079
720	200	0.0009776	0.0016161	0.0054568	0.0039234	0.0066768	0.0049503	0.0017417
900	250	0.0014192	0.0022138	0.0069065	0.0053000	0.0085485	0.0063933	0.0023411
1080	300	0.0019398	0.0028888	0.0083904	0.0068351	0.0105012	0.0079186	0.0030061
1260	350	0.0025392	0.0036413	0.0099085	0.0085284	0.0125348	0.0095261	0.0037367
1440	400	0.0032175	0.0044712	0.0114608	0.0103801	0.0146494	0.0112158	0.0045328
1620	450	0.0039747	0.0053786	0.0130473	0.0123901	0.0168451	0.0129877	0.0053946
1800	500	0.0048108	0.0063634	0.0146680	0.0145584	0.0191216	0.0148418	0.0063220
1980	550	0.0057258	0.0074257	0.0163229	0.0168851	0.0214792	0.0167780	0.0073150
2160	600	0.0067197	0.0085653	0.0180120	0.0193701	0.0239178	0.0187965	0.0083735
2340	650	0.0077925	0.0097825	0.0197353	0.0220135	0.0264374	0.0208973	0.0094977
2520	700	0.0089442	0.0110770	0.0214928	0.0248151	0.0290379	0.0230802	0.0106874
2700	750	0.0101747	0.0124490	0.0232844	0.0277751	0.0317194	0.0253453	0.0119428
2880	800	0.0114842	0.0138984	0.0251103	0.0308935	0.0344819	0.0276926	0.0132637
3060	850	0.0128725	0.0154253	0.0269704	0.0341702	0.0373254	0.0301221	0.0146502
3240	900	0.0143398	0.0170296	0.0288647	0.0376052	0.0402499	0.0326338	0.0161023
3420	950	0.0158859	0.0187113	0.0307931	0.0411985	0.0432554	0.0352278	0.0176201
3600	1000	0.0175109	0.0204704	0.0327558	0.0449502	0.0463418	0.0379039	0.0192034
3780	1050	0.0192149	0.0223070	0.0347527	0.0488602	0.0495093	0.0406622	0.0208523
3960	1100	0.0209977	0.0242211	0.0367838	0.0529286	0.0527577	0.0435028	0.0225668
4140	1150	0.0228594	0.0262126	0.0388490	0.0571552	0.0560871	0.0464255	0.0243469
4320	1200	0.0248000	0.0282815	0.0409485	0.0615403	0.0594975	0.0494305	0.0261926
4500	1250	0.0268195	0.0304278	0.0430822	0.0660836	0.0629889	0.0525176	0.0281039
4680	1300	0.0289179	0.0326516	0.0452500	0.0707853	0.0665612	0.0556870	0.0300807
4860	1350	0.0310952	0.0349528	0.0474521	0.0756453	0.0702146	0.0589385	0.0321232
5040	1400	0.0333514	0.0373315	0.0496883	0.0806636	0.0739489	0.0622723	0.0342313
5220	1450	0.0356864	0.0397876	0.0519588	0.0858403	0.0777642	0.0656883	0.0364049
5400	1500	0.0381004	0.0423211	0.0542634	0.0911753	0.0816606	0.0691864	0.0386442
5580	1550	0.0405933	0.0449320	0.0566023	0.0966687	0.0856378	0.0727668	0.0409490
5760	1600	0.0431650	0.0476204	0.0589753	0.1023204	0.0896961	0.0764294	0.0433195
5940	1650	0.0458156	0.0503863	0.0613826	0.1081304	0.1260730	0.0801742	0.0457555
6120	1700	0.0485452	0.0532295	0.0638240	0.1140987	0.1331826	0.0840012	0.0482572
6300	1750	0.0513536	0.0561502	0.0662997	0.1202254	0.1404711	0.0879104	0.0508244

6480	1800	0.0542409	0.0591484	0.0688095	0.1265104	0.1479381	0.0919018	0.0534572
6660	1850	0.0592969	0.0682355	0.1026175	0.1489783	0.1555827	0.1218673	0.0634957
6840	1900	0.0625084	0.0718670	0.1076842	0.1568554	0.1634042	0.1280840	0.0668439
7020	1950	0.0658037	0.0755904	0.1128605	0.1649296	0.1714022	0.1344453	0.0702755
7200	2000	0.0691830	0.0794057	0.1181460	0.1732005	0.1795759	0.1409509	0.0737902

Таблиця 1.17 (продовження)

Гідравлічний опір ділянок трубопроводів $\Sigma\Delta P$

Q		Найменування ділянки						
л/год	см ³ /сек	15"-3"	3"-4"	4"-5"	1-6	1"-6	6-7	7-8
180	50	0.0011505	0.0007185	0.0015546	0.0014506	0.0019898	0.0028557	0.0022810
360	100	0.0023582	0.0015455	0.0032037	0.0041763	0.0053492	0.0061205	0.0073528
540	150	0.0036231	0.0024811	0.0049475	0.0081770	0.0100782	0.0097944	0.0152154
720	200	0.0049452	0.0035253	0.0067860	0.0134529	0.0161767	0.0138774	0.0258688
900	250	0.0063244	0.0046780	0.0087190	0.0200038	0.0236448	0.0183696	0.0393130
1080	300	0.0077608	0.0059393	0.0107467	0.0278298	0.0324825	0.0232709	0.0555479
1260	350	0.0092544	0.0073092	0.0128690	0.0369310	0.0426897	0.0285813	0.0745736
1440	400	0.0108052	0.0087876	0.0150859	0.0473072	0.0542665	0.0343009	0.0963901
1620	450	0.0124131	0.0103746	0.0173975	0.0589584	0.0672129	0.0404295	0.1209974
1800	500	0.0140783	0.0120702	0.0198036	0.0718848	0.0815289	0.0469673	0.1483955
1980	550	0.0158006	0.0138744	0.0223044	0.0860863	0.0972144	0.0539142	0.1785844
2160	600	0.0175800	0.0157871	0.0248999	0.1015628	0.1142695	0.0612703	0.2115640
2340	650	0.0194167	0.0178084	0.0275899	0.1183145	0.1326942	0.0690355	0.2473344
2520	700	0.0213105	0.0199382	0.0303746	0.1363412	0.1524885	0.0772098	0.2858956
2700	750	0.0232615	0.0221767	0.0332539	0.1556430	0.1736523	0.0857932	0.3272476
2880	800	0.0252697	0.0245236	0.0362278	0.1762199	0.1961857	0.0947857	0.3713904
3060	850	0.0273350	0.0269792	0.0392964	0.1980719	0.2200887	0.1041874	0.4183239
3240	900	0.0294575	0.0295433	0.0424596	0.2211989	0.2453612	0.1139982	0.4680482
3420	950	0.0316372	0.0322160	0.0457174	0.2456011	0.2720033	0.1242181	0.5205634
3600	1000	0.0338741	0.0349973	0.0490698	0.2824245	0.3179058	0.1711915	0.5880106
3780	1050	0.0361682	0.0378872	0.0525169	0.3110067	0.3499031	0.1875441	0.6478826
3960	1100	0.0385194	0.0408856	0.0560585	0.3409528	0.3834127	0.2045956	0.7106422
4140	1150	0.0409278	0.0439926	0.0596948	0.3722618	0.4184327	0.2223425	0.7762883
4320	1200	0.0433934	0.0472081	0.0634258	0.4049327	0.4549618	0.2407818	0.8448197
4500	1250	0.0459161	0.0505322	0.0672513	0.4389647	0.4929983	0.2599103	0.9162355
4680	1300	0.0484960	0.0539649	0.0711715	0.4743568	0.5325409	0.2797253	0.9905348
4860	1350	0.0511332	0.0575062	0.0751863	0.5111082	0.5735883	0.3002241	1.0677165
5040	1400	0.0538274	0.0611560	0.0792958	0.5492182	0.6161391	0.3214040	1.1477800
5220	1450	0.0565789	0.0649144	0.0834998	0.5886858	0.6601923	0.3432627	1.2307242
5400	1500	0.0593875	0.0687813	0.0877985	0.6295106	0.7057465	0.3657977	1.3165486
5580	1550	0.0622533	0.0727569	0.0921918	0.6716917	0.7528008	0.3890068	1.4052522
5760	1600	0.0651763	0.0768410	0.0966797	0.7152285	0.8013540	0.4128878	1.4968344
5940	1650	0.0681565	0.0810337	0.1334999	0.7601203	0.8514051	0.4374387	1.5912945
6120	1700	0.0711938	0.0853349	0.1410664	0.8063665	0.9029532	0.4626574	1.6886318

6300	1750	0.0742883	0.0897447	0.1488256	0.8539666	0.9559972	0.4885421	1.7888457
6480	1800	0.0774400	0.0942631	0.1567767	0.9029200	1.0105364	0.5150909	1.8919355
6660	1850	0.1077180	0.1149145	0.1649191	0.9532261	1.0665697	0.5423019	1.9979007
6840	1900	0.1131386	0.1209255	0.1732522	1.0048845	1.1240964	0.5701736	2.1067407
7020	1950	0.1186817	0.1270837	0.1817753	1.0578945	1.1831156	0.5987041	2.2184548
7200	2000	0.1243469	0.1333889	0.1904878	1.1122556	1.2436265	0.6278918	2.3330427

Таблиця 1.17 (закінчення)

Гідравлічний опір ділянок трубопроводів ΣΔР

Q		Найменування ділянки					
л/год	см ³ /сек	8"-9	7-10	10-11	11"-12	10-13	13"-14
180	50	0.0000287	0.0138501	0.0015363	0.0000384	0.0164764	0.0000704
360	100	0.0000615	0.0278732	0.0042345	0.0000808	0.0338832	0.0001568
540	150	0.0000984	0.0420691	0.0080947	0.0001273	0.0522205	0.0002591
720	200	0.0001394	0.0564379	0.0131168	0.0001779	0.0714882	0.0003774
900	250	0.0001844	0.0709796	0.0193008	0.0002325	0.0916863	0.0005116
1080	300	0.0002335	0.0856942	0.0266467	0.0002913	0.1128148	0.0006618
1260	350	0.0002867	0.1005817	0.0351546	0.0003541	0.1348738	0.0008280
1440	400	0.0003439	0.1156421	0.0448244	0.0004209	0.1578632	0.0010101
1620	450	0.0004052	0.1308754	0.0556562	0.0004919	0.1817830	0.0012082
1800	500	0.0004706	0.1462816	0.0676499	0.0005669	0.2066333	0.0014223
1980	550	0.0005401	0.618607	0.0808055	0.0006460	0.2324140	0.0016523
2160	600	0.0006136	0.1776126	0.0951230	0.0007291	0.2591251	0.0018983
2340	650	0.0006912	0.1935375	0.1106025	0.0008164	0.2867666	0.0021602
2520	700	0.0007729	0.2096352	0.1272439	0.0009077	0.3153386	0.0024381
2700	750	0.0008586	0.2259059	0.1450472	0.0010030	0.3448410	0.0027320
2880	800	0.0009484	0.2423494	0.1640125	0.0011025	0.3752738	0.0030419
3060	850	0.0010423	0.2589659	0.1841397	0.0012060	0.4066371	0.0033676
3240	900	0.0011403	0.2757552	0.2054288	0.0013136	0.4389308	0.0037094
3420	950	0.0012423	0.2927174	0.2278798	0.0014253	0.4721549	0.0040671
3600	1000	0.0013484	0.4985406	0.2645895	0.0015410	0.7258086	0.0044408
3780	1050	0.0014586	0.5434397	0.2912795	0.0016608	0.7929900	0.0048305
3960	1100	0.0015728	0.5900156	0.3192359	0.0017847	0.8628514	0.0052361
4140	1150	0.0016912	0.6382511	0.3484573	0.0019126	0.9353727	0.0056576
4320	1200	0.0018135	0.6881296	0.3789427	0.0020446	1.0105345	0.0060952
4500	1250	0.0019400	0.7396356	0.4106910	0.0021807	1.0883190	0.0065487
4680	1300	0.0020705	0.7927543	0.4437012	0.0023209	1.1687088	0.0070181
4860	1350	0.0022052	0.8474718	0.4779723	0.0024651	1.2516876	0.0075036
5040	1400	0.0023438	0.9037745	0.5135033	0.0026135	1.3372399	0.0080049
5220	1450	0.0024866	0.9616496	0.5502934	0.0027658	1.4253508	0.0085223
5400	1500	0.0026334	1.0210851	0.5883417	0.0029223	1.5160060	0.0090556
5580	1550	0.0027843	1.0820691	0.6276475	0.0030828	1.6091919	0.0096049
5760	1600	0.0029393	1.1445905	0.6682099	0.0032474	1.7048955	0.0101701
5940	1650	0.0030983	1.2086383	0.7100281	0.0034161	1.8031042	0.0107513

6120	1700	0.0032614	1.2742023	0.7531016	0.0035888	1.9038059	0.0113485
6300	1750	0.0034286	1.3412725	0.7974295	0.0037657	2.0069890	0.0119616
6480	1800	0.0035999	1.4098393	0.8430112	0.0039465	2.1126424	0.0125907
6660	1850	0.0037752	1.4798932	0.8898461	0.0041315	2.2207552	0.0132357
6840	1900	0.0039546	1.5514255	0.9379335	0.0043205	2.3313169	0.0138967
7020	1950	0.0041381	1.6244273	0.9872729	0.0045136	2.4443175	0.0145737
7200	2000	0.0043256	1.6988904	1.0378636	0.0047108	2.5597472	0.0152666

1.10.4. Побудова характеристик гідравлічного опору магістралей паливної системи.

Користуючись методом паралельного складання характеристик гідравлічного опору ділянок 1-2 і 1''-2 знаходимо їх сумарну характеристику в точці 2 (Рт.2). Складанням отриманої характеристики і характеристики ділянки 2-3 знаходимо сумарну гідравлічну характеристику в точці 3 (Рт.3). Додаючи до гідравлічної характеристики в точці 3 (Рт.3) гідравлічні характеристики ділянок 3-4 і 4-5 одержуємо сумарну гідравлічну характеристику трубопроводів магістралі живлення ближнього двигуна (Рт.5).

Складаючи гідравлічні характеристики ділянок 3-15, 15-15'', 15''-3'', 3''-4'' і 4''-5'' одержуємо сумарну гідравлічну характеристику опору трубопроводу на ділянці 3-5'' (Р.т5'') необхідну для розрахунку випадку живлення двох двигунів від насосів одного витратного відсіку. У разі живлення двигуна від одного насоса як працюючий насос приймаємо насос №1 (точка 1'') як більш віддалений (найнесприятливіший випадок) і сумарну гідравлічну характеристику в точці 2 (Р.т2) приймаємо рівною гідравлічній характеристиці ділянки 1''-2.

Для отримання гідравлічної характеристики магістралей живлення струменевих насосів користуючись методом паралельного складання характеристик гідравлічного опору ділянок 1-6 і 1''-6 знаходимо їх сумарну гідравлічну характеристику в точці 6 (Рт.6). Складанням отриманої характеристики, і характеристики ділянки 6-7 знаходимо сумарну гідравлічну характеристику в точці 7(Рт.7).

Додаючи до гідравлічної характеристики в точці 7 опір ділянки 7-8 одержуємо гідравлічну характеристику магістралі живлення струменевого насоса розташованого на 20-й нервюрі.

Додаючи до гідравлічної характеристики в точці 7 опір ділянки 7-8 одержуємо гідравлічну характеристику магістралі живлення струменевого насоса розташованого на 20-й нервюрі.

Додаючи до гідравлічної характеристики в точці 7 опір ділянки 7-10 і 10-13 одержуємо гідравлічну характеристику магістралі живлення струменевого насоса розташованого на 3-й нервюрі.

Гідравлічні характеристики трубопроводів системи подачі пального до двигунів зображено на рис.1.10

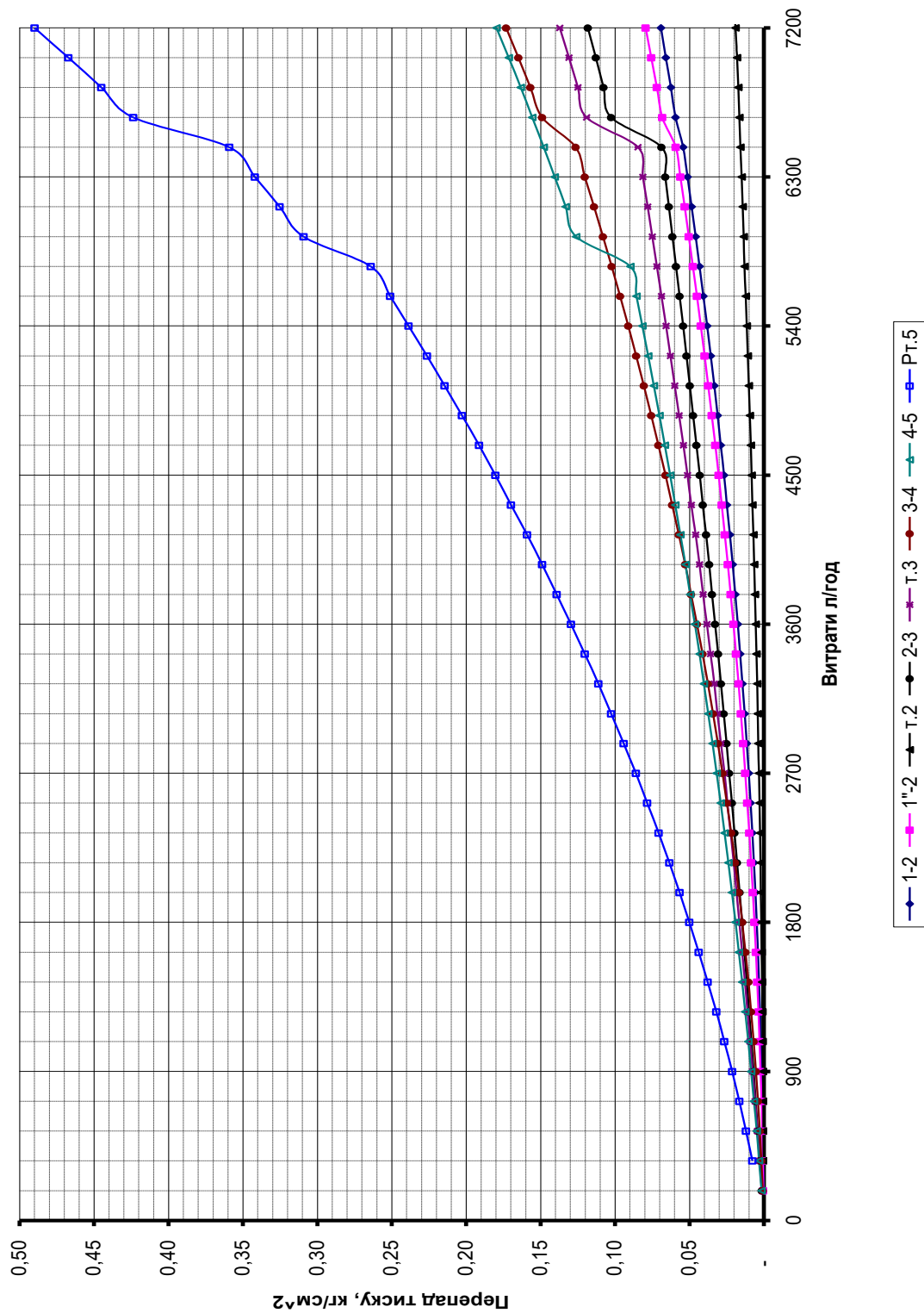


Рис. 1.10. Гідравлічні характеристики магістралей подачі пального до двигунів

1.10.5. Розрахунок величини швидкісного напору повітря, що використовується для підвищення тиску над паливом в баку.

Розрахунок висоти швидкісного напору повітря, що використовується для підвищення тиску над паливом в баках, проводимо за формулою:

$$P_{\phi} = K_{\phi} \cdot \frac{\rho_{\text{в}} \cdot V^2}{2}$$

де $K_{\phi}=0,9$ – коефіцієнт використання швидкісного напору;

$\rho_{\text{в}}$ - масова густина повітря;

V - швидкість польоту літака. Розрахунковою швидкістю польоту літака вибираємо:

- швидкість відриву літака від ВПП $V=250$ км/год;
- швидкість крейсерського польоту $V=0,8M$;
- максимально можливу швидкість польоту $V=0,88M$.

Результати розрахунку зводимо в табл. 1.18.

Таблиця 1.18

Величина швидкісного напору повітря, що використовується для підвищення тиску над паливом в баках

Н,м	$\rho_{\text{в}}$, (кг сек ²)/м ⁴	P_{ϕ} , кг/см ² ($V=250$ км/год)	P_{ϕ} , кг/см ² ($V=0,8$ М)	P_{ϕ} , кг/см ² ($V=0,88$ М)
0	0.125	0,0271264	-	-
1000	0.1134	0,0246091	-	-
2000	0.1027	0,022287	-	-
3000	0.0927	0,0201169	-	-
4000	0.0836	0,0181421	-	-
5000	0.0751	0,0162975	-	-
6000	0.0673	-	0,1935	-
9000	0.0475	-	0,1257	0,152
11000	0.0371	-	0,0928	0,113
12000	0.0317	-	0,0795	0,0964
12500	0,0294	-	0,0737	0,0894
13000	0,0271	-	0,0679	0,0824

1.10.6. Живлення двигунів при непрацюючих підкачуючих насосах.

Розрахунок зводиться до визначення абсолютного тиску палива на вході в двигун. Витрата палива при цьому визначається по режиму роботи двигуна на відповідній висоті.

Абсолютний тиск палива на вході в двигун визначаємо по формулі:

$$P_{\text{вх.дв.}} = P_{\text{н}} + P_{\text{б}} - \gamma \cdot H - \sum \Delta P_{\text{г}} - \Delta P_{\text{н.з.}},$$

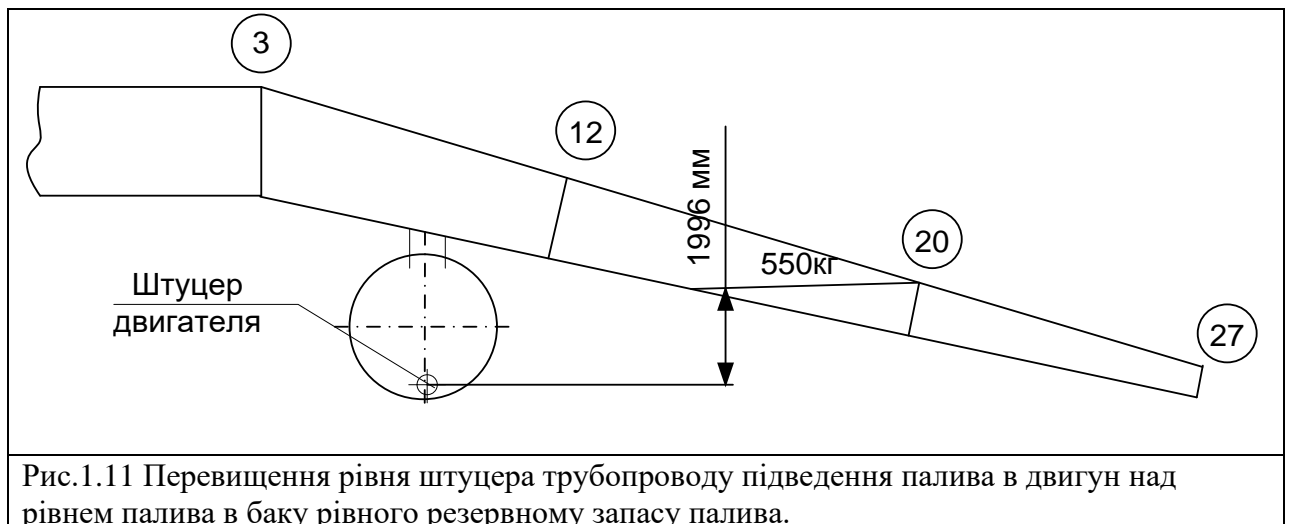
де $P_{\text{н}}$ - атмосферний тиск на висоті польоту;

$P_{\text{б}}$ - величина швидкісного напору повітря, що використовується для підвищення тиску над паливом в баку (див. табл. 2.19);

γ - питома вага полива;

H - перевищення штуцера підведення палива в двигун над рівнем палива в баку. Вибираємо кількість палива в баку відповідну резервному запасу - 550 кг.

Для розрахунку беремо рівень палива в баку при куті тангажа 2° .



$$\gamma H = 199,6 \cdot 0,0008372 = 0,167 \text{ кг/см}^2.$$

$\sum \Delta P_{\text{г}}$ - гідравлічний опір трубопроводів паливної магістралі. Для визначення даного значення скористаємося даними табл. 1.18 проведемо побудову гідравлічного опору трубопроводів в режимі самопливу залежно від витрат палива (рис. 1.11).

$\Delta P_{\text{н.з.}}$ - гідравлічний опір насоса із загальмованою крильчаткою.

Дана характеристика (згідно паспортних даних) представлена на рис. 1.12.

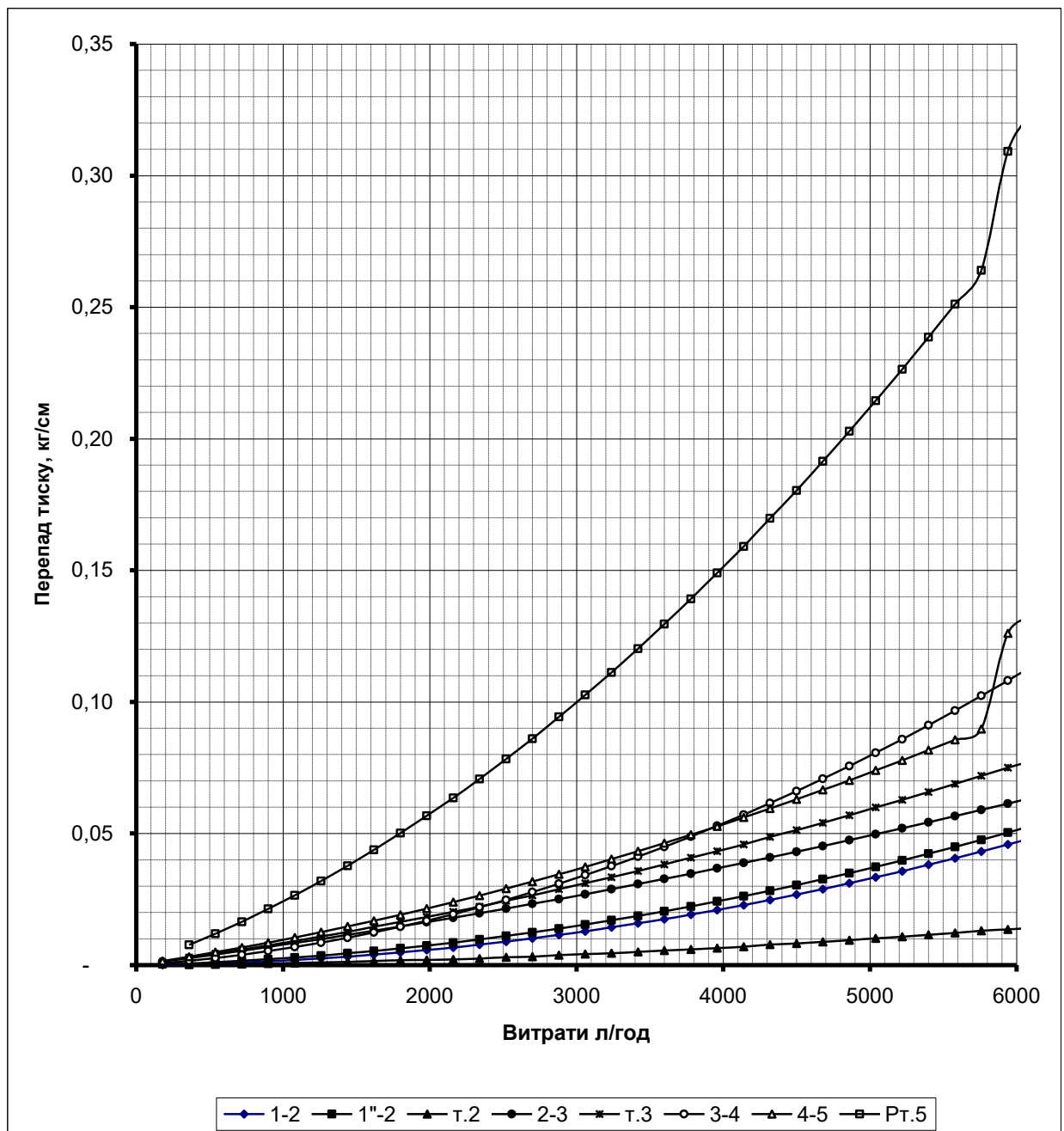


Рис.1.12. Гідравлічна характеристика системи живлення двигуна при непрацюючих підкачуючих насосах.

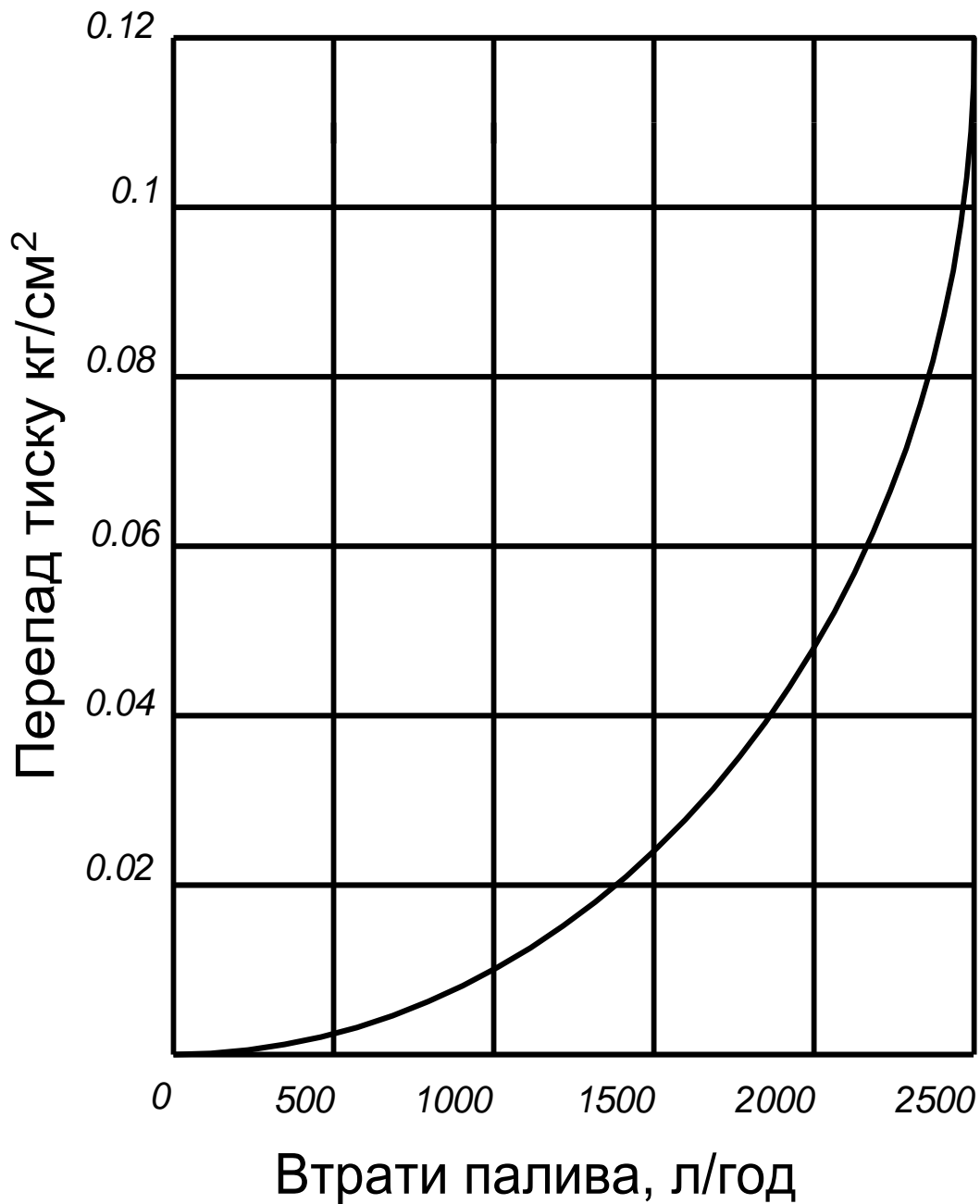


Рис. 1.13. Залежність гідравлічного опору насоса із загальмованою крильчаткою $\Delta P_{н.з.}$ від витрати палива

Результати розрахунку на злітному режимі зводимо в таблицю 1.20, а на крейсерському режимі в таблицю 1.21.

Таблиця 1.19

Значення абсолютного тиску палива на вході в двигун $P_{вх.дв.}$ на зльотному режимі.

Н, м	Q, кг/год	Q, л/год	Швидкісний	P _н , кг/см ²	P _{нз} , кг/см ²	ΔP _г кг/см ²	P _{вх.дв.} кг/см ²
			напор P _б , кг/см ² V=250 км/час				
0	1990	2488	0,0271	1.033	0,0124	0,078	1,137
1000	1910	2388	0,0246	0.916	0,0119	0,073	1,023
2000	1825	2281	0,0223	0.8105	0,0114	0,069	0,920
3000	1750	2188	0,0201	0.7148	0,0109	0,064	0,827

Таблиця 1.20

Значення абсолютного тиску палива на вході в двигун P_{вх.дв.} на max
крейсерському режимі

Н, м	Q, кг/год	Q, л/год	Швидкісний	P _н , кг/см ²	P _{нз} , кг/см ²	ΔP _г кг/см ²	P _{вх.дв.} кг/см ²
			напор P _б , кг/см ² V=0,8M				
6000	1375	1719	0,1935	0,481	0,0086	0,047	0,786
9000	1125	1406	0,1257	0,3133	0,007	0,038	0,561
11000	960	1200	0,0928	0,23	0,006	0,03	0,454
12000	815	1019	0,0795	0,197	0,0051	0,024	0,414
12500	770	963	0,0737	0,183	0,0048	0,022	0,397
13000	715	894	0,0679	0,168	0,0045	0,021	0,377
			V=0,88M				
9000	1158	1448	0,152	0,3133	0,007	0,039	0,586
11000	998	1248	0,113	0,23	0,0062	0,032	0,472
12000	853	1066	0,0964	0,197	0,0052	0,025	0,430
12500	790	988	0,0894	0,183	0,0049	0,024	0,411
13000	732	915	0,0824	0,168	0,0045	0,023	0,390

1.10.7. Живлення двох двигунів від насосів одного витратного відсіку.

Розрахунок зводиться до визначення мінімального надмірного тиску палива на вході в двигун з урахуванням підживлення витратного відсіку струменевим насосом. Надмірний тиск палива на вході в двигун:

$$\Delta P_{\text{вх.дв.}} = P_{\text{б}} + \Sigma \Delta P_{\text{н.п.}} - \Delta P_{\text{г}} - \gamma H - \Delta P_{\text{и}},$$

де: $P_{\text{б}}$ - тиск наддуву паливних баків.

$\Sigma \Delta P_{\text{н.п.}}$ - надмірний тиск за насосами підкачки. Вибираємо по мінімальній напірній характеристиці насоса ЕЦНГ-5А-2 (при самому невідгідному можливому режимі електроживлення $U=187$ В, $f=380$ Гц).

$\Delta P_{\text{г}}$ - гідравлічний опір магістралі.

$\Delta P_{\text{и}}$ - інерційні втрати натиску.

Для побудови напірної характеристики струменевого насоса визначимо продуктивність течії палива через конусоїдальний насадок:

$$Q_c = \mu \cdot F \cdot \sqrt{2g \frac{\Delta P}{\gamma}},$$

де: $\mu=0,96 - 0,99$ - коефіцієнт витрати конусоїдального насадка;

$$F = \frac{\pi \cdot d_c^2}{4} = \frac{3,1415 \cdot 0,6_2^2}{4} = 0,282 \text{ см}^2 - \text{площа поперечного перетину сопла};$$

ΔP - перепад тиску в гс/см²;

$$Q_c = 0,97 \cdot 0,282 \cdot \sqrt{2 \cdot 981 \cdot \frac{\Delta P}{0,88}} = 13 \cdot \sqrt{\Delta P} \frac{\text{см}^3}{\text{с}} = 46,8 \cdot \sqrt{\Delta P} \frac{\text{л}}{\text{год}}$$

Розрахунки з визначенням напірної характеристики струменевого насоса зводимо в таблицю 1.21.

Таблиця 1.21

Визначення напірної характеристики струменевого насоса

ΔP , кгс/см ²	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5
ΔP , гс/см ²	100	200	300	400	500
Q , см ³ /с	130	183.8478	225.1666	260	290.6888
Q , л/год	468	661.8519	810.5998	936	1046.48

ΔP , кгс/см ²	0.6	0.7	0.8	0.9	0.1
ΔP , гс/см ²	600	700	800	900	1000
Q , см ³ /с	318.4337	343.9477	367.6955	390	411.0961
Q , л/год	1146.361	1238.212	1323.704	1404	1479.946

ΔP , кгс/см ²	1.1	1.2	1.3	1.4	1.5
----------------------------------	-----	-----	-----	-----	-----

ΔP , Гс/см ²	1100	1200	1300	1400	1500
Q, см ³ /с	431.1612	450.3332	468.7217	486.4155	503.4878
Q, л/год	1552.18	1621.2	1687.398	1751.096	1812.556

ΔP , кгс/см ²	1.6	1.7	1.8	1.9	2
ΔP , Гс/см ²	1600	1700	1800	1900	2000
Q, см ³ /с	520	536.0037	551.5433	566.6569	581.3777
Q, л/год	1872	1929.613	1985.556	2039.965	2092.96

Побудувавши характеристику струменевого насоса (Pсн-13) і додавши до неї:

- гідравлічний опір ділянки 10-13 отримаємо гідравлічну характеристику струменевого насоса в точці 13 (P.сн.т.13);

- гідравлічний опір ділянки 10-11 отримаємо гідравлічну характеристику струменевого насоса в точці 11 (P.сн.т.11);

- гідравлічний опір ділянки 7-8 отримаємо гідравлічну характеристику струменевого насоса в точці 8 (P.сн.т.8). Шляхом паралельного складання гідравлічних характеристик P.сн.т.13 і P.сн.т.11 одержуємо сумарну гідравлічну характеристику двох струменевих насосів в точці 10 (2Сн.т.10). Додаючи до отриманої таким чином характеристики, гідравлічну характеристику ділянки 7-10 одержуємо сумарну гідравлічну характеристику двох струменевих насосів в точці 7 (2Сн.т.7).

Шляхом паралельного складання гідравлічних характеристик 2Сн.т.7 і P.сн.т.8 одержуємо сумарну гідравлічну характеристику трьох струменевих насосів в точці 7 (3Сн.т.7). Додаючи до отриманої таким чином характеристики, гідравлічну характеристику ділянки 6-7 одержуємо сумарну гідравлічну характеристику трьох струменевих насосів в точці 6 (3Сн.т.6). Напірну характеристику насосів отримаємо таким чином. Підсумовуючи напірну характеристику насоса ЭЦНГ-5А-2 з:

- гідравлічною характеристикою ділянки 1-2 одержуємо характеристику електроприводного насоса №1 в крапці 2 (ЭЦНГ-5А-2 №1 т.2);

- гідравлічною характеристикою ділянки 1"-2 одержуємо характеристику електроприводного насоса №2 в крапці 2 (ЭЦНГ-5А-2 №2 т.2). Методом паралельного складання характеристик ЭЦНГ-5А-2 №1 т.2 і ЭЦНГ-5А-2 №1 т.2 одержуємо сумарну напірну характеристику двох насосів в точці 2 (Торб. ЭЦНГ-5А-2 т.2). В розрахунковому випадку насоси повинні забезпечувати витрату палива на два двигуни ($2 Q_{дв}=2.2488=4976$ л/година) і подачу активного палива на три струменеві насоса СН-13. Для визначення робочого тиску на напірній характеристиці скористаємося методом послідовного наближення. Задаючись витратою палива на струменеві насоси, і підсумовуючи його з витратою на два двигуни знаходимо тиск на напірній характеристиці Торб. ЭЦНГ-5А-2 т.2, при якому на струменеві насоси подаватиметься задана витрата. Визначаємо для злітного режиму подачу палива і величину тиску на вході в струменеві насоси:

$$P_{т.8}=0,86 \text{ кг/см}^2, Q_{т.8}=1380 \text{ л/година};$$

$$P_{т.11}=0,61 \text{ кг/см}^2, Q_{т.11}=1190 \text{ л/година};$$

$$P_{т.13}=0,58 \text{ кг/см}^2, Q_{т.13}=1130 \text{ л/година}.$$

Від тиску на напірній характеристиці Торб. ЭЦНГ-5А-2 т.2 віднімаємо:

- втрати гідравлічного опору ділянки 3-5 знаходимо надлишок натиску в точці 5 ($P_{т.5}=0,94 \text{ кг/см}^2$);

- втрати гідравлічного опору ділянки 3-5" знаходимо надлишок натиску в точці 5" ($P_{т.5''}=0,9 \text{ кг/см}^2$). Величину перевищення штуцера підведення палива до двигуна над рівнем палива визначаємо за тих же умов що і в попередньому розділі.

Надмірний тиск палива на вході в ближній двигун:

$$P_{вх.дв.}=0,271+0,94+0,167=1,378 \text{ кг/см}^2.$$

Надмірний тиск палива на вході в дальній двигун:

$$P_{вх.дв.}=0,271+0,90+0,167=1,338 \text{ кг/см}^2.$$

Визначимо надмірний тиск на вході в двигун при дії вертикального перевантаження:

$$\Delta P_{\text{и}} = \gamma \ell_{\text{и}} n,$$

де: $\Delta P_{\text{и}}$ - інерційні втрати напору;

$\ell_{\text{и}} = 57$ см - довжина трубопроводу у напрямку перевантаження;

n - коефіцієнт перевантаження ($n_y^{\text{max}} = 2,25$).

$$\Delta P_{\text{и}} = 0,8372 \cdot 249 \cdot 2,25 = 469,04 \text{ г/см}^2 = 0,469 \text{ кг/см}^2.$$

Надмірний тиск палива при дії вертикального перевантаження:

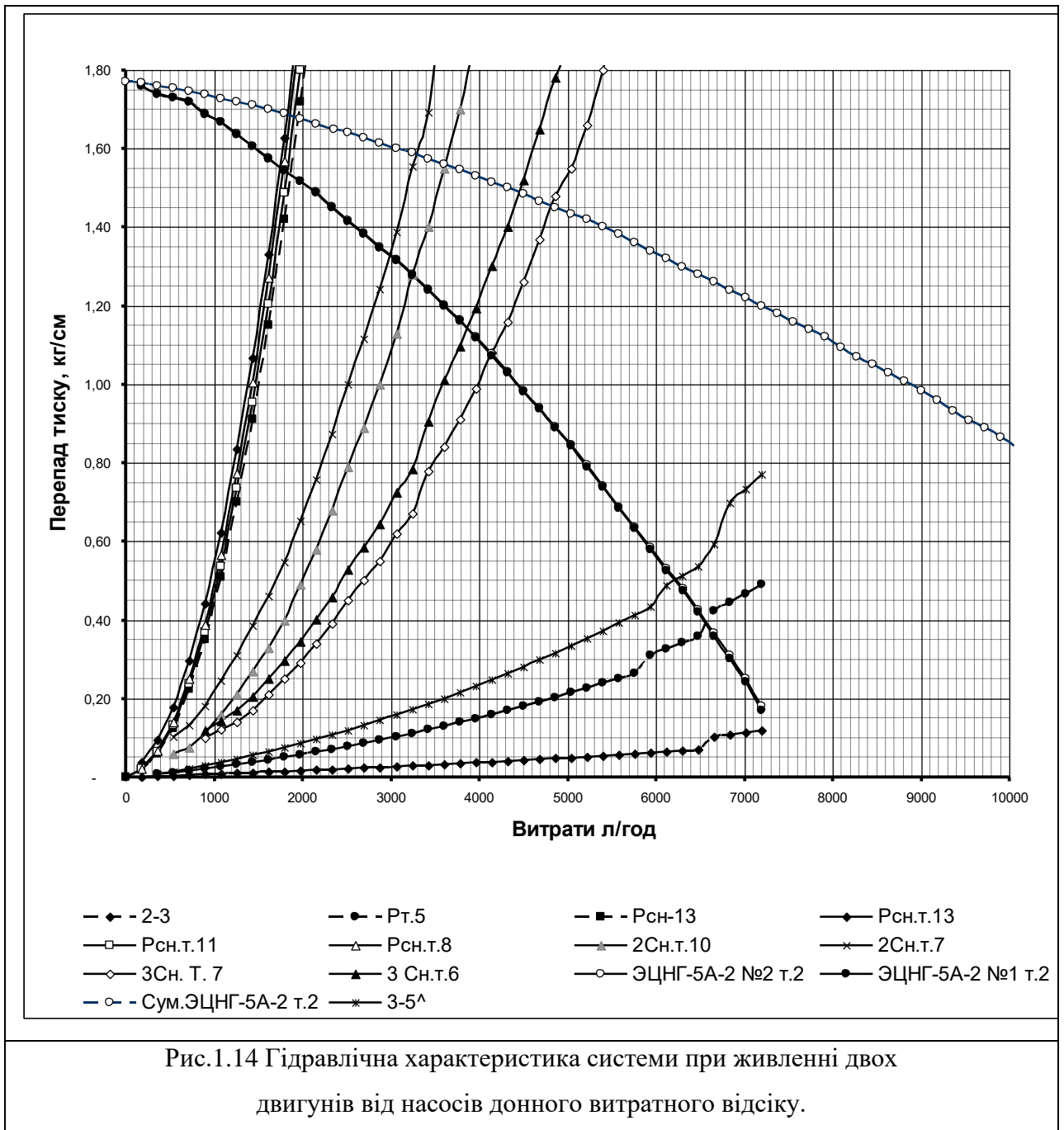
- на вході в ближній двигун:

$$P_{\text{вх.дв.}} = 1,378 - 0,469 = 0,909 \text{ кг/см}^2;$$

- на вході в дальній двигун:

$$P_{\text{вх.дв.}} = 1,338 - 0,469 = 0,869 \text{ кг/см}^2.$$

Надмірний тиск палива на вході в двигун при роботі підкачуючих насосів повинен бути $0,4 \dots 1,8$ кг/см².



1.10.8. Визначення продуктивності перекачування палива.

Перекачування палива на літака проводиться за допомогою струменевих насосів СН-13. Знаючи тиск на вході в струменеві насоси (Рис. 1.15) визначимо продуктивність перекачування палива з центропланного бака в крильові і усередині крильового бака між відсіками. Гідравлічна характеристика струменевого насоса задана для палива з питомою вагою $0,78 \text{ г/см}^3$ при тиску активного палива $1,05 \text{ кг/см}^2$ ($P=1,05(0,78\text{г/см}^3)$).

Перерахунок характеристики для палива $\gamma=0,8372 \text{ г/см}^3$ проводимо по формулі:

$$Q'_0 = Q_0 \cdot \sqrt{\frac{0,78}{\gamma}}^{1,20}$$

де: Q_0 - подача палива $\gamma=0,78 \text{ г/см}^3$.

За даними розрахунку будемо характеристику струменевого насоса для палива з питомим вагою $0,8372 \text{ г/см}^3$ при тиску активного палива $1,05 \text{ кг/см}^2$ ($P=1,05(0,8372\text{г/см}^3)$). Далі проводимо перерахунок отриманої характеристики на значення тиску активного палива на вході в струменеві насоси. При цьому враховуємо те, що напор, що створюється насосом, змінюється пропорційно відношення тиску $\frac{P'_1}{P_1}$, а продуктивність перекачування - пропорційно відношенню $\sqrt{\frac{P'_1}{P_1}}$. За результатами розрахунку

будемо характеристики струменевих насосів для палива з питомою вагою $0,8372 \text{ г/см}^3$ при тиску активного палива:

- $0,86 \text{ кг/см}^2$ для струменевого насоса розташованого на 20-й нервюрі ($P=0,86(0,8372\text{г/см}^3)$);

- $0,72 \text{ кг/см}^2$ для струменевого насоса розташованого на 12-й нервюрі ($P=0,72(0,8372\text{г/см}^3)$);

- $0,61 \text{ кг/см}^2$ для струменевого насоса розташованого на 3-й нервюрі ($P=0,61(0,8372\text{г/см}^3)$). Побудувавши характеристики гідравлічного опору ділянок 8"-9, 11"-12, 13"-14 з урахуванням висоти стовпа підйому перекачуваного палива 8"-9+Н, 11"-12+Н і 13"-14+Н відповідно, визначаємо продуктивність перекачування палива кожним із струменевих насосів (мал. 12). (Величина стовпа перекачуваної рідини визначається по компоновальних кресленнях і дорівнює: 453,8 мм на ділянці 13"-14, 245 мм на ділянці 11"-12, 80 мм на ділянці 8"-9). Робочою точкою системи перекачування палива, в кожному випадку, буде точка перетину характеристики струменевого насоса

з горизонталлю, довжина якої до перетину з гідравлічною характеристикою магістралі рівна витраті активного палива на струменевий насос при тиску P1. Таким чином будемо наступні значення продуктивності перекачування палива:

- струменевим насосом розташованим на 20-й нервюрі, з передвитратного відсіку у витратний - 7475 л/год;

- струменевим насосом розташованим на 12-й нервюрі, з кореневого відсіку в передвитратний - 5125 л/год;

- струменевим насосом розташованим на 3-ій нервюрі, з центропланного бака в криловий - 3275 л/год.

Всі отримані значення перевищують значення максимально можливої витрати палива з витратного відсіку (у тому числі і при живленні двох двигунів з одного витратного відсіку).

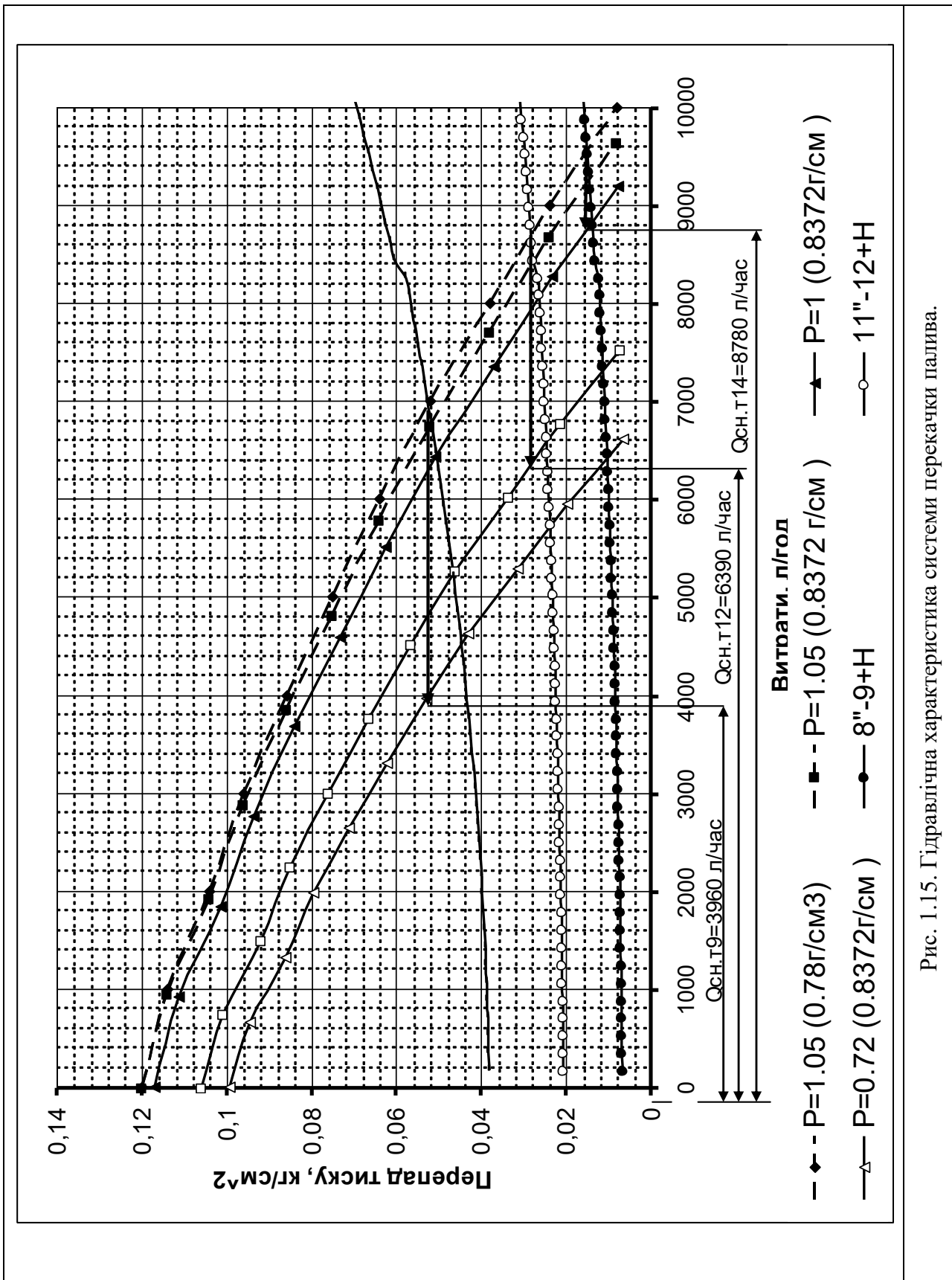


Рис. 1.15. Гідравлічна характеристика системи перекачки палива.

1.10.9. Визначення тривалості живлення паливом двигунів з витратного відсіку при дії вертикального негативного перевантаження.

Максимальний рівень палива у витратному відсіку при куті тангажа 2° складає 200 мм. Верхній насос у відсіку знаходиться на рівні, відповідному об'єму палива в 38 л. При роботі двигуна на злітному режимі ($2 Q_{\text{дв}} = 3980$ л/год = 1,106 л/с) і дії на літак негативного перевантаження сумарна витрата палива складає:

$$Q_{\Sigma} = \mu_{\text{отв.}} \cdot F_{\text{отв.}} \cdot \sqrt{2gH} + 2Q_{\text{дв.}},$$

де: $F_{\text{отв.}} = \frac{\pi \cdot d^2}{4} = 0,503 \text{ см}^2$ - площа дренажного отвору в нервюрі

витратного відсіку;

$\mu_{\text{отв.}} = 0,62$ - коефіцієнт закінчення.

$$Q_{\Sigma} = 0,62 \cdot 0,503 \cdot 10^{-3} \sqrt{2 \cdot 981 \cdot 20} + 1,106 = 1,168 \text{ л/сек.}$$

Тривалість живлення паливом двигунів:

$$T = \frac{W}{Q_{\Sigma}} = \frac{38}{1,168} = 32,5 \text{ сек.}$$

1.11. Висновки .

1. Спроектована паливна система літака забезпечує надійну подачу палива для літака, що забезпечується КЛЕ, на всіх висотах і режимах польоту, включаючи насоси, що працюють, і насоси, які вимкнені.

2. Існування камери споживання, де реактивний літак постійно споживає паливо, забезпечує надійне постачання палива для розробки літаків.

3. Система кільцевого палива забезпечує живлення двох двигунів від насоса у відділі витрат.

4. Коли паливна система перебуває під негативним вертикальним перевантаженням, вона забезпечує паливом двигун тривалістю до 32 секунд.

5. Працездатність реактивного насоса від відцентрового паливного бака до крила і від кореневої камери до камери попереднього споживання та від камери попереднього споживання до камери споживання. Продуктивність

паливного насоса всередині крила перевищує запас палива двох двигунів, що працюють в режимі зльоту.

РОЗДІЛ 2

НАУКОВО-ДОСЛІДНА ЧАСТИНА

2.1. Насоси авіаційних силових установок[11,16,17]

У сучасних АСУ насоси підкачування першої ступені в основному відцентрові (струминні насоси набули обмеженого застосування). Насоси підкачування другої ступені - відцентрові й роторно-обертальні. Розглянемо роботу відцентрового насоса.

Паливо подане у відцентровий насос, проходить сітчастий фільтр 1 (рис.2.1), що охороняє насос від влучення в нього механічних часток, запобігає утворення лійки (вихрового течії палива) на вході в насос при невеликій кількості палива в баку й підсмоктування повітря через цю лійку. Пройшовши фільтр, паливо захоплюється осьовим колесом 2, з робочими органами у вигляді лопат або гвинтового шнека. Колесо 2 створює деякий напір і попереднє закручення потоку перед вхід його на відцентрове колесо 3. Антикавітаційні властивості насоса при цьому поліпшуються, тому що осьове колесо забезпечує перепад тиску, що компенсує падіння тиску на вході у відцентрове колесо.

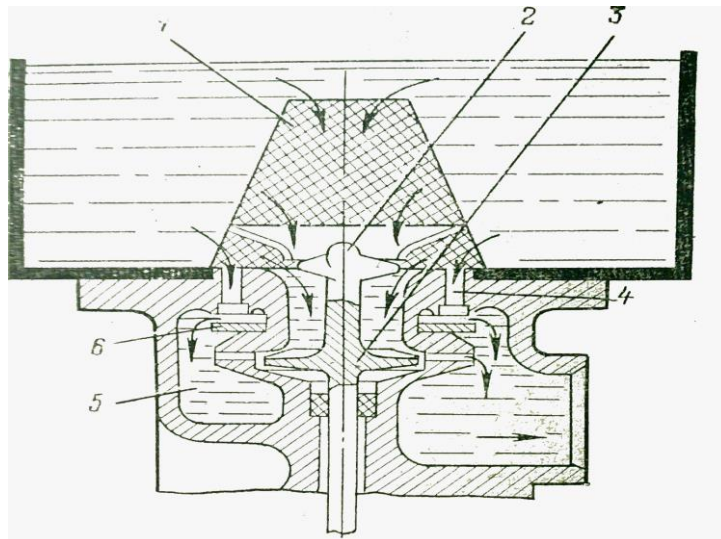


Рис.2.1. Схема відцентрового насоса підкачки

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

«Відцентрове колесо 3 може бути закритого (двухдискового), напіввідчиненого (одnodискового) або відкритого типу (без дисків). Вибір

того або іншого типу визначається діючими навантаженнями. Для зменшення гідравлічних втрат тиску в непрацюючого насоса передбачений зворотний клапан 6. При роботі насоса клапан перекриває отвір 4 у вхідній частині насоса. При відмові в роботі насоса тиску падає, клапан опускається й частина рідини через отвори, минаючи відцентрове колесо. Після відцентрового колеса паливо направляється в пристрій, що відводить, 5, що перетворить кінетичну енергію потоку в енергію тиску.

Відводящі пристрої, зроблені звичайно у вигляді спірального або кільцевого лопаткового дифузора. Із відводящих пристроїв, рідина надходить у магістраль. Номінальні тиски відцентрових насосів (при нульовій подачі) зазначені в ГОСТ 12445 - 67.

Привід валу відцентрового насоса може бути електричним або механічним. Механічний привід від валу авіаційного двигуна може бути здійснений за допомогою гідро- або пневмо- турбіни. Електричний привід найбільш легкий для невеликих НПІ. Для живлення електричних двигунів таких насосів звичайно застосовується постійна напруга 27 В. Для могутніших НПІ доцільно для зменшення маси привода перейти на систему трифазного струму з напругою 115/200 В и частотою 400 Гц. Перевагою двигунів, що працюють на змінному струмі, є відсутність колектора і щиток, що збільшує їхній ресурс і знижує рівень радіоперешкод. НПІ з електричним приводом можуть бути розміщені поза або всередині бака й на магістралі.

Позабаківі НПІ кріплять на нижній або бічній стінках бака. Останній спосіб розміщення насоса дозволяє краще використовувати позабаковий простір, але приводить до значного невироблюваного залишку палива. Позабаківі насоси монтують на паливному баку так, що корпус насоса з укріпленням на ньому електричним двигуном міститься із зовнішньої сторони. Завдяки гарному доступу до насоса й електричному двигуни постачені вентиляторами. Маючи достатнє охолодження, Позабаківі НПІ можуть працювати на підвищених режимах без перегріву. »[17]

Внутрібакові НПІ встановлюють на нижній стінці бака (рис.2.2.). При внутрібаковому розміщенні насоса краще використовується позабаковий простір і знижується не вироблюваний залишок палива. Знаходження двигунів у паливі, а в деяких типах і циркуляція палива навколо електричного двигуна, сприяє охолодженню двигуна. Але при виробленні палива з бака охолодження електричного двигуна погіршується.

Застосування кесонних баків привів до створення кесонних внутрібакових насосів. У них вся насосна частина разом із пристроєм, що відводить, і підведенням електричного харчування перебуває усередині бака (рис.2.3).

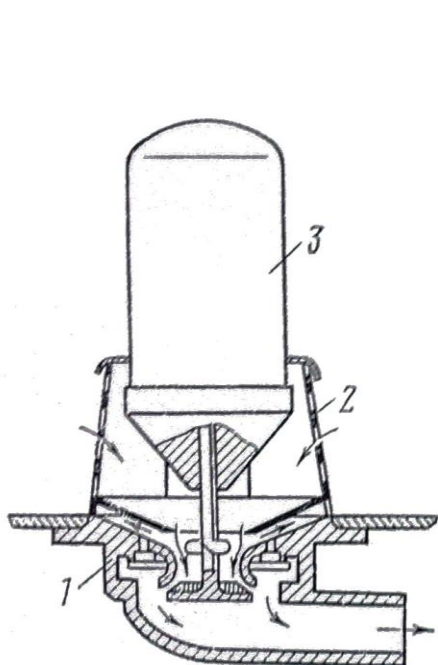


Рис. 2.2. Внутрішньобаковий насос кесонний підкачки НПІ:

- 1- корпус; 2- сітчастий фільтр;
- 3- електричний двигун

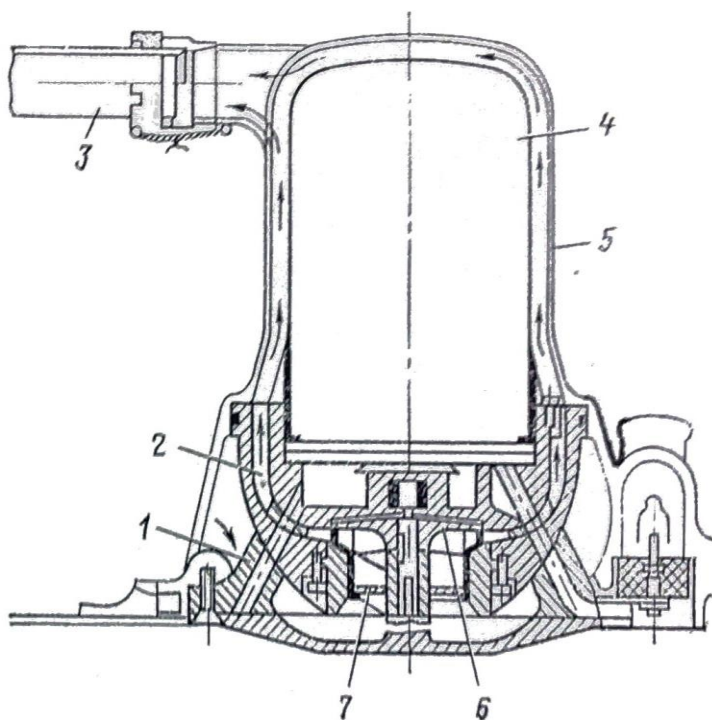


Рис. 2.3. Внутрішньобаковий насос підкачки НПІ:

- 1- корпус 2- кільцевий відвідний канал; 3- вихідний патрубок;
- 4- електричний двигун; 5- кожух;
- 6 и 7- колеса, відцентрове і осьове.

Розміщення насосів, що підкачують, на магістралі, удалині від бака, не одержало поширення. Їхня висотність мала, тому що ділянка магістралі від

бака до насоса являє собою гідравлічний опір. Крім того, що виділяється на вході в насос повітря не приділяється в бак, а направляється через насос до двигуна.

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

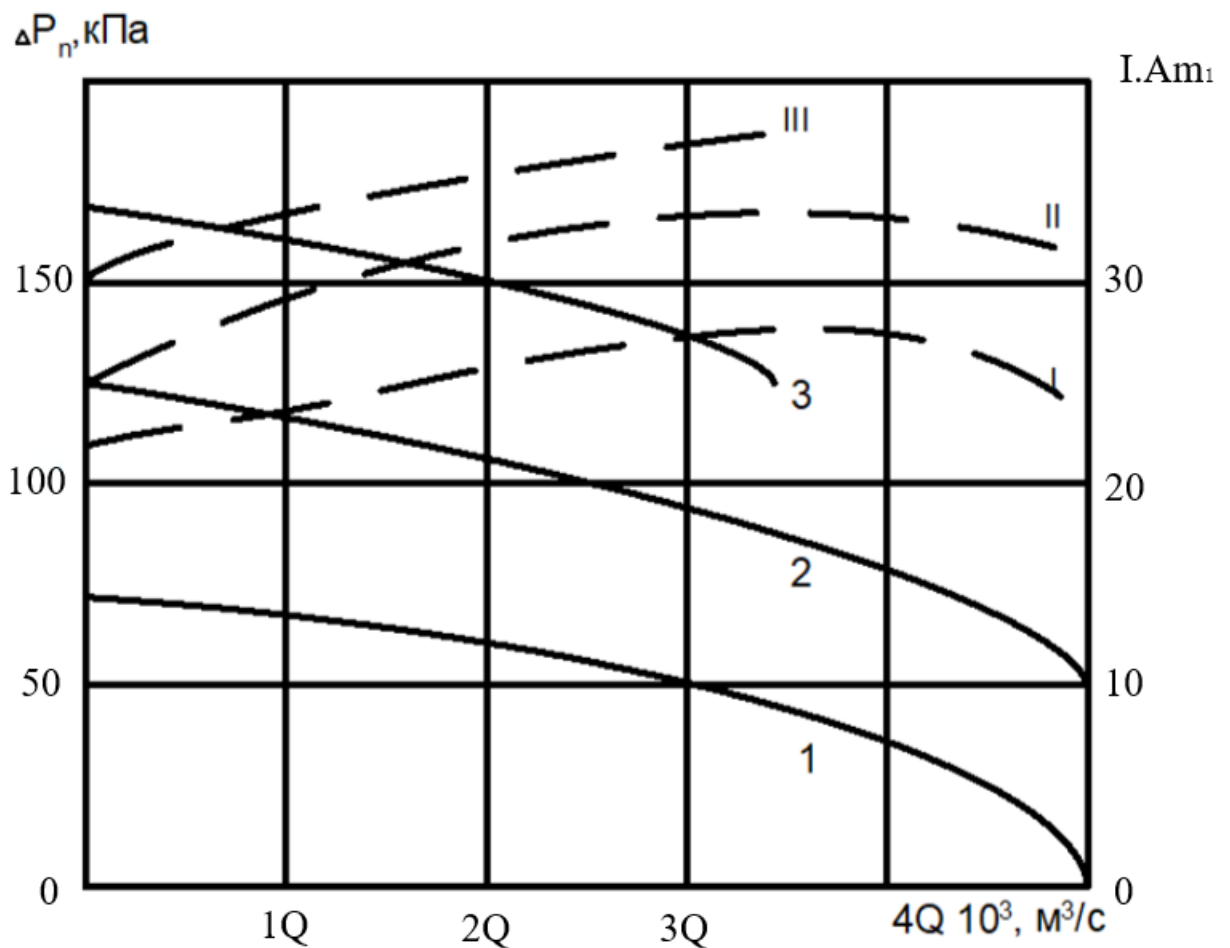


Рис. 2.4. Характеристика насоса підкачки першої ступені ЕВН-Т(суцільні лінії) та залежність потрібної сили струму до подачі (пунктирні лінії) на різних режимах: 1, I-черговий; 2, II-номінальний; 3, III-форсований.

«Черговий режим роботи насоса здійснюється при двох паралельно включених обмотках збудження, що відповідає включенню всіх клем штепсельного рознімання в бортову електричну мережу. *Номинальний режим* роботи насоса здійснюється одною обмоткою збудження шляхом в ідключення клеми 3 від мінусового провода бортової електричної мережі. *Форсований режим* роботи насоса здійснюється уведенням у ланцюг обмотки збудження додаткового резистора R , для чого клемма 2 також відключається від мінусового провода бортової електричної мережі. При цьому міняються характеристики НП1.

Привід валу відцентрового насоса від валу двигуна застосовується для НП2. Необхідна частота обертання досягається за допомогою редуктора. Для регулювання тиску зі зміною витрати палива ці насоси постачені регуляторами тиску. Вибір номінальної частоти обертання валу насосів робиться за ГОСТ 12446 - 67.» [17]

Привід валу НП1 за допомогою пневмотурбіни (пневмотурбопривід) може бути здійснений відбором повітря від компресора двигуна або шляхом використання швидкісного напору потоку повітря, що набігає. Пневмотурбопривод НП1 доцільно застосовувати на ПС із більшими витратами палива. Маса й габарити пневмотурбопривода набагато менше, ніж в електропривода.

Недоліком пневмотурбопривода НП1 з відбором повітря від компресора двигуна є те, що насос не може подавати паливо на режимах запуску й малого газу. Для забезпечення роботи пневмотурбопривода НП1 на цих режимах застосовується подача повітря від балонів, поповнюваних потім у процесі вступу двигуна в роботу. Паливо на цих режимах подається за допомогою насоса 3 електроприводом, паралельного пневмотурбоприводному насосу. Повітря, що відбирається до пневмотурбіни НП1 від компресора двигуна, має більшу температуру. Тому необхідні ретельне ущільнення валу НП1 і теплова ізоляція насосної частини від турбінної. При недостатній герметичності й ізоляції збільшується

температура палива. Відбір повітря позначається також на роботі двигуна: росте витрата палива.

Пневмотурбопривід НПІ з використанням швидкісного напору потоку повітря, що набігає, застосовується в аварійних випадках при відмові насосів з іншими типами приводів. Такі резервні насоси встановлюють у нижній частині крила. Для включення насоса в роботу подається стиснене повітря, що висуває турбінну частину в повітряний потік. Через збільшення лобового опору крила не можна використовувати такий привід для забезпечення постійної роботи НПІ.

Привід валу НПІ за допомогою гідротурбіни (гідротурбопривод) позбавлений багатьох вищевказаних недоліків. При використанні палива в якості робочого тіла для привода турбіни можна обійтися найпростішими ущільненнями валу й не потрібно ретельна теплова ізоляція насосної частини від турбінної. Для подачі палива до турбіни НПІ використовують ОНД. Для одержання необхідно в ОНД організувати перепуск частини палива.

Перевагами гідротурбопривода є малі маса й габарити, пожежна безпека, простота конструкції й надійність в експлуатації. Недолік полягає в неможливості подачі палива на режимах запуску й малого газу.

На деяких типах ПС встановлюють паливоструйні насоси (ПСН), які можна використовувати для підкачування палива (рис. 2.5).

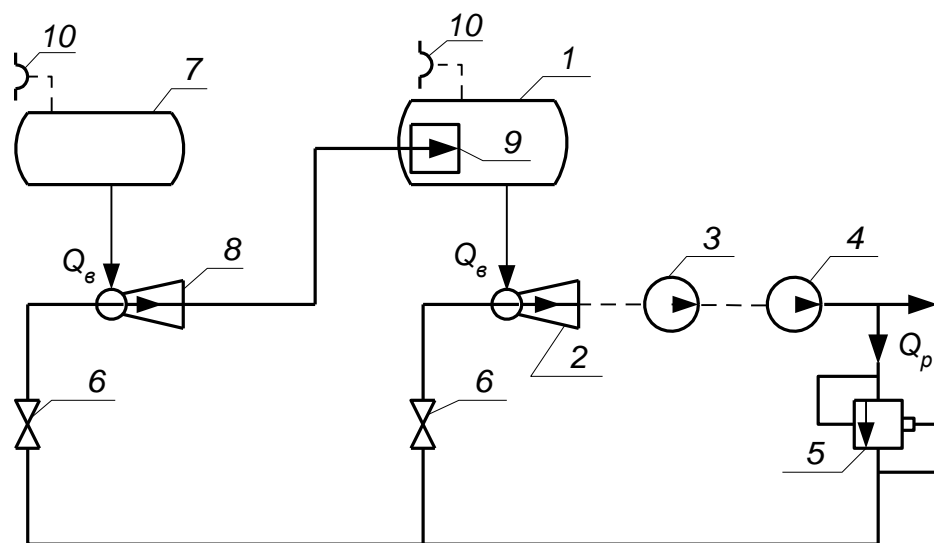


Рис. 2.5. Схеми магістралей підкачки та перекачки палива з допомогою ТСН

Для ПСН із заданою продуктивністю по усмоктуваному паливу Q_B прокачування робочого палива можна визначити по формулі .

$$Q_B = \frac{Q_B}{i}$$

де i – коефіцієнт усмоктування.

Оптимальні значення $i = 0.9 \sim 1.2$.

2.2. Огляд вихідних матеріалів.

«Після розглянутих можливих насосів в першій ступені в якості підкачувального насоса застосуємо ЕВН. Для цього розглянемо існуючі стандарти з насосів. Згідно з Стандартом ОСТ1 03601-80, що установлює ряд насосів, що забезпечують перепад тиску при номінальній подачі не менш 65 кПа (0,65 кгс/см²). Номінальні подачі насосів обрані так (5000,10000,20000,40000 л/ч), що дозволяє використовувати їх у якості що підкачувальних і перекачувальних насосів і аварійного зливу палива. Стандарт передбачає три типи насосів:

- тип 1 - у вигляді блоку качаючого вузла з приводним від електродвигуна, без паливозбірника певної конфігурації, що забезпечує можливість розміщення його в монтажному пристрої, що є приналежністю літального апарата, що відповідає специфічним вимогам даної паливної системи; електродвигуни насосів підключаються до бортової мережі вивідними проводами з наконечниками через клемну колодку, розташовану поза баком ;

- тип 2 - електронасос типу 1, розміщений у паливозбірнику, конструкція якого забезпечує установку насоса в монтажний пристрій бака, що дозволяє виконувати монтаж і демонтаж насоса без зливу палива з бака; електродвигуни насосів підключається до бортової мережі вивідними проводами через клемну колодку, розташовану поза баком ;

- тип 3 - у вигляді блоку качаючого вузла і приводного електродвигуна, постаченого герметичним штепсельним розніманням, для підключення до бортової мережі; паливозбірник установлюється в паливному баку і є приналежністю літального апарата .» [16]

2.2.1 Основні параметри

Основні параметри насосів, що працюють у наземних умовах на паливі із густиною $\rho = 0,8 \text{ г/см}^3$ при температурі робочого середовища $(25 \pm 10)^\circ\text{C}$, напрузі 200 В и частоті 400 Гц повинні відповідати зазначеним:

- типи 1 і 2 - у табл.2.1.;
- тип 3 - табл.2.2.

Таблиця 2.1.

Основні параметри насосів типу 1 і 2.

Типоро змір	Номінальна подача насоса л/ч	Перепад тисків, створюваний насосом
		При номінальній подачі
		кПа(кгс/см ²)
1	5000	65(0,65) ^{+35(0,35)}
2	10000	75(0,75) ^{+20(0,20)}
3	20000	90(0,90) ^{+30(0,30)}
4	40000	85(0,85) ^{+40(0,40)}

Таблиця 2.2

Основні параметри насосів типу 3.

Типоро змір	Номінальна подача насоса л/ч	Перепад тисків, створюваний насосом
		При номінальній подачі
		кПа(кгс/см ²)
1	5000	65(0,65) ^{+35(0,35)}
2	10000	75(0,75) ^{+20(0,20)}
3	20000	90(0,90) ^{+30(0,30)}

4	40000	$85(0,85)^{+40(0,40)}$
---	-------	------------------------

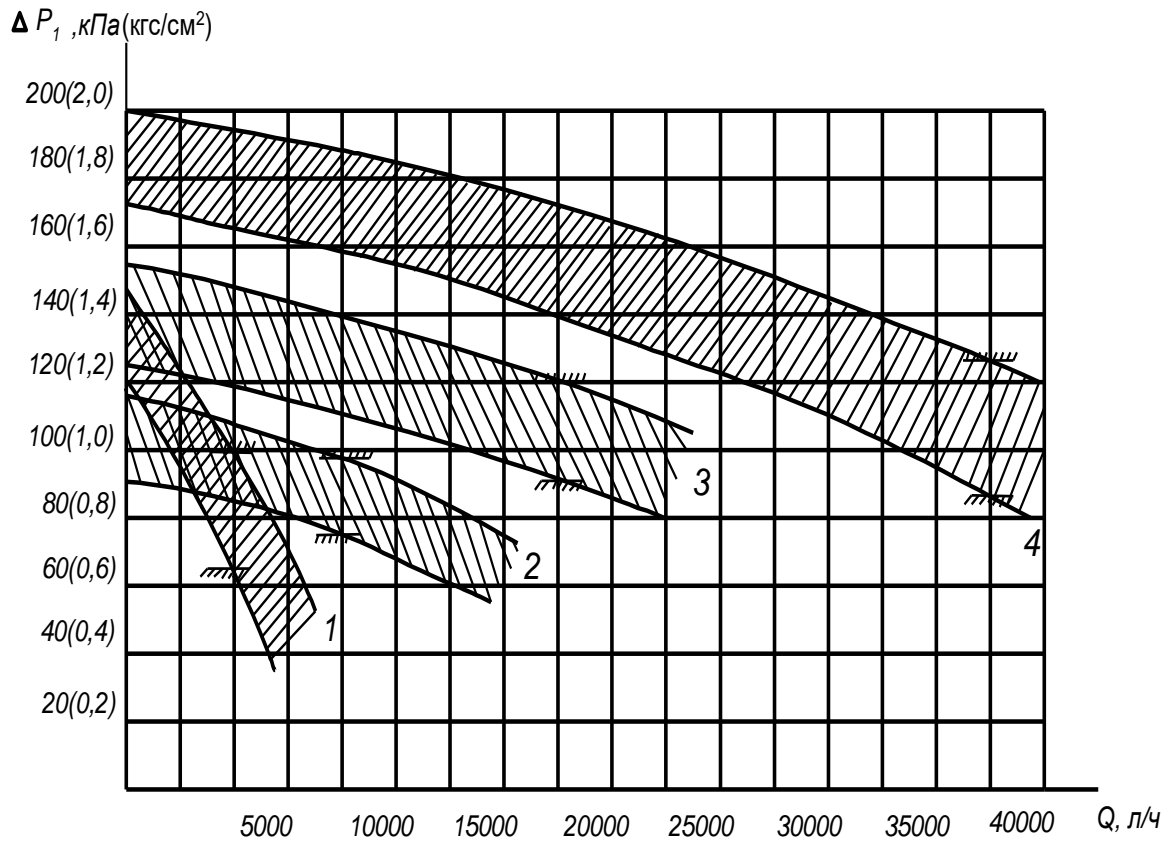


Рис. 2.6. Характеристики насосів $\Delta P = f(Q)$

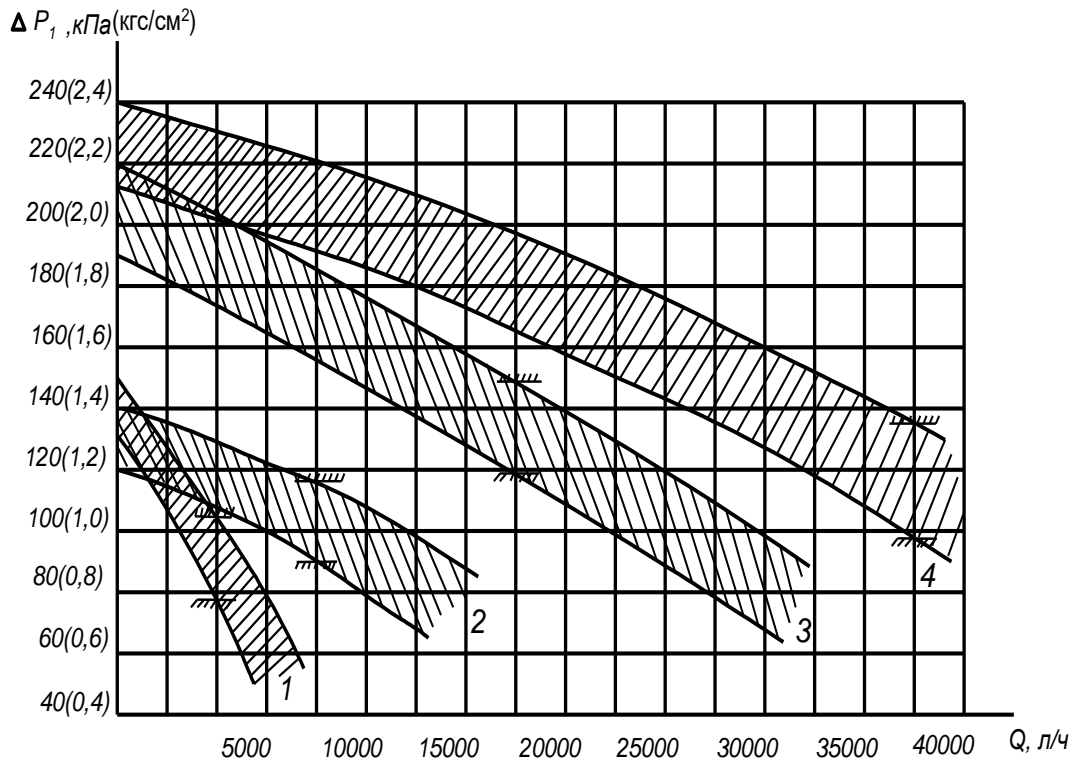


Рис. 2.7. Характеристики насосів $\Delta P = f(Q)$

2.3. Технічні вимоги.

«1. Робоче положення насосів повинно бути вертикальним, електродвигуном вгору. Допускається відхилення від вертикального положення до 30°С.

2. Насоси повинні допускати роботу в спорожненому баку протягом 30 хв із забезпеченням протитиску стовпа робочої рідини на виході з насоса не менш 0,5 м і один раз за ресурс до 30 хв без протитиску.

3. Насоси повинні виготовлятися з електродвигунами вибухобезпечного виконання гранично припустимої температури (170+10°С).

Після чого насос підлягає заміні.

4. ресурс до 1-го ремонту й міжремонтний ресурс - 12000 ч.

5. Стандарт MIL - P - 5238С «Насоси відцентрові паливні підкачувальні. Загальні технічні вимоги» поширюється на паливні насоси відцентрового типу, установлювані в паливних баках літальних апаратів і призначені для подачі палива у двигун або перекачування палива. Пред'являються загальні вимоги до конструкції й робочих характеристик (параметрам) насосів, а також приводяться методи перевірки відповідності вимог стандарту. Ці вимоги в повному об'ємі враховуються при розробці технічних умов на конкретний агрегат:

(1) Вивідні кінці проводів електродвигунів повинні бути паливостійкими.

(2) Насоси повинні виготовлятися з електродвигунами вибухобезпечного виконання, обладнаних термовимикачами, що відключають насос при досягненні гранично - припустимої температури 198, 89° С (390° F), або температурі, застереженої в конкретних ТУ.

(3) На вході в насос повинна бути встановлена захисна запобіжна сітка з розміром осередку 1,3 ÷ 3,2 мм (число осередків від 8 до 20 на один дюйм). Прохідний перетин повинне забезпечити подачу палива на максимальній висоті при перекритті захисної сітки до 50% поверхні.

(4) На вихідній магістралі насоса встановлюватися зворотний клапан, що допускає витік палива $1 \text{ см}^3/\text{хв}$ на початку й $5 \text{ см}^3/\text{хв}$ наприкінці випробувань під впливом тиску від $0,01$ до $4,2 \text{ кгс}/\text{см}^2$.

(5) Вихідна магістраль зі зворотним клапаном, установленим за насосом, повинна витримати іспитовий тиск $8,44 \text{ кгс}/\text{см}^2$ (або застережене в ТУ на конкретний насос, якщо воно вище) без поломки й залишкової деформації.

(6) Насос повинен забезпечувати задані технічними умовами параметри при негативних перевантаженнях і під час переверненого польоту.

(7) Насос повинен забезпечувати необхідні параметри в довільний момент у процесі або ж після набору висоти через 5 секунд після включення.

(8) Насос повинен забезпечувати номінальні параметри на будь-якій висоті, коли напір палива на вході в насос не перевищує $50,8 \text{ мм}$ (2 дюймів), а температура палива $(18-35)^\circ\text{C}$. Параметри насоса при більшій високій температурі палива, а також напір на вході в насос і висота повинні відповідати ТУ на конкретний агрегат. Для насосів, що мають два входи, ця вимога ставиться до кожного входу. Оголення одного входу не повинне впливати на робочі характеристики насоса як при нормальному, так і переверненому положенні. Робочі характеристики при напорі палива на вході в насос менше зазначеного вище, повинні встановлюватися в ТУ на конкретний агрегат.

(9) Насос повинен забезпечувати необхідні параметри через 5 секунд після режиму оголення й занурення в паливо. Продуктивність насоса, глибина занурення й температура палива повинні обмовлятися в ТУ на конкретний агрегат, при цьому температура палива повинна бути не нижче $51,7^\circ \text{C}$ (125°F), а глибина занурення входу насоса в паливо не більше 254 мм (10 дюймів).

(10) Насос повинен зберігати свою працездатність при роботі «В суху» протягом 100 годин по циклах, довжиною 8 годин кожний, при цьому максимальна температура будь-якої частини корпусу, що перебуває до

контакті з паливом не повинна перевищувати 198,9° C (390° F) або величину, зазначену в ТУ на конкретний агрегат.

(11) Вбудовані термовимикачі повинен мати ресурс 10000 циклів спрацьовування.

(12) У ТУ на конкретний насос повинна обмовлятися температура робочого та навколишнього середовищ відповідно до класифікації, наведеної в таблиці № 2.3.» [12]

Таблиця №2.3.

Класифікація температури робочого та навколишнього середовища

Клас	Підвищена температура °C			Знижена температура робочого й навколишнього середовища °C
	Палива робочі	Палива дослідн.	Навколишньої середовища	
A	60±3	75±5	75±5	мінус 57±4
B	95±5	115±5	175±5	
C	150±5	180±7	315±10	

Якщо температура навколишнього середовища перевищує температуру, зазначену в класифікації, вона повинна бути зазначена в ТУ на насос. Проте, насос можна віднести до одному із класів, якщо він піддається впливу підвищеної температури навколишнього середовища короткочасно і його нагрівання не перевищує більш, ніж на 30 °C іспитової температури протягом 15 хвилин і 10 годин за увесь час роботи насоса.

У стандарті MS 24564 «Відцентрові паливні підкачувальні авіаційні насоси. Габаритні розміри» установлюється максимально припустима висота насоса залежно від номінальної подачі насоса. У стандарті приводяться 6 діапазонів, які наведені в табл. № 2.4.

Таблиця №2.4

Стандарти припустимої висоти насоса залежно від номінальної

подачі насоса

№п/п	Подача насоса		
	фунт/год	кг/год	фунт/год
1	0 - 5000	0 - 2268	0 - 5000
2	5000 - 10000	2268 - 4536	5000 - 10000
3	10000 - 15000	4536 - 6804	10000 - 15000
4	15000 - 20000	6804 - 9072	15000 - 20000
5	20000 - 50000	9072 - 22679	20000 - 50000
6	50000 - 100000	22679 - 45359	50000 - 100000

2.4. Аналіз вихідних матеріалів

1. Провівши аналіз вимог, пропонувані до електропровідним паливом насосам по ОСТ1 03601-80 і MIL - P - 5238С, представлені в таблиці № 2.5.

Таблиця №2.5

Вимоги до електропровідних насосів по
ОСТ1 03601-80 і MIL - P - 5238С

№ п/п	Пропонована вимога	ОСТ1 03601-80	MIL – P – 5238С
1	2	3	4
1	Робоче положення насосів	Вертикальне електродвигуном нагору. Допускається відхилення від вертикального положення до 30	Не обмовляється
2	Робота насоса в спорожненому баку	30 хв із забезпеченням протитиску стовпа робочої рідини на виході з насоса не менш 0,5 метра й один раз за ресурс до 30 хв без протитиску	Повинен зберігати працездатність при роботі в суху протягом 100 годин циклами по 5 годин кожний
3	Електродвигуни насосів повинні виготовлятися у вибухобезпечному	+	+

	виконанні		
4	Електродвигуни насосів повинні бути обладнані термовимикачем	+	+
5	Термовимикачем повинен мати ресурс 10000 циклів	Не обмовляється, після спрацьовування агрегат підлягає заміні	+
6	Гранично припустима температура елементів електродвигуна	(170 ⁺¹⁰)°C	198,89 °C
7	Тиск на вході в насос	Абсолютне: 120 мм рт.ст. - для типорозміру 1 150 мм рт.ст – для типорозмірів 2-4 при температурі палива +45°C і скоропідйомність 75 м/с	50 мм палива на будь-якій висоті й температурі палива 18 ÷ 35°C
8	Ресурс до 1-го ремонту	12000 л.ч.	1200 л.ч.–не менш (6000 л.ч.–найбільш прийнятний відповідно до MIL-F-87154)
9	Стійкості електропроводки до палива	не пред'являється	вивідні кінці проводів повинні бути паливостійким
10	Розмір осередку захисної сітки	по НГЛС-2-2,5 мм (факт.-3,2 мм)	(1,3) ÷ 3,2
11	Забезпечення необхідних параметрів у процесі або відразу ж після набору висоти	не пред'являється	50% поверхні
12	Забезпечення необхідних параметрів у процесі або відразу ж	не пред'являється	Через 5 секунд послу включення

	після набору висоти		
13	Забезпечення необхідних параметрів після оголення	не пред'являється	Через 5 секунд при т-рі палива не нижче 51,7 °с
14	Температура робочої й навколишньої	Робітничого середовища -по ТУ навколишні від мінус 60 до плюс 150 °с	В відповідності із прийнятою класифікацією температур на комплектуючі агрегати

«2. ОСТ1 03601-80 установлює чотири величини номінальної подачі насосів, що зростають у геометричній прогресії зі знаменником 2.

Стандартам М 24564 передбачає 6 діапазонів подачі насосів, причому, в області до 10000 л/ч збільшення йде в арифметичній прогресії з різницею 2800 л/ч (5000 фунт/година).

3. Для оцінки технічного рівня нерегульованих відцентрових паливних насосів з електродвигунами трифазного змінного струму, що виготовляються відповідно до ОСТ1-80 як основний критерій був прийнятий коефіцієнт енерговіддачі, що представляє собою відношення корисної потужності агрегату до його маси. Крім того, як нормативи технічного рівня прийнята: маса агрегату, ресурс до 1-го ремонту й наробіток на відмову.

На підставі робочих параметрів, установлюваних в ОСТ1 03601-80 і фактичних характеристик агрегатів, що випускаються серійно, визначений технічний рівень, що характеризується наступними показниками коефіцієнта енерговіддачі:» [16]

- для насосів виконання 1 – $K = 0,152 - \frac{0,212}{M}$
- для насосів виконання 2 – $K = 0,132 - \frac{0,369}{M}$
- для насосів виконання 3 – $K = 0,134 - \frac{0,242}{M}$

де: М – маса насоса (кг).

У таблиці № 2.6 наведені робочі параметри, корисна потужність, маса й енерговіддачі насосів, розроблених підприємством п/я А-1528.

Таблиця № 2.6.

Робочі параметри, корисна потужність, маса та енерговіддачі насосів

№ п/п	Шифр агрегата	Параметри					
		Номинал подачі	Перепад тисків	Маса		Полезная мощность	Енерговіддача
				насос	эл.дв.		
		л/ч	кгс/см ²	кг	кг	квт	квт/кг
1	ЭЦНГ-5	5000	0,65 ÷ 1,0	2,3	1,8	0,089 ÷ 0,136	0,0385 ÷ 0,059
2	ЭЦНГ-10	10000	0,75 ÷ 0,95	3,6	3,0	0,204 ÷ 0,259	0,0567 ÷ 0,0718
3	ЭЦНГ-20	20000	0,9 ÷ 1,2	5,0	4,1	0,490 ÷ 0,654	0,098 ÷ 0,131
4	ЭЦНГ-40	40000	0,85 ÷ 1,25	8,2	7,0	0,926 ÷ 1,36	0,113 ÷ 0,166
5	ЭЦНГ-5А- 2	5000	0,65 ÷ 1,0	4,5	1,8	0,089 ÷ 0,136	0,0197 ÷ 0,0302
6	ЭЦНГ-10-2	10000	0,75 ÷ 0,95	4,7	3,0	0,204 ÷ 0,259	0,0435 ÷ 0,055
7	ЭЦНГ-20-2	20000	0,90 ÷ 1,2	6,5	4,1	0,490 ÷ 0,654	0,0755 ÷ 0,1
8	ЭЦНГ-40-2	40000	0,85 ÷ 1,25	10,5	7,0	0,926 ÷ 0,26	0,0882 ÷ 0,129
9	ЭЦНГР-5	5000	0,65 ÷ 1,0	3,2	2,3	0,089 ÷ 0,136	0,0276 ÷ 0,0425
10	ЭЦНГР-10	10000	0,85 ÷ 1,15	4,2	3,5	0,232 ÷ 0,313	0,0552 ÷ 0,0746
11	ЭЦНГР-20	20000	1,2 ÷ 1,5	5,4	4,6	0,654 ÷ 0,816	0,121 ÷ 0,151
12	ЭЦНГР-40	40000	0,93 ÷ 1,33	8,6	7,4	1,01 ÷ 1,45	0,118 ÷ 0,169

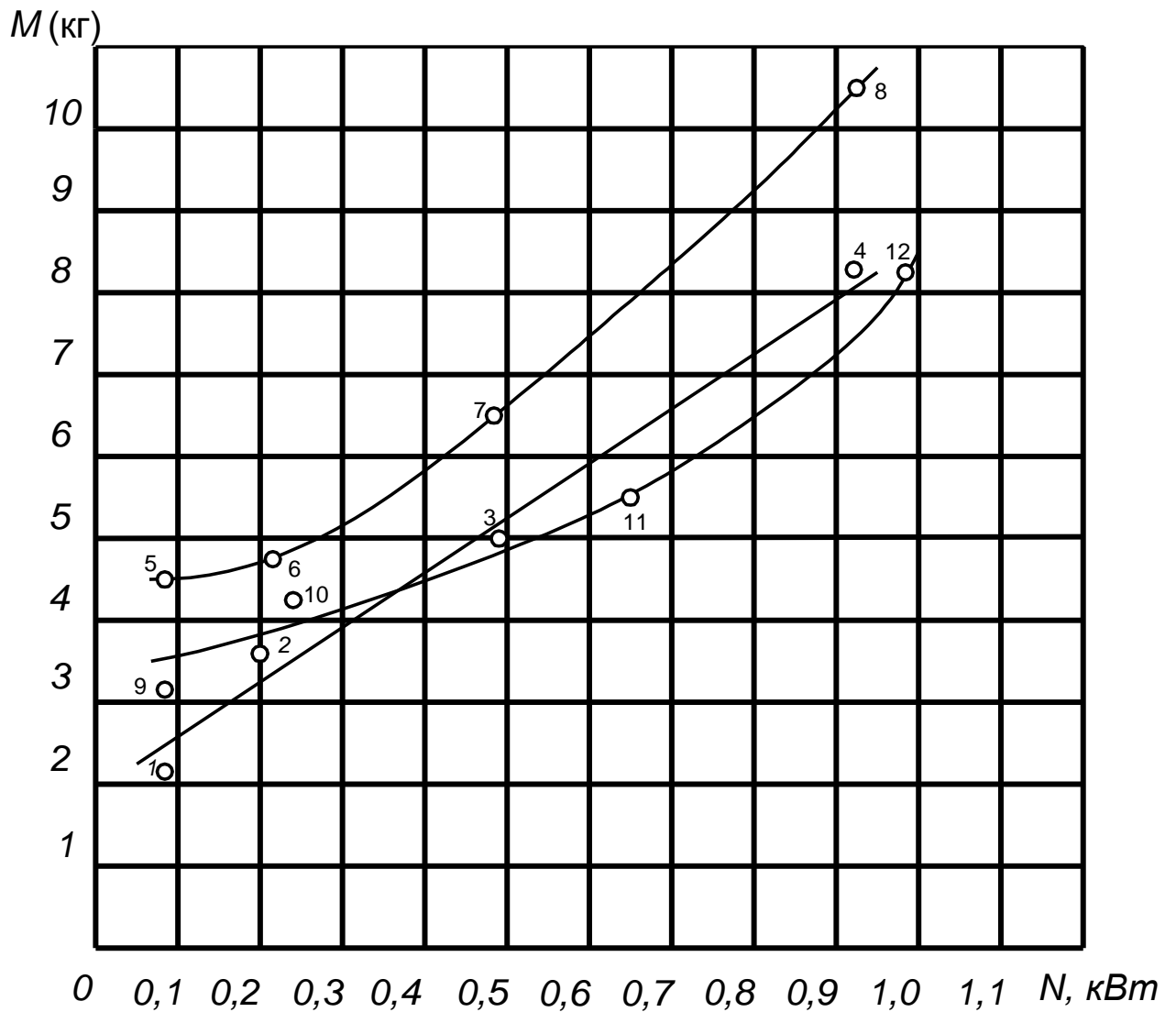


Рис. 2.8. Залежність маси насосів від корисної потужності представлена графічно.

Виходячи з умов безкавітаційної роботи насосів при збереженні заданих в ОСТ1 03601-80 параметрів максимально припустима частота обертання ротора повинна бути:

- для типорозмірів 1 і 2 - 12000 об/хв
- для типорозміру 3 - 8000 об/хв
- для типорозміру 4 - 6000 об/хв

Таким чином, зменшення масових характеристик насосів 1-3 типорозмірів повинне вироблятися за рахунок збільшення частоти обертання ротора й різних конструктивно - технологічних заходів.

Зниження маси насосів 4 типорозміри може бути здійснено, в основному, за рахунок конструктивно-технологічних заходів.

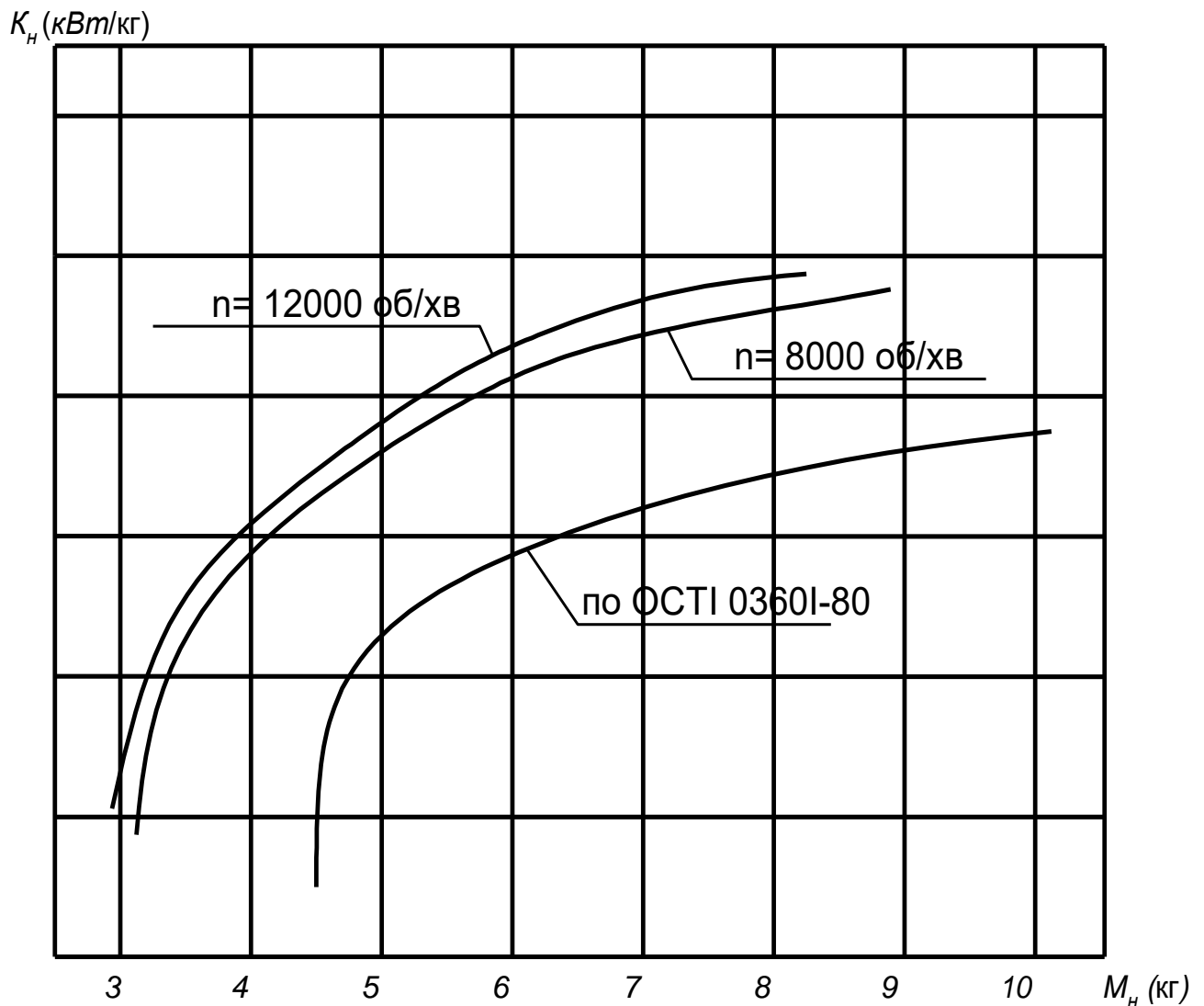


Рис. 2.9. Змінна нормативного коефіцієнта енерговіддача насосів в залежності від маси для різних частот обертання ротора

Насоси, що експлуатуються в цей час, характеризуються наступними показниками надійності й ресурсу:

- наробіток на відмову - не менш 35000 л.ч.
- ресурс до 1-го ремонту - не менш 12000 л.ч.

Надалі вони повинні скласти:

- наробіток на відмову - не менш 40000 л.ч.
- ресурс до 1-го ремонту - не менш 15000 л.ч.

Провівши весь аналіз і підбір насосів, можна зробити висновок, що насос ЭЦНГ-5А-2 найкраще підходить до моєї паливної системи.

2.5. Описання відцентрового електронасоса ЭЦНГ -5А-2

Призначений для здійснення перекачування палива з одного бака в іншій, подача палива в насос, що підкачує, двигуна й забезпечення роботи струминних насосів.

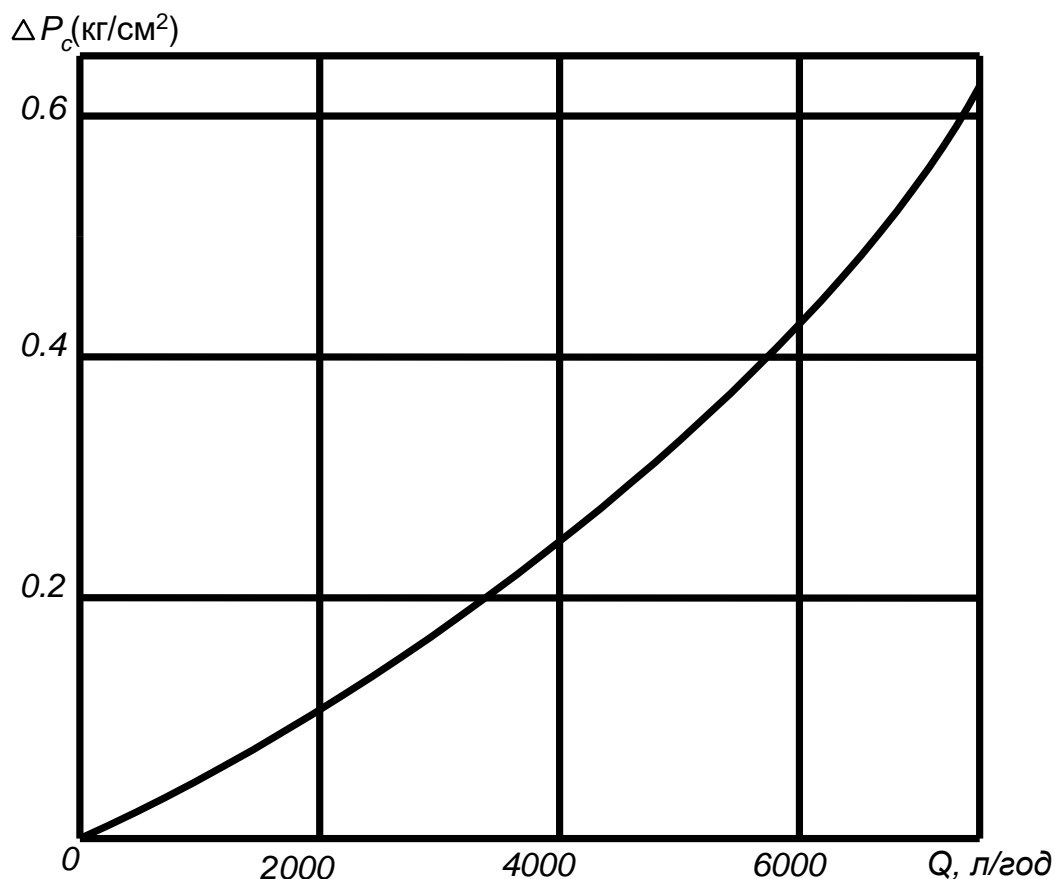


Рис. 2.10. Гідралічна характеристика насоса ЭЦНГ-5А-2 $\Delta P = f(Q)$

Електронасос ЭЦНГ-5А-2 складається з вибухобезпечних асинхронних трифазних електродвигунів ЭТМ-104А и ЭТМ-104 відповідно штепсельним розніманням з короткозамкненим ротором, на валу якого встановлені крильчатка й осьове колесо, дифузор, збірник, із установленою на ньому захисною сіткою й транспортувальними деталями. На штепсельному рознімання встановлена заглушка. Підключення електронасоса до бортової мережі виробу здійснюється через герметичне штепсельне рознімання, розташований на корпус електродвигуна.

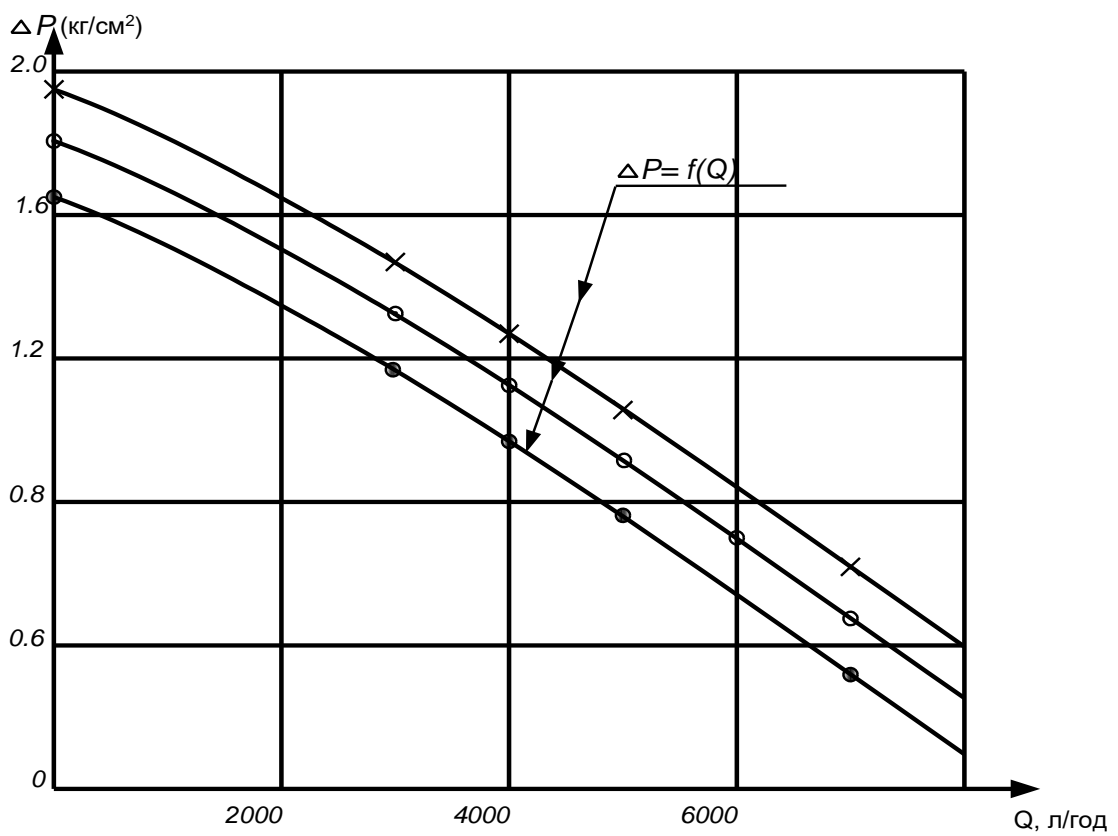
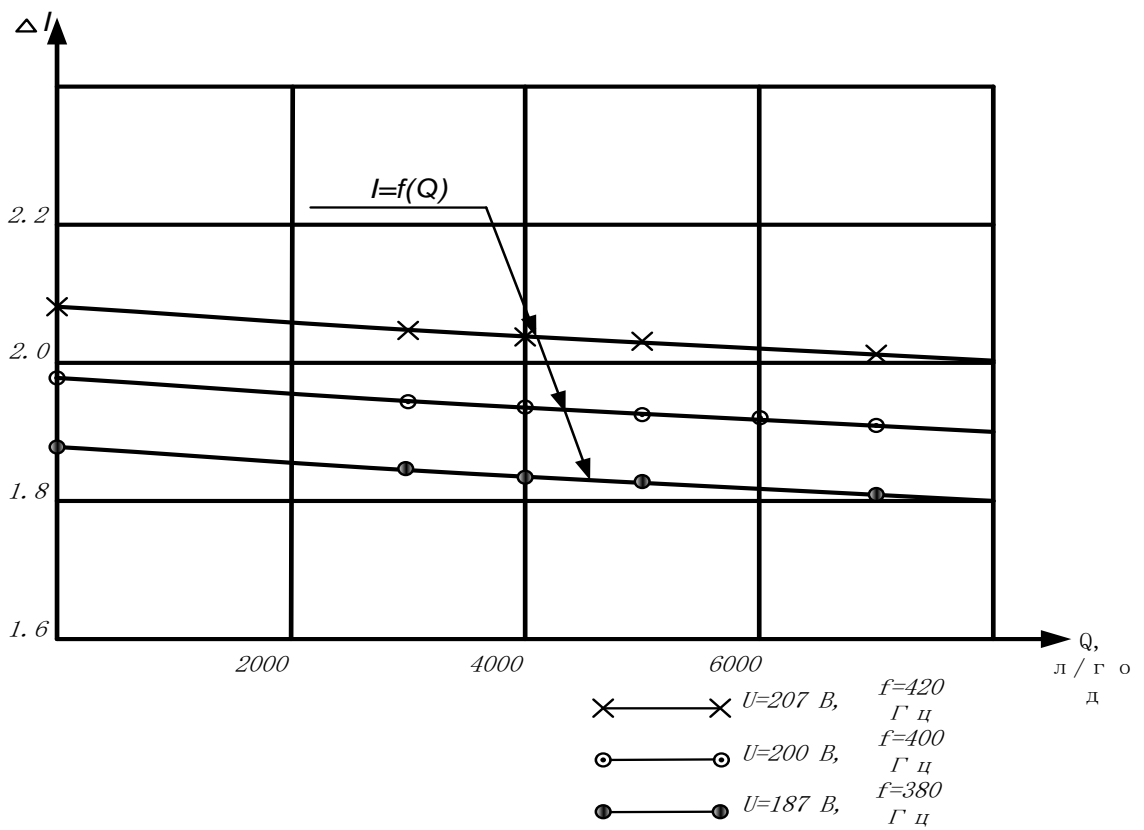


Рис. 2.11. Напірна характеристика насоса;
 а)-залежність $\Delta l = f(Q)$; б)-залежність $\Delta P = f(Q)$.

Робоча рідина для насоса паливо Т-1, ТС-1, РТ ДЕРЖСТАНДАРТ 10227-86, їхньої суміші в будь-яких пропорціях, а також паливо Jet-A.

Живлення електродвигуна відбувається від мережі змінного трифазного струму з лінійною напругою (200_{-13}^{+7}) В и частотою струму (400 ± 20) Гц.

Напрямок обертання за годинниковою стрілкою валу електродвигуна, якщо дивитися на насос із сторони електродвигуна.

Робочою рідиною для насоса служать палива: ТС-1, РТ, ГОСТ, 10227-86 та їхньої суміші із присадками: «И» ГОСТ 8313-88, «ИМ» ТУ-6-10-1458-79, ТГФ ГОСТ 17477-86, ТГФ-М ТУ6-10-1457-79. Чистота робочої рідини не більше 9 класу по ДСТУ 17216:2004 (ГОСТ 17216-01).

Гарантовані параметри при роботі на паливі ТС-1 із густиною $0,0776 \text{ г/см}^3$ при температурі $(25\pm 10)^\circ\text{C}$, номінальній напрузі 200 В, приведені в табл.2.7.

Таблиця № 2.7.

Параметри при роботі на паливі ТС-1

Подача робочої рідини, Q, л/с	Перепад тисків, створюваний насосом, P, кПа (кгс/см ²)	Абсолютний тиск на вході в насос, P _{вх} , кПа (кгс/см ²)
0	$196_{-34,3}^{+9,8} (2_{-0,35}^{+0,1})$	$98\pm 9,8 (1\pm 0,1)$
5000^{+200}	$83,5\pm 14,7 (0,85\pm 0,15)$	$19,6\pm 2 (0,2\pm 0,02)$

Час безперервної роботи насоса, год, не більше 10, а маса насоса, не більше 2,8кг.

Електронасос складається з вибухобезпечного асинхронного трифазного електродвигуна 1, на валу якого змонтовані осьове колесо, крильчатка, дифузор і збірник із сіткою. У збірнику встановлений: зливальний клапан, ущільнювальні кільця і .

Функціональна схема роботи електронасоса наведена а на рис. 2.12. При включенні електродвигуна паливо з паливного бака надходить через сітчастий фільтр на осьове колесо надходить у збірник. Для охолодження

електродвигуна частина рідини з міжлопаточного простору дифузора через отвір В и отвір Г у щиті електродвигуна надходить до підшипника ковзання, далі через отвір А в ньому і отвір Д валу надходить до в отвір Ж. Рідина, піднімаючись по отворі Ж, надходить у порожнину Л, з якої по каналі К у підшипнику ковзання видавлюється у внутрішню порожнину И електродвигуна, прохолоджуючи ротор і статор, змазуючи при цьому третю поверхню підшипника і валу. Використана для охолодження рідина через отвори Е и Б щита електродвигуна надходить у порожнину М. Злив невеликих залишків робочої рідини або конденсату, перед демонтажем електронасоса з виробу, виконується через клапана

Нормальне положення клапана-закритий. Злив виробляється при знятій заглушці 3 і натисканні клапана 2 у напрямку стрілки А. (Рис,2,11) зняття заглушки виконується в такий спосіб: вверніть гвинт(болт) в отвір В (різьблення М3-5Н6), перемістити заглушку в напрямку стрілки А до упору в торець Д, поверніть заглушку на 90° (до сполучення наскрізних пазів на заглушці з виступами на корпус клапана).

Переміщення в напрямку стрілки Б зніміть заглушку. Клапан 2 віджати нагору від корпусу 1 клапана. По закінченні зливу робочої рідини через клапан опустити клапан на сідло корпусу 1, установити заглушку в гнізді, у напрямку стрілки А до упору в торці Д, при цьому наскрізні пази на заглушці сполучити з виступами в корпусі, поверніть заглушку на 90° (до сполучення поперечного паза заглушки з виступами корпусу), потім вивернути гвинт (болт).

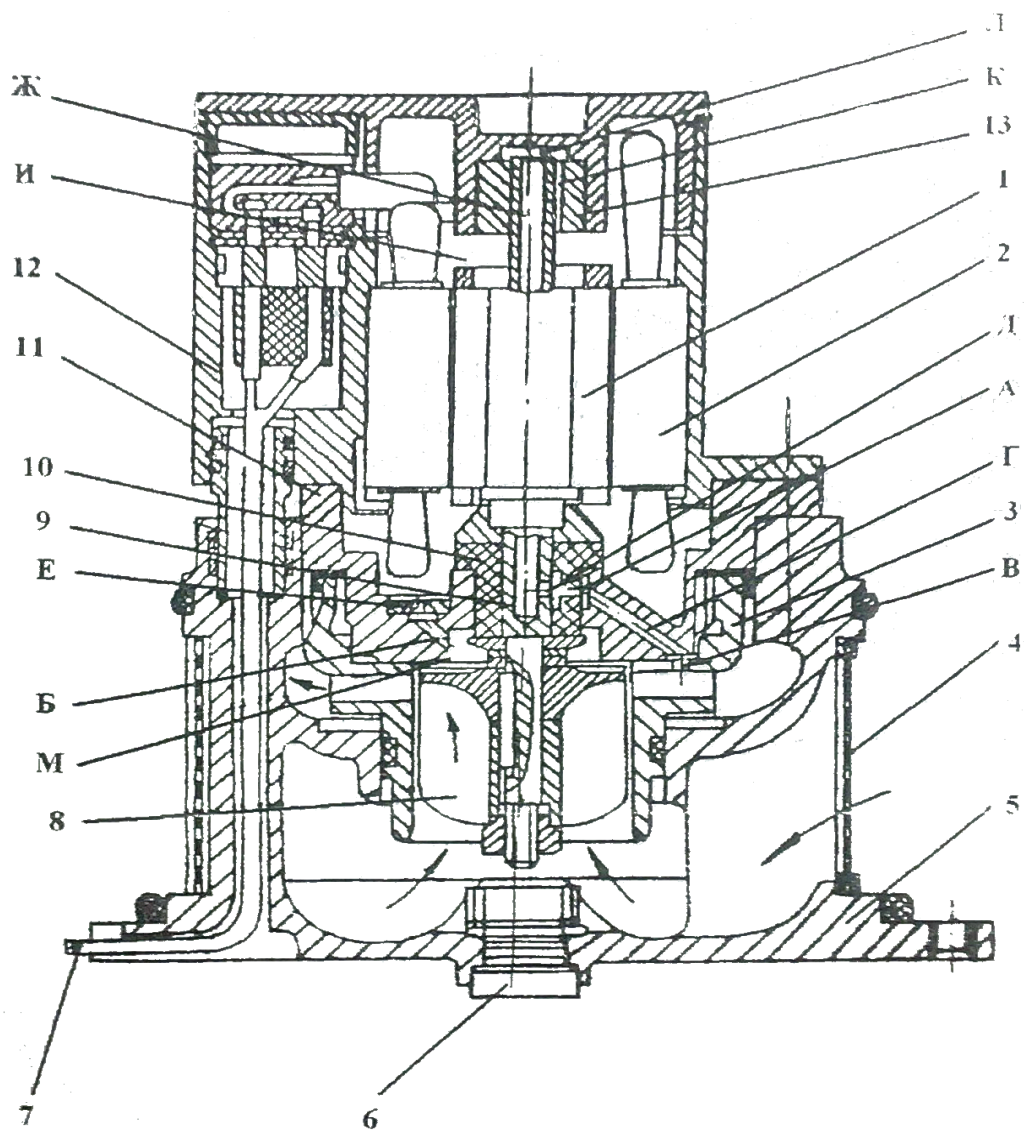


Рис. 2.12. Функціональна схема роботи насоса

1-Ротор електродвигуна; 2-Статор кремо електродвигуна; 3-Дифузор; 4-Фільтр сітчастий; 5-Збірник; 6-Клапан; 7-Наконечник; 8-Колесо робоче; 9-Вал електродвигуна; 10-Підшипник; 11-Щит електродвигуна; 12-Електродвигун 13-Підшипник.

Двигун насоса оснащений одноразовим тепловим запобіжником, який може самостійно відключити двигун при досягненні максимально допустимої температури двигуна. Після відключення електричного насоса (спрацьовує тепловий запобіжник двигуна), електричний насос буде замінено.

Режим роботи електродвигуна в складі насоса ЕЦНГ-5А-2 із заповненою внутрішньою порожниною - тривалий.

Електродвигуну дозволяється працювати в спорожненому паливному баку та працювати безперервно протягом 1000 годин за умови, що протитиск палива, що генерується або скидається з паливного бака, не менше 0,2 м протягом 5 хвилин кожного дії (15 хвилин на хвилину).

Під час роботи у складі насоса температура зовнішньої поверхні двигуна не повинна перевищувати 200° С.

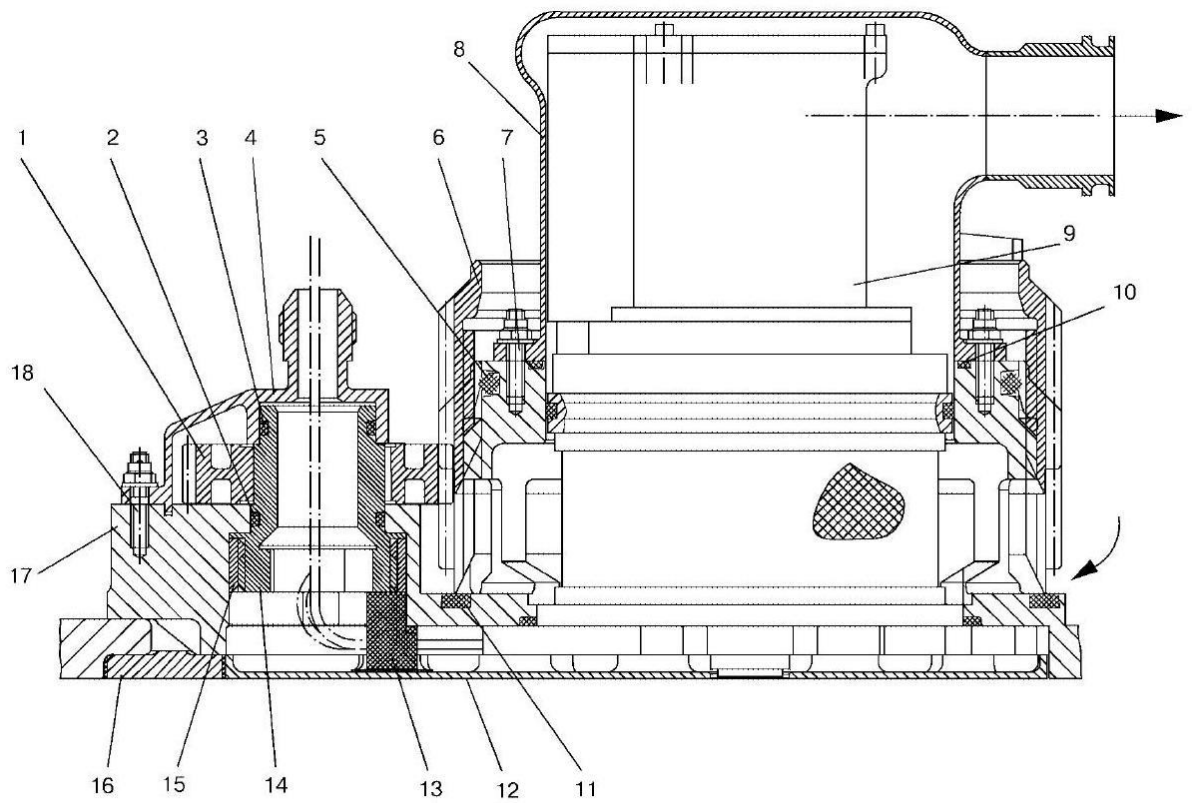
Двигун має вбудований тепловий запобіжник, який може відкрити двигун, коли максимально допустима температура становить 200° С. Після цього двигун потрібно замінити.

2.6. Технологія монтажу та демонтажу електропривідного насоса ЭЦНГ-5А-2.

Монтажний пристрій електропривідного паливного насоса ЭЦНГ-5А-2 призначено для установки насоса в паливному баку, а також заміни встановленого насоса без зливу палива з бака. Пристрій забезпечує нормальну роботу паливного насоса в експлуатації.

Монтажний пристрій електропривідного паливного насоса ЭЦНГ-5А-2 показаний на рис. 2.13.

Встановлювальний пристрій включає люк для установки насоса, кришку люка, кільцевий клапан, з'єднаний шестернями, і ущільнювальний елемент, який розділяє вхід і вихід насоса. У паливі ізолювати. Перед демонтажем вийміть його з вхідної порожнини насоса. Вхідна порожнина насоса ущільнена кришкою та ущільнювальним кільцем. Клемна колодка для проводки насоса встановлюється під кришкою «сухої» зоні обладнання для установки насоса. Далі зніміть проводку, яка проходить через вал і штуцер кришки з монтажного пристрою.



A ↑ A

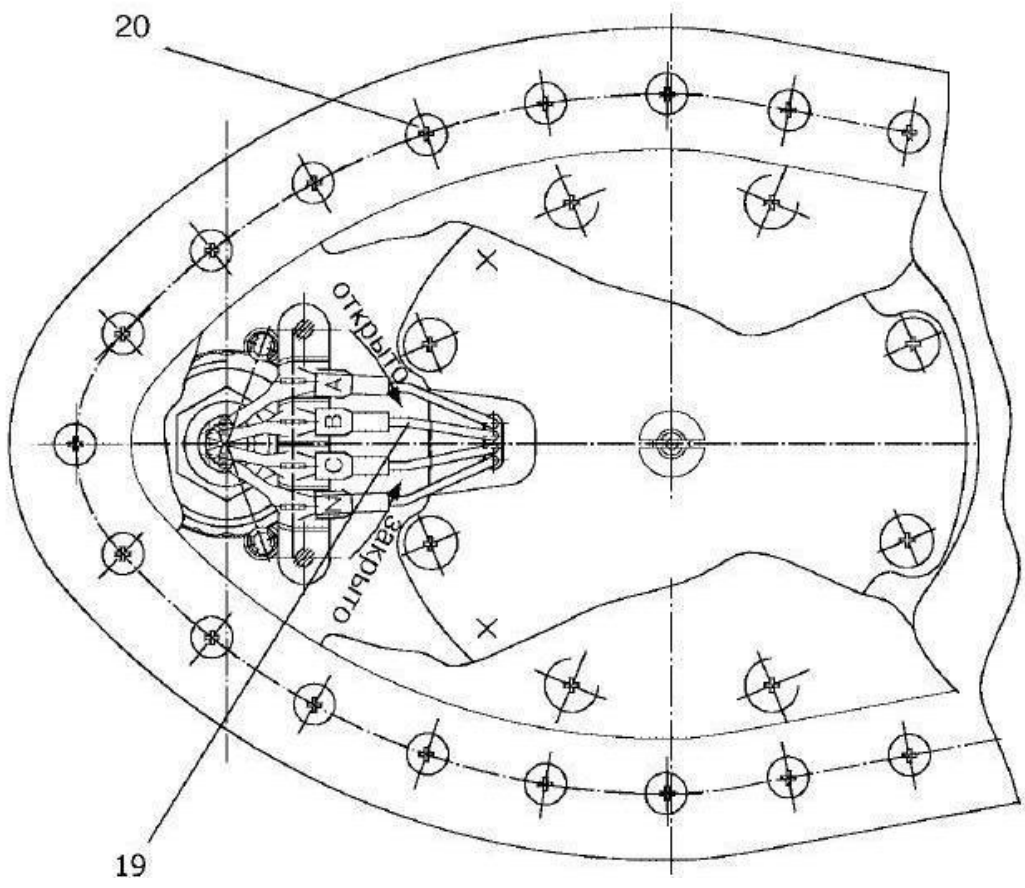


Рис. 2.13. Монтажный пристрій насоса ЭЦНГ-5А-2

Монтажний пристрій насоса ЭЦНГ-5А-2 складається з: 1 - шестірня; 2 - ущільнювальне кільце; 3 - ущільнювальне кільце; 4 - кришка; 5 - ущільнювальне кільце; 6 - кільцева заслінка; 7 - шпилька; 8 - ковпак; 9 - насос ЭЦНГ-5А-2; 10 - ущільнювальне кільце; 11 - ущільнювальне кільце; 12 - кришка; 13 - клемна колодка; 14 - вісь; 15 - втулка; 16 - притискне кільце; 17 - кришка люка; 18 - шпилька; 19 - електропроводка насоса; 20 - гвинт.

Перш ніж розбирати насос, ми спочатку знімаємо кришку, від'єдуємо дроти від розподільної коробки, а потім закриваємо кільцеві двері спеціальним ключем в паз вала. Це призведе до того, що паливо, що закачується в рот, відділиться від паливного бака. Зливши «вирізане» паливо через зливний клапан насоса, затягніть кріпильний гвинт насоса, а потім витягніть насос із складального пристрою.

Після складання верхнє положення кільцевого клапана повинно відповідати заглибленому положенню втулки. Одночасно в наступній відповідній канавці штекера створюється замок і стопорне кільце для вирізання кільця. Замок повинен мати можливість обертатися за допомогою викрутки.

Перед встановленням на монтажне крило, будь ласка, виконайте наступне для підвищення ефективності та герметичності:

- Для того щоб перевірити плавність детального процесу монтажних робіт на розібраній кришці, а обертання валу забезпечити переміщення кільцевих воріт з верхнього положення в нижнє, і навпаки. Втручання не допускається;

- Щоб перевірити герметичність, встановіть технічні заглушки на штуцер кришки та контргайку. Встановити технічні обмеження на всі компоненти;- заповнити внутрішню порожнину технологічного ковпака гасом, кільцева заслінка повинна бути у верхнім положенні;

- створювати тиск гасу $(0,06+0,006)$ МПа $[(0,6+0,06)$ кгс/см²] всередині технологічного ковпака. Перевірити зовнішню герметичність. Герметичність група 8-ОСТ1 00128-74 у плинні 5 хвилин;

- обертуючи вісь проти годинникової стрілки до упору, опустити кільцеву заслінку в нижнє положення, злити гас із внутрішньої порожнини складання через зливальний клапан у насосі ЭЦНГ-5А-2.

- демонтувати насос ЭЦНГ-5А-2;

- створювати усередині технологічного ковпака тиск гасу (0,015+0,0015 МПа[(0,15+0,015)] кгс/см²) і перевірити герметичність кілець ущільнюючу кільцеву заслінку, що допускається сумарне перетікання по двох кільцях не більше 1 див/година;

- установити насос ЭЦНГ -5А-2, кришку зняти технологічний ковпак.

Герметизація виконується по інструкції 148ТИ16-500-02.

Установка болтів на змащенні АМС-3 по РТМ1.4.1941-89.

Нанести на поверхню деталь і кришки люки шар шпательного герметик В30МЭС-5М, товщиною відповідній величині зазору. Після остаточної полімеризації герметика В30МЭС -5М (не менш 24 годин) Після випробувань на герметичність складання відновити відповідно до креслення. Після остаточного складання згладити всі ступені перевищуючі припустимі інструкцією гортати ВИТЭФ-1НТ по ТИ16-501-88.

2.7. Висновки

1. Проведено аналіз підкачувальних насосів, які застосовуються в даний час в паливних системах ЛА.

2. На основі цього аналізу вибирається насос паливної системи, який найкраще відповідає вимогам роботи паливної системи. Розглянемо з точки зору надійності палива, що подається в двигун, розміру та якісних характеристик та експлуатаційних вимог.

3. Для підвищення експлуатаційної технологічності підкачувального насосу розроблено спеціальний пристрій, який дає змогу швидко з мінімальними затратами робочого часу і мінімальної кількості працюючих забезпечити монтаж і демонтаж насосу.

РОЗДІЛ 3

ОХОРОНА ПРАЦІ

3.1. Небезпечні і шкідливі виробничі чинники під час експлуатації або ремонту проектного об'єкту.

Заходи безпеки під час технічного обслуговування та ремонту повітряних суден регулюються наступними: державними та галузевими стандартами; системою стандартів безпеки праці; польотом повітряного судна, інструкціями з технічної експлуатації та технічного обслуговування; правилами технічного обслуговування; технікою технічного обслуговування, інструкціями та інструкціями з охорони праці тощо.

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

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

- підвищена або понижена вологість повітря;
- підвищена або понижена рухомість повітря;
- підвищений рівень статичної електрики;
- відсутність або недостатність природного світла;
- недостатня освітленість робочої зони;
- підвищений рівень вібрації;
- підвищений рівень шуму на робочому місці;
- підвищена або понижена температура повітря робочого середовища;
- рухомі машини та механізми; незахищені рухомі елементи виробничого обладнання; рухомі вироби, заготовки, матеріали.» [12]

Підвищена або понижена рухомість повітря. Даний чинник може спостерігатися за наступних умов: підвищена рухомість повітря – при обслуговуванні ПС на відкритих майданчиках можуть виникати раптові пориви вітру, викидання відпрацьованих газів двигунами, що працюють;

понижена рухомість повітря спостерігається у закритих частинах літака (кесон крила, технологічні люки та кришки), куди обмежений доступ повітря.

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

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

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

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

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

«1) Підвищений рівень статичної електрики на поверхнях заправних засобів та літаків при перекачуванні та зливі палива по трубам та роздавальному рукаву;

Інженерно-організаційні рішення:

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

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

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

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

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

При розташуванні робочого місця заправника ПММ або робочої зони поблизу від неогороджених перепадів по висоті на 1,3 м та більше обов'язковим є використання драбин, при цьому висота огороження дробини повинно бути не менше 1 м. Для закріплення драбин необхідно користуватися стопорними гвинтами.» [12]

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

Оскільки завдання цієї статті полягає в проектуванні паливної системи літака, було вирішено розрахувати величину заземлення, яке може запобігти статичній електриці під час обслуговування та експлуатації системи.

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

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

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

Де ρ – питомий опір ґрунту (табл.4.1) у Ом·м; l – довжина стрижня в м;

d – діаметр стрижня в м; h – відстань від поверхні ґрунту до середини стрижня в м.

Таблиця 3.1

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

– значення питомих опорів ґрунтів дано при їхній вологості 10...20%;
 – у дужках приведені граничні значення коливання питомого опору в залежності від вологості.

Питомий опір ґрунту в Ом·м:

$$\rho = \rho_{\text{взм}} k_c,$$

Де k_c – коефіцієнт збільшення питомого опору (коефіцієнт сезонності).

$$d = 0.95b_1,$$

Де b_1 – сторона куточка в м.

$$h = h_0 + 0.5l,$$

Де h_0 – глибина закладення сталевий пластини в м.

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

$$R_{\text{пол}} = 0.366 \frac{\rho}{l_1} \lg \frac{2l_1^2}{bh_0},$$

Де l_1 – довжина смуги в м; b – ширина смуги в м.

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

Де n – кількість стрижнів, шт, a – відстань між стрижнями в м, (якщо $n = 2$, то $l_1 = a = 1$).

Кількість пристроїв заземлення у шт:

$$n = \frac{R_{ст}}{r_n \eta_{ст}},$$

Де r_n – нормоване значення опору пристрою, що заземлює, Ом;

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

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

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

Де $\eta_{пол}$ – коефіцієнт використання одиночного пристрою заземлення зі смугою; $\eta_{ст}$ – коефіцієнт використання одиночного стрижневого пристрою заземлення (табл.3.2).

Таблица 3.2

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

Визначте кількість заземлюючих пристроїв на стоянці літака, довжину з'єднувальної стрічки та розмір ланцюга заземлення пристрою профільного заземлення для запобігання статичної електрики. Вихідні дані, що використовуються для розрахунку:

- питомий опір ґрунту $\rho_{взм} = 30 \text{ Ом} \cdot \text{м}$;
- коефіцієнт збільшення питомого опору $k_c = 1.6$;
- пристрій заземлення – сталева труба: $l = 3 \text{ м}$, $d = 0.05 \text{ м}$, $h = 2.2 \text{ м}$;
- смугова сталь шириною $b = 0.1 \text{ м}$;
- коефіцієнт використання одиночного пристрою заземлення $\eta_{пол} = 0.7$;
- коефіцієнт використання стрижневого пристрою заземлення $\eta_{ст} = 0.8$;
- норма опору контурного заземлення $r_n = 4 \text{ Ом}$.

3.4. Порядок розрахунку.

– питомий опір ґрунту:

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

– опір розтікання струму від одиночного сталевго стрижня:

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

– глибина закладення сталевї пластини:

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

– визначимо опір розтікання струму в землі від сталевї смуги:

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

– кількість пристроїв заземлення:

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

– опір контурного пристрою, що заземлює:

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

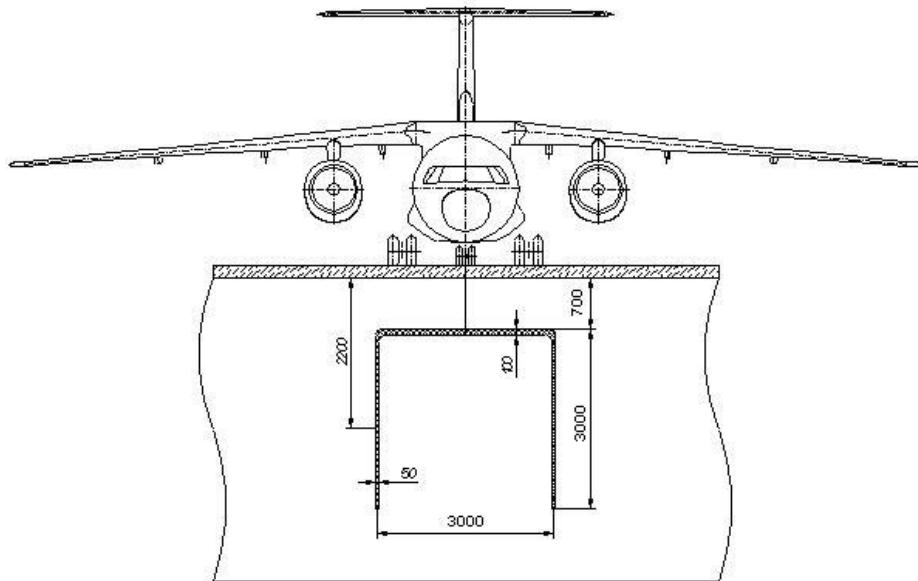


Рис.3.1. Основні параметри контурного пристрою, що заземлює літаки на стоянці для захисту від статичної електрики

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

3.5. Пожежна і вибухова безпека при технічному обслуговуванні спроектованого об'єкта.

3.5.1 Джерела запалювання ПММ.

Розділ виконаний у відповідності з ГОСТ 12.1.004-91 ССБГ.

«Джерелами, що спричинили запалювання ПММ можуть бути: іскра від розряду статичної електрики, іскри від переключення споживачів електричної енергії, короткого замикання в системах електропостачання заправних засобів та літаків що заправляються, іскри, що висікаються при виконанні робіт ударним засобом металевими речами, обладнанням яке переміщується, при використанні з елементами на підшві які не зношуються із чорних металів на бетонних покриттях, при виконанні робіт неомідненим інструментом, прямий розряд блискавки в літак що заправляється або засобів заправки, тепловипромінювання та високі температури конвективних потоків від відкритих джерел тепла розташованих на відстані ближче 25 м від літака що заправляється» [12].

3.5.2 Міри, передбачені для запобігання пожежі та вибуху.

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

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

На стоянці літака для гасіння пожежі в будь-якій точці літака і біля нього використовується пересувна установка (рис.3.2), де в якості вогнегасячої суміші застосовується водоетиленгліколева суміш чи Хладон-1281.» [12].

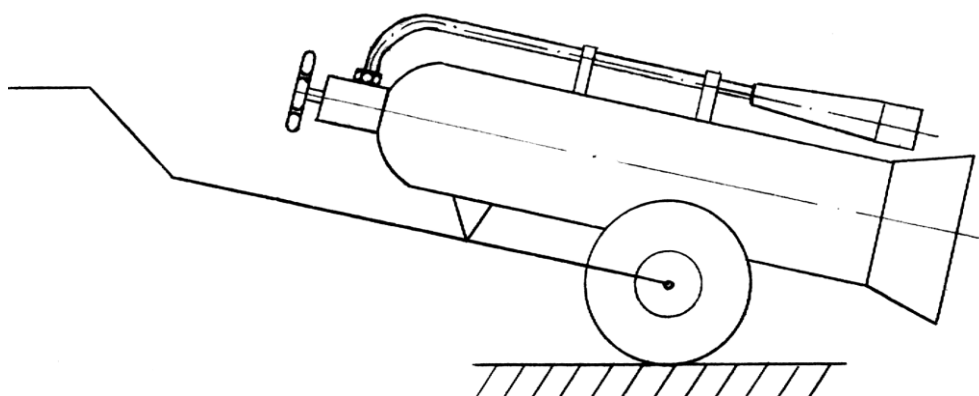


Рис.3.2 Пересувна протипожежна установка

«У кабіні екіпажа в районі 8 шп. по польоті ліворуч установлений вогнегасник типу ОР1-2-20-30 «Хладон» призначений для локалізації пожежі в кабіні пілотів, пасажирському салоні і багажному відсіку. Вогнегасник може бути застосований для гасіння будь-яких палаючих речовин, у тому числі палив, мастильних матеріалів, спеціальних рідин при можливій наявності електричної напруги. Він заряджений хладоном 12В₁ і підтиснений азотом.

У салоні на 7 шп. по польоті праворуч установлена ОРТ1-2-20-30 «вода». Заряджений водоетиленгліколевою сумішшю і підтиснений азотом.

Застосовується для гасіння пожежі при загорянні конструкційних і оздоблювальних матеріалів (тканин, гум, пластиків і т.д.) при відсутності електричної напруги. На 38 шп. по польоті ліворуч встановлено два вогнегасники ОРТ1-2-20-30 «Хладон» і ОР1-2-20-30 «Вода»» [12].

3.5.3 Дії персоналу в разі пожежі або вибуху

«а) негайно припинити подачу палива із заправника в паливні баки літака що заправляється;

б) від'єднати заправні рукави від паливозаправника;

в) віддалити заправник від зони заправки;

г) по радіостанції паливозаправника або будь-яким іншим способом дати сигнал про пожежу пожежно-рятувальному розрахунку» [12].

3.6. Інструкція з охорони праці. Розділ "Спеціальні вимоги".

3.6.1 Інструкція по техніці безпеки при стендових випробуваннях.

«Загальні вимоги:

- до роботи по монтажу, заправці, промивці та відробки бортових систем допускаються люди, які досягли 18 років, які вивчили креслення, схеми, ТУ технологічного процесу, які пройшли інструктаж у виробничого майстра по техніці безпеки, які склали залік з технічної документації за відробку систем та які мають посвідчення на право виконання робіт;

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

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

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

Спеціальні вимоги:

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

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

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

- при виробництві монтажу паливної системи користуватися лампою шахтарського типу (вибухобезпечною);
- прибирання зони монтажу обов'язкове та робиться в залежності від підходів пілососом, серветкою, щіткою;
- до наповнення виробу повітрям необхідно переконатись у справності стенда для перевірки;
- перевірити чи замкнені люки контейнерів часових баків кришками;
- перевірити герметичність з'єднань в стенді;
- при перевірці герметичності системи виробу гелево – або фреоно-повітряної суміші не дозволяється відкривати вентиль балона та звільняти контрольний газ в приміщенні цеха;
- балон з газом повинен бути встановлений на стенді, знімати його без необхідності забороняється;
- при переборені негерметичності системи користуватись лампою тільки у вибухобезпечному виконанні.» [12]

3.6.2. Інструкція по техніці безпеки при експлуатації.

«Загальні вимоги:

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

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

Спеціальні вимоги:

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

- в процесі заправки під колеса заправних засобів слід встановлювати упорні колодки;
- під час заправки літака забороняється: виконувати усілякі види робіт по технічному обслуговуванню літаків, а також виконувати навантажувальні та розвантажувальні роботи; користуватися світильниками, які не задовольняють вимогам пожежної та вибухової безпеки; приєднувати аеродромне джерело електричного живлення до бортової сіті літака.» [12]

3.7. Висновки

Отже, всі роботи з розробки дозволять мінімізувати можливий вплив шкідливих та небезпечних факторів під час випробувань стенду та роботи паливної системи.

РОЗДІЛ 4

ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

Вплив на навколишнє середовище та атмосферу роботи двоконтурних тубореактивних двигунів з урахуванням допустимих випусків.

4.1. Загальні характеристика використання палив у різних видах транспорту.

Екологічна проблема є дуже важливою, так як стан навколишнього середовища безпосередньо впливає на процеси життєдіяльності людини, її нормального функціонування.

Нинішню екологічну ситуацію в світі можна охарактеризувати як важку, що формувалася протягом тривалого періоду через нехтування об'єктивними законами розвитку і відтворення природно-ресурсного комплексу суспільства. Економіці світу притаманна висока питома вага ресурсномістких та енергоємних технологій, впровадження та нарощування яких здійснювалося найбільш "дешевим" способом – без будівництва відповідних очисних споруд.

Ці та інші фактори спричинили надмірне забруднення поверхневих та підземних вод, повітря та землі та накопичили велику кількість шкідливих речовин, у тому числі високотоксичних промислових відходів. Цей процес тривав довгий час, що призвело до різкого погіршення здоров'я людини, зменшення народжуваності та збільшення смертності.

Виходячи з цього в багатьох країнах світу розроблюють “деронавні програми екологічної політики”, які визначають не лише мету та пріоритетні завдання охорони довкілля, але й механізми їх реалізації, напрями гармонізації та інтеграції екологічної безпеки в рамках процесу ”Довкілля для Європи” та світовому екологічному процесі. Саме на підставі цього документу, що поєднує стратегічні цілі з конкретними завданнями, розробляються програми Уряду в галузі охорони довкілля та екологічної безпеки. В Китай цільове Міністерств охорони навколишнього природного

середовища та ядерної безпеки для регулювання і управління природокористуванням та охороною природи, екологічною безпекою, яка, за висновками міжнародних експертів, відповідає сучасним вимогам. За дуже короткий проміжок часу встановлено та оформлено законодавчу базу для вирішення екологічних проблем, запроваджено економічний механізм природокористування та національну стандартну систему забезпечення екологічної безпеки та природокористування відповідно до міжнародних вимог.

Значним забруднюючим докільлям є транспортна галузь, особливо рухомі її засоби (автомобілі, тепловози, морські та річкові судна, повітряний транспорт), що як палне різні види нафтопродуктів, а також стаціонарні об'єкти матеріально-технічного забезпечення (склади паливно-мастильних матеріалів, заправні станції, станції технічного обслуговування, майстерні інших).

Вихлопні гази, паливо та мастильні матеріали від автомобілів та повітряного транспорту, очищений дренаж автомобілів, літаків та їх частин, пари різних шкідливих речовин, кислот та матеріалів, що використовуються в техніці технічного обслуговування, можуть завдати значної шкоди навколишньому середовищу. Через використання великої кількості палива транспортні засоби забруднюють навколишнє середовище та виробляють токсичні компоненти: вміст солі свинцю становить 25%, вміст окису вуглецю - 50%.

Залізничний транспорт скине багато забруднюючих речовин, з яких майже 50% не потребують очищення. Основними забруднювачами є вихлопні гази тепловозів, нафтопродукти, фенол, аерозолі та сміття.

Більше половини загальної кількості забруднюючих речовин, що виділяються внутрішніми водними перевезеннями в атмосферу, надходять із відпрацьованих газів кораблів та транспортних засобів - близько 500 тонн на рік для кожного великого внутрішнього річкового порту або транспортного вузла.

«Морський транспорт забруднює море відходами харчування, сміттям, нафтою та нафтопродуктами, що значно погіршує екологічний стан моря, особливо в припортових зонах. Повітряні судна може виконувати до тисячі зльотів та посадок. При цьому тільки за 1 добу оди великий порт двигунами викидає приблизно 3,5 т CO, 2 т C_xH_y, 1,7 т NO_x.» [12]

4.2. Забруднення аеропорту під час технічного обслуговування повітряних суден та їх систем.

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

До „зовнішньо портових” джерел забруднення належать котлові установки. Ці джерела, особливо при несприятливих умовах, можуть істотно підвищувати концентрацію шкідливих речовин в атмосферному повітрі авіапідприємств.» [12]

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

До основних шкідливих речовин, що містяться в димових газах топок котелень, належать тверді частки й газоподібні речовини: сірчаний ангідрид (SO₂), оксид вуглецю (CO) і оксиди азоту (NO_x)» [12].

Однією з найважливіших умов мінімального викиду шкідливих речовин з топок в атмосферу є вибір режиму спалювання палива, при якому досягається повне його згорання в топках.

Вентиляційні системи в підприємствах ЦА застосовуються на окремих ділянках АТБ й АРЗ, де можливе виділення шкідливих речовин.

Застосовуються приточна, приточно-витяжна й місцева вентиляційні системи. При необхідності, коли повітря, що відбирається від робочих місць, містить шкідливі речовини в великих концентраціях, перед викидом в атмосферу воно очищається в пиловловлюючих і газоочищувальних установках.

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

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

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

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

При наповненні ємності разом з 1 м³ повітря видавлюється всередньому 0.015 м³ насиченого пару палива щільністю 10 кг/м³. Це значить, що, наприклад, при наповненні паливозаправника ПЗ-22 в атмосферне повітря витісняється до 3 кг легколітучих фракцій палива. Якщо врахувати, що практично обсяг споживаного повітряними судами палива перекачується не менш трьох разів (резервуар - паливозаправник - бак повітряного судна), то при споживанні повітряними судами в добу 1000 м³ палива викиди його у вигляді пару у повітря аеропорту можуть досягати 450 кг. Така маса палива може забруднити при середньодобовій ГДК для бензину 1,5 мг/м³ більше $3 \cdot 10^8$ м³ повітря.» [12].

Суть „малого подиху” резервуарів полягає в тому, що при підвищенні температури зовнішнього повітря насичені пари палива й власне паливо усередині резервуара нагріваються, розширюються й пари палива видавлюються з нього через дихальний клапан (в іншому випадку резервуар буде роздутий – деформований), а в нічний час доби при зниженні температури, пари в паливі стискаються, конденсуються й це приводить до засмоктування в резервуар зовнішнього повітря. При „малому подиху” резервуара місткістю 5000 м³ в атмосферне повітря видавлюється до 100 кг пару бензину в добу.

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

4.3. Кількісні характеристики викидів шкідливих речовин авіаційними двигунами.

Кількісною характеристикою шкідливих речовин, що виділяються авіаційними двигунами, є індекс викидів EI. Цей показник вказує, скільки грамів шкідливих речовин виділяється в повітря при спалюванні 1 кілограма палива.

EI характеризує якість тканин процесу згоряння в кожній камері згоряння зразка двигуна, і тому пов'язаний з конструкцією та

експлуатаційними характеристиками камери згорання, тому ЕІ-характеристики викидів двигуна.

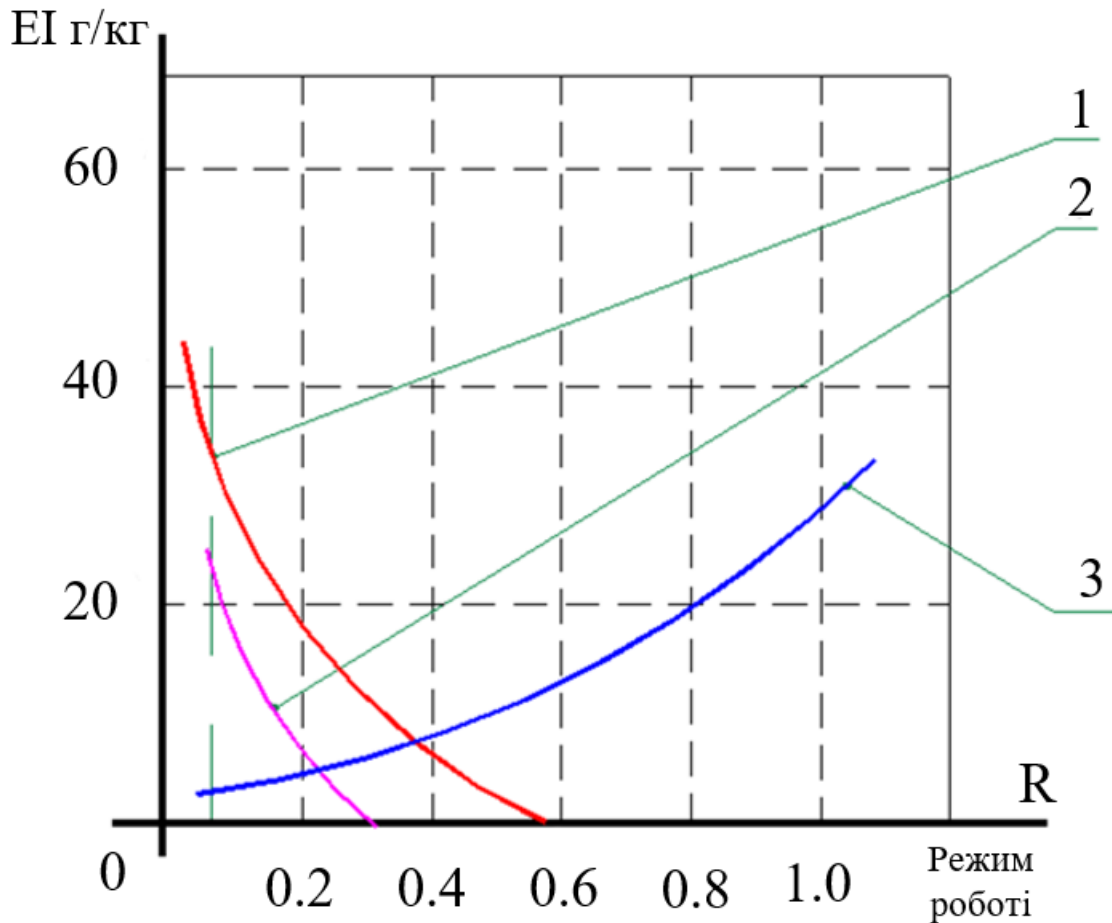


Рис. 4.1 Графік залежності емісії шкідливих речовин від режиму роботи АД : 1 – CO, 2 – C_xH_y, 3 – NO_x.

Вміст інгредієнтів CO та C_xH_y обумовлений неповнотою згорання палива в двигуні, а цей процес у свою чергу залежить від характеристики його параметрів згорання, тобто від величини коефіцієнта згорання η та режиму роботи двигуна. Максимальна повнота згорання палива має місце на розрахунковому режимі - зльотному (максимальна тяга, $\eta=0,97\dots0,99$). На усіх інших режимах $\eta=0,75\dots0,85$. Вміст NO_x у відпрацьованих газах залежить від величини температури суміші в камері згорання (чим більше температура, тим більше виділяється NO_x) та від часу перебування суміші у камері згорання (чим довше знаходиться суміш у камері тим більше NO_x).

Середньостатистичні значення деяких параметрів сучасних авіаційних двигунів залежно від режимів роботи та їх тривалості наведені у таблиці 4.1.

Таблиця № 4.1

Середнє значення певних параметрів сучасних авіаційних двигунів залежить від режиму роботи та його тривалості

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

У процесі сертифікації визначте індекс викидів відповідного режиму роботи двигуна та знайдіть параметри контролю викидів $\frac{M_1}{R_0} = \left[\frac{\text{гр}}{\text{кН}} \right]$.

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

$$\frac{M_{\text{CO}}}{R_0} = 118 \frac{\text{гр}}{\text{кН}}, \quad \frac{M_{\text{CxHy}}}{R_0} = 19,6 \frac{\text{гр}}{\text{кН}}, \quad \frac{M_{\text{NOx}}}{R_0} = 40 \dots 80 \frac{\text{гр}}{\text{кН}}.$$

4.4. Розрахунок контрольних параметрів емісії двигуна Д-436.

Розрахуємо контрольні параметри емісії двигуна Д-436, який застосовується на повітряному судні, що проектується в даній дипломному роботі.

Загальна кількість забруднюючих речовин, що викидаються повітряними суднами в районі аеропорту, є сумою викидів під час наземних операцій та викидів під час зльоту та посадки:

$$M_{\text{зап}} = M_{\text{ін}} + M_{\text{вп}}$$

Викиди під час наземних операцій знаходяться за наступною формулою.

$$M_{\text{ін}} = K_i \cdot G_{\text{пн}}$$

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

$$G_{\text{пн}} = C_{\text{пнмг}} \cdot R_{\text{мг}} \cdot t_{\text{мг}} - \text{маса пального}$$

$C_{\text{пнмг}}$ - питома витрата пального на режимі малого газу

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

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

Розряд небезпечних речовин під час зльоту та посадки:

$$M_{\text{в-п}} = W_{\text{і1}} \cdot T_1 + W_{\text{і2}} \cdot T_2 + W_{\text{і3}} \cdot T_3$$

Де $W_i = \left[\frac{\text{кг}}{\text{год}} \right]$ - Масовий рівень викидів, який вказує, скільки речовини

виділяється за 1 годину в цьому режимі роботи двигуна.

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

Вихідні дані для розрахунків:

Тяга двигуна $R_0=64$ кН

Тяга двигуна на режимі малого газу $R_{\text{мг}}=4,5$ кН

Питома витрата пального $C_{\text{пнмг}} = 0.057 \left[\frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{год}} \right]$

Час зльоту $T_1=0,0117$ год

Час набору висоти $T_2=0,0367$ год

Час заходу на посадку $T_3=0,067$ год

Коефіцієнти викиду шкідливих речовин під час наземних операцій :

$$K_{\text{co}} = 0,0193 \frac{\text{кг}}{\text{кг}},$$

$$K_{\text{сн}} = 0,0034 \frac{\text{кг}}{\text{кг}},$$

$$K_{\text{но}_x} = 0,0084 \frac{\text{кг}}{\text{кг}}$$

Масова швидкість емісії під час зльоту :

$$W_{\text{co1}} = 0,2 \frac{\text{КГ}}{\text{ГОД}},$$

$$W_{\text{сн1}} = 0,5 \frac{\text{КГ}}{\text{ГОД}},$$

$$W_{\text{но}_x 1} = 98 \frac{\text{КГ}}{\text{ГОД}}$$

Масова швидкість емісії під час набору висоти :

$$W_{\text{co2}} = 0,8 \frac{\text{КГ}}{\text{ГОД}}$$

$$W_{\text{сн2}} = 0,8 \frac{\text{КГ}}{\text{ГОД}},$$

$$W_{\text{но}_x 2} = 29 \frac{\text{КГ}}{\text{ГОД}}$$

Масова швидкість емісії під час посадки :

$$W_{\text{co3}} = 1,3 \frac{\text{КГ}}{\text{ГОД}},$$

$$W_{\text{сн3}} = 0,07 \frac{\text{КГ}}{\text{ГОД}},$$

$$W_{\text{но}_x 3} = 10,5 \frac{\text{КГ}}{\text{ГОД}}$$

Викиди CO становлять:

$$M_{\text{сон}} = K_{\text{co}} \cdot C_{\text{пнмг}} \cdot R_{\text{мг}} \cdot t_{\text{мг}}$$

$$M_{\text{сон}} = 0,0193 \cdot 0,057 \cdot 4500 \cdot 0,367 = 1,8168 \text{ кг}$$

$$M_{\text{co3-п}} = W_{\text{co1}} \cdot T_1 + W_{\text{co2}} \cdot T_2 + W_{\text{co3}} \cdot T_3$$

$$M_{\text{co3-п}} = 0,2 \cdot 0,0117 + 0,8 \cdot 0,0367 + 1,3 \cdot 0,067 = 0,1188 \cdot \text{кг}$$

$$M_{\text{coап}} = M_{\text{сон}} + M_{\text{co3п}}$$

$$M_{\text{coап}} = 1,8168 + 0,1188 = 1,9356 \cdot \text{кг}$$

Контрольний параметр емісії CO:

$$\frac{M_{\text{coап}}}{R_0} = \frac{1,9356 \cdot 10^3}{64} = 30,24 \cdot \frac{\text{гр}}{\text{кН}}$$

Викиди СН становлять:

$$M_{\text{снн}} = K_{\text{сн}} \cdot C_{\text{пипмг}} \cdot R_{\text{мг}} \cdot t_{\text{мг}}$$

$$M_{\text{снн}} = 0,0034 \cdot 0,057 \cdot 4500 \cdot 0,367 = 0,32 \cdot \text{кг}$$

$$M_{\text{снз-п}} = W_{\text{сн1}} \cdot T_1 + W_{\text{сн2}} \cdot T_2 + W_{\text{сн3}} \cdot T_3$$

$$M_{\text{снз-п}} = 0,5 \cdot 0,0117 + 0,8 \cdot 0,0367 + 0,07 \cdot 0,067 = 0,0399 \cdot \text{кг}$$

$$M_{\text{снап}} = M_{\text{снн}} + M_{\text{снзп}}$$

$$M_{\text{снап}} = 0,32 + 0,0399 = 0,3599 \cdot \text{кг}$$

Контрольний параметр емісії СН:

$$\frac{M_{\text{снап}}}{R_0} = \frac{0,3599 \cdot 10^3}{64} = 5,62 \cdot \frac{\text{гр}}{\text{кН}}$$

Викиди NO_x становлять:

$$M_{\text{но}_x\text{н}} = K_{\text{но}_x} \cdot C_{\text{пипмг}} \cdot R_{\text{мг}} \cdot t_{\text{мг}}$$

$$M_{\text{но}_x\text{н}} = 0,0084 \cdot 0,057 \cdot 4500 \cdot 0,367 = 0,79 \cdot \text{кг}$$

$$M_{\text{но}_x\text{з-п}} = W_{\text{но}_x\text{1}} \cdot T_1 + W_{\text{но}_x\text{2}} \cdot T_2 + W_{\text{но}_x\text{3}} \cdot T_3$$

$$M_{\text{но}_x\text{з-п}} = 98 \cdot 0,0117 + 29 \cdot 0,0367 + 10,5 \cdot 0,067 = 2,91 \cdot \text{кг}$$

$$M_{\text{но}_x\text{ап}} = M_{\text{но}_x\text{н}} + M_{\text{но}_x\text{зп}}$$

$$M_{\text{но}_x\text{ап}} = 0,79 + 2,91 = 3,7 \cdot \text{кг}$$

Контрольний параметр емісії NO_x:

$$\frac{M_{\text{но}_x\text{ап}}}{R_0} = \frac{3,7 \cdot 10^3}{64} = 57,81 \cdot \frac{\text{гр}}{\text{кН}}$$

4.5. Висновки.

таким чином, після розрахунку шкідливих речовин, що виділяються двигуном D-436, виявляється, що двигун відповідає стандартам ІСАО щодо параметрів контролю викидів, оскільки ці значення не перевищували допустимих норм.

Для того, щоб зменшити викиди неповних продуктів згоряння палива (СН і СО) під час проектування, необхідно поліпшити цілісність згоряння палива, що залежить від індексу викидів EI_{CO} й EI_{CH} . Неважко бачити, що ці конструктивні заходи приводять до зниження питомої витрати палива, тобто поліпшенню економічності авіадвигунів, а отже, і до зниження індексів емісій СО і СН. Таким чином, розв'язання задачі підвищення економічності авіадвигунів магістральних літаків, що стоїть в цей час перед конструкторами, автоматично приводить до вирішення задачі по зниженню емісії СО і СН від цих двигунів.

У значній мірі зниження емісії диму в цей час досягнуто на ряді останніх моделей авіадвигунів, таких як Д-436, ІТ9Д, СF6, RB211, і, очевидно, у найближчому майбутньому в конструктивному плані не буде становити труднощів.

Метод роботи для зменшення викидів авіаційних двигунів заснований на зменшенні тривалості роботи двигуна в районі аеропорту та зміні режиму його роботи під час фази "старт-таксі-зліт-таксі після посадки". Може зменшити викиди авіаційних двигунів в районі аеропорту: буксируванням повітряних суден зі стоянки до злітної посадкової смуги (ЗПС); рулінням повітряних суден на частині працюючих двигунів; найвигіднішим розподілом ПС по ЗПС (коли більше однієї ЗПС) при їхніх зльотах і посадках. Впровадження буксирування ПС може знизити емісію продуктів неповного згоряння палива на етапі „запуск - руління" до зльоту на 50%, окислів азоту - 5%, а економію палива на 25%. Застосування цього методу виправдано, якщо викиди буксировщика незначні або він працює, наприклад, на електротязі.

Використання двох або одного двигуна для управління літаком до зльоту та після посадки може зменшити загальний викид шкідливих речовин під час зльоту та посадки. При рулінні 3-х двигунного літака: із двома працюючими двигунами до 25%, з одним – до 55%; при рулінні 4-х двигунного літака: із двома – до 50%, з одним – до 80%. Скорочення часу затримки в зоні очікування перед зльотом знижує масу викидів до 1...2%. Оптимальний

розподіл літаків по ЗПС при наявності декількох смуг веде до зниження маси викидів до 15% й економії палива до 10%.

Нове паливо для реактивних літаків. Питання економії палива та енергії викликало інтерес до розробки альтернативних синтетичних видів палива та використання рідкого водню як палива (включаючи літаки). Природно, що тип палива багато в чому визначає тип і льотні характеристики літака, включаючи ступінь забруднення навколишнього середовища. Параметричні дослідження, проведені для повітряних суден на 400 пасажирів з дальністю польоту 10000 км і крейсерською швидкістю, що відповідає $M=0,85$, що працюють на синтетичному авіагасі, рідкому метані й рідкому водні, показали переваги рідкого водню, як економічно доцільного й менш забруднюючого навколишнє середовище.

Теплотворна здатність водню на 280%, а метану на 16% вище, ніж в авіаційного гасу T-1. Однак за загальною теплотворною здатністю водень та метан поступаються гасу через їх знижену щільність. Тому для розміщення рівноцінного запасу палива на повітряному судні потрібно замість 1 м^3 гасу $4,25 \text{ м}^3$ водню або $1,66 \text{ м}^3$ рідкого метану. Під час роботи газотурбінних двигунів з рідким воднем основними труднощами є розробка систем регулювання та подачі рідкого водню з резервуара до паливних форсунок, розробка матеріалів та ефективне згоряння водню в камері згоряння.

Проблемою, яка виникає при використанні рідкого водню в авіаційних газотурбінних двигунах, є розробка дешевих методів отримання, зберігання та завантаження паливних баків.. Вартість теплової одиниці водню в 3...4 рази в цей час вище, ніж у гасу, однак у майбутньому, як показують прогнози, вони зрівняються. Необхідно створити названий комплекс, що забезпечує безпеку використання, зберігання й застосування рідкого водню. Вартість цих робіт складе приблизно 40% вартості всієї програми по застосуванню рідкого водню в авіації.

Отже, зменшення забруднення повітря цивільних літаків вимагає низки заходів, серед яких: вдосконалення авіаційних двигунів та літаків; застосування більш досконалих методів експлуатації.

Видно, що обмеження викидів авіаційних двигунів на основі проекту вдосконалених авіаційних двигунів та систем можна досягти лише протягом тривалого періоду часу, і буде постійний перехід до більш жорстких вимог. Найдальші перспективи, схоже, пов'язані з переходом на нові види палива, особливо водень.

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

Для реалізації вищезазначених заходів необхідно реалізувати такі організаційно-технічні рішення: Автоматизований та механізований процес прийому, відпустки й зберігання ПММ; застосовувати передперонні пункти наливу паливозаправників, насоси, що мають спеціальні сальникові й торцеві ущільнення; герметизувати зливно-наливні пристрої й трубопровідні комунікації; застосовувати системи ЦЗЛ і нижнього наповнення паливозаправників і маслозаправників, при зливно-наливних операціях пристрої закритого типу, Обладнання для вимірювання висоти нафтопродуктів, не дозволяє паливом в резервуарі переливатися; де це можливо, виключайте фланцеві з'єднання під час монтажу трубопроводу; фарбуйте поверхню резервуарів на землі світловідбиваючою фарбою; застосовувати пристрої для зливу й відстою ПММ закритого типу; Обробка

миючої рідини, що використовується в хімічних механічних очисних резервуарах.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

В результаті проведеної роботи ми можемо зробити загальні висновки:

1. На основі аналізу аналізується паливна система сучасної авіації, особливо магістралі, яка подає паливо до двигуна. Вибрано схему паливної системи літака з двома двигунами ТРДД.

2. Беручи до уваги швидкість аеронавігації (дорівнює 2800 кілометрів), кількість пального, яке може бути забезпечене для даної дальності польоту. Визначте ємність паливного бака.

3. Проведено гідравлічний розрахунок магістралей подачі палива до двигунів, дренажу та заправки паливних баків.

4. Проведено аналіз підкачувальних насосів, які застосовуються в даний час в паливних системах ЛА.

5. На основі цього аналізу вибирається насос паливної системи, який найкраще відповідає вимогам роботи паливної системи. З точки зору надійності, розмірів та якісних характеристик палива, що подається в двигун, та експлуатаційних вимог.

6. Для підвищення експлуатаційної технологічності підкачувального насосу розроблено спеціальний пристрій, який дає змогу швидко з мінімальними затратами робочого часу і мінімальної кількості працюючих забезпечити монтаж і демонтаж насосу.

7. Розроблено систему підходу до проблем попередження АП спричинених відмовами паливної системи внаслідок неправильної експлуатації.

8. проведений аналіз можливих шкідливих та небезпечних факторів в процесі стендових випробувань та експлуатації паливної системи та запропоновано методи їх відвернення та усунення.

9. Проведено аналіз та розрахунок шкідливих викидів з двигуна Д-436. Розроблені шляхи зменшення цих шкідливих факторів.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Авіаційні правила. Розділ 5.
2. Т.І.Сивашенко, П.Ф.Максютинський. Проектування паливних систем літальних апаратів -К.: НАУ, 2015-192с.
3. Идельчик И.Е Справочник по гидравлическим сопротивлениям. М.: Машиностроение, 1975.
4. 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.
5. Большаков В.А, Константинов Ю.М., Попов В.Н. и др. Справочник по гидравлике. К.: Вища школа, 1984.
6. Самолет Ан-148-100. Дренаж топливных баков. Гидравлический расчет.
7. Таблица стандартної атмосфери ГОСТ 4401-81.
8. Располагаемые высотно-скоростные характеристики двигательной установки самолета Ан-148 с двигателем Д-436-148Б.
9. Руководство по летной эксплуатации самолета Ан-148-100.
10. Башта Т.М. и др. «Гидравлика, гидравлические машины и гидравлические приводы», 1970 г.
11. Жовинский Н.Е., Пенязьков В.И, Юндев Н.Л «Основы инженерно-авиационной службы ВВС» 1957 г.
12. Буриченко Л.А. “Охрана труда в гражданской авиации”,М.: Транспорт, 1985. 240с.
13. Сапожников В.М и др. «Производство гидрогазовых и топливных систем. Руководящие технические материалы РТМ-1.4.534-79».
14. Башта Т.М. «Расчеты и конструкции самолетных гидравлических устройств». Оборонгиз. 1961г.
15. С.М. Егер, Ф.В. Мишин, Н.К. Лесейцев и др. «Проектирование самолетов», М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.

16. Стандарти ост 1 0301-80. Відцентрові насоси.
17. Гост-12445-67. Номінальні тиски відцентрових насосів.
18. Гірогазотермодинаміка: навч. Посіб. / [Бадах В.М., Глазков М.М. Головка Ю.С. та ін.]; за ред. Г.Й. Зайончковського. – К.: Вид-во Нац. авіац. Ун-ту «НАУ-друк», 2009, -325 с. ISBN 978-966-598-520-4.