

МІСТЕРСТВО ОСВІТИ ТА НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
АЕРОКОСМІЧНИЙ ФАКУЛЬТЕТ
КАФЕДРА ГІДРОГАЗОВИХ СИСТЕМ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

_____ В.М. Бадах

" ____ " _____ 2020 р.

ДИПЛОМНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТРА

Тема: «Розробка та дослідження паливної системи середньомагістрального
транспортного літака зі злітною масою 45-55 тонн»

Виконавець: студентка 2-го курсу Гранюк Тетяна Юріївна

(підпис)

Керівник: к.т.н., доцент, Тарасенко Тарас Валерійович

(підпис)

Консультанти з розділів:

Охорона навколишнього
середовища: д.т.н., проф., Фролов Валерій Федорович

(підпис)

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

(підпис)

Нормоконтролер: к.т.н., проф., Сивашенко Терентій Іванович

(підпис)

Київ 2020

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет Аерокосмічний
Кафедра Гідрогазових систем
Освітній ступінь Магістр
Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ В.М. Бадах

" ____ " _____ 2020 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи

Гранюк Тетяни Юріївни

1. Тема дипломної роботи: «Розробка та дослідження паливної системи середньомагістрального транспортного літака зі злітною масою 45-55 тонн», затверджена наказом ректора від «19» жовтня 2020р. № 2036/ст.
2. Термін виконання роботи: з 5.10.2020 р. по 24.12.2020 р.
3. Вихідні дані для роботи: масові і тактико-технічні характеристики літака-прототипу; кількість, тип двигунів; дальність та швидкість польоту.
4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці): паливна система, що проектується: система живлення двигунів паливом, система дренажу паливних баків, система централізованої заправки; підбір підкачувального насоса; висотність паливної системи; живлення двигунів за виробітку палива самопливом; кавітаційні характеристики системи; пристрій для визначення концентрації води в паливі.
5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу: Загальний вид літака (А1), система живлення двигунів паливом (А2), ЕВНГ-5-2 (А1), струменевий насос СН-13 (А2), система дренажу паливних баків (А2), система

централізованої заправки баків (А2), бортовий штуцер заправки (А3), клапан з ущільненням (А4), кришка заливної горловини (А3).

6. Календарний план-графік

№	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1.	Початок роботи, визначення мети та завдань	05.10	Виконано
2.	Описання паливної системи	06.10-08.10	Виконано
3.	Розрахунок необхідної кількості палива та ємності баків	09.10-15.10	Виконано
4.	Підбір НПІ та принципова схема системи живлення двигунів	17.10-24.10	Виконано
5.	Живлення двигунів за виробітку палива самопливом	26.10-28.10	Виконано
6.	Принципова схема системи централізованої заправки паливом	02.11-05.11	Виконано
7.	Принципова схема системи дренажу паливних баків	07.11-11.11	Виконано
8.	Аналіз напрямів дослідження зміни тиску кавітації	13.11-23.11	Виконано
9.	Пристрій для визначення концентрації води в паливі	24.11-01.12	Виконано
10.	Обґрунтування методик досліджень	02.12-05.12	Виконано
11.	Охорона навколишнього середовища	08.12-11.12	Виконано
12.	Охорона праці	13.12-16.12	Виконано
13.	Загальні висновки	17.12-18.12	Виконано
14.	Перевірка та підписання роботи	21.12	Виконано

7. Консультанти з окремих розділів:

Розділ	Консультант	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
3. Охорона навколишнього середовища	Фролов В.Ф.		
4. Охорона праці	Казанець В.І.		

Дата видачі завдання: «29» вересня 2020 р.

Керівник дипломної роботи: _____ Т.В. Тарасенко

Завдання прийняла до виконання: _____ Т.Ю. Гранюк

Дата _____

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Розробка та дослідження паливної системи середньомагістрального транспортного літака зі злітною масою 45-55 тонн»: 103 сторінки, 34 рисунка, 14 таблиць, 25 використаних джерела.

ЛІТАК, СИСТЕМА ЖИВЛЕННЯ ДВИГУНІВ ПАЛИВОМ, СИСТЕМА ДРЕНАЖУ ПАЛИВНИХ БАКІВ, СИСТЕМА ЦЕНТРАЛІЗОВАНОЇ ЗАПРАВКИ, ПРОЕКТУВАННЯ, КОНСТРУКЦІЇ.

Об'єкт дослідження – паливна система.

Предмет дослідження – гідравлічні та кавітаційні характеристики системи.

Метою даної роботи є розробка паливної системи та дослідження її процесів транспортного літака масою 51 т.

Метод дослідження – аналіз, фізичне моделювання, математичний розрахунок.

Був проведений аналіз існуючих паливних систем та їх переваги/недоліки, обрана оптимальна схема для даного типу літака.

Визначена висотність паливної системи та живлення двигунів за виробітку палива самопливом.

Був здійснений розрахунок системи живлення двигунів паливом – підбір насоса підкачки, визначення діаметру трубопроводів забірної магістралі; виконаний розрахунок подачі системи централізованої заправки; визначений діаметр дренажного трубопроводу.

В результаті розрахунків були спроектовані системи: живлення двигунів паливом; централізованої заправки; дренажу паливних баків.

Спроектований пристрій для визначення концентрації води в паливі та його вплив на кавітаційні характеристики.

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

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ.....	7
ВСТУП.....	8
РОЗДІЛ 1. ОСНОВНА ЧАСТИНА.....	9
1.1. Короткий опис літака-прототипу.....	9
1.2. Паливна система	12
1.3. Загальні вимоги до паливних систем	18
1.4. Вихідні дані.....	22
1.5. Аналіз існуючих схем паливних систем.....	23
1.6. Паливна система, що проектується.....	28
1.6.1. Система живлення двигунів паливом.....	29
1.6.2. Система дренажу паливних баків.....	31
1.6.3. Система заправки паливом.....	34
1.6.4. Система аварійного зливу палива.....	37
1.7. Визначення необхідної кількості палива	38
1.8. Розрахунок ємності паливних баків.....	41
1.9. Підбір підкачувального насоса.....	43
1.9.1. Побудова графіку підбору насоса.....	48
1.9.2. Розрахунок витрати через колектор ЕВН.....	50
1.10. Висотність паливної системи.....	51
1.11. Живлення двигунів за виробітку палива самопливом.....	53
1.12. Розрахунок подачі насосів заправки.....	55
1.13. Розрахунок аварійного зливу палива.....	56
1.14. Розрахунок діаметру дренажного трубопроводу.....	57
1.15. Висновки.....	58
РОЗДІЛ 2. НАУКОВА ЧАСТИНА.....	59
2.1. Аналіз напрямів дослідження зміни тиску кавітації.....	59
2.2. Експериментальні дослідні стенди.....	70
2.3. Обґрунтування методик досліджень.....	73
2.4. Метрологічне забезпечення точності результатів.....	76

2.5. Висновки.....	78
РОЗДІЛ 3. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА.....	79
3.1. Вступ.....	79
3.2. Вплив авіатранспорту на природне середовище та атмосферу.....	80
3.3. Конструктивно-технічні заходи зменшення забруднення НПС.....	83
3.4. Розрахунок емісії двигунів повітряного судна.....	84
3.4.1. Розрахунок контрольних параметрів емісії двигуна Д-436-148ФМ літака Ан-178.....	85
РОЗДІЛ 4. ОХОРОНА ПРАЦІ.....	88
4.1. Небезпечні та шкідливі виробничі фактори під час експлуатації або технічного обслуговування паливної системи.....	88
4.2. Заходи зниження впливу небезпечних та шкідливих виробничих факторів.....	89
4.3. Пожежна і вибухова безпека при експлуатації та технічному обслуговуванні паливної системи.....	90
4.4. Інструкція з охорони праці при зберіганні ПММ.....	95
4.5. Розрахунок контурного заземлення літака.....	97
ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ.....	99
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	100
Додаток А.....	103

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

АД – авіаційний двигун;
АП – авіаційні правила;
АТС – авіаційна транспортна система;
БП – безпека польотів;
ГТД – газотурбінний двигун;
ЕВН – електроприводний відцентровий насос;
ЗПХ – злітно-посадкові характеристики;
ЗПС – злітно-посадкова смуга;
ККД – коефіцієнт корисної дії;
ЛА – літальний апарат;
МСА – міжнародна стандартна атмосфера;
НП – насос підкачки
НПС – навколишнє природне середовище;
ПМР – паливо-мастильний радіатор;
ПС – повітряне судно;
СН – струменевий насос;
СУ – силова установка;
ТО – технічне обслуговування;
ТРДД – турбореактивний двигун двоконтурний.

ВСТУП

Сучасна паливна система – це складний комплекс взаємопов'язаних підсистем: забезпечення двигунів паливом; дренаж паливних баків та наддув паливних акумуляторів; керування заправкою та подачею палива, вимірювання його витрати та кількості тощо. До паливних систем висуваються загальні вимоги у відношенні надійності, живучості, пожежо- та вибухобезпеці, масових і габаритних характеристик, простоти конструкції, ремонту та контролепридатності й експлуатаційної технологічності. Для забезпечення створення раціональної паливної системи під час проектування, враховуючи велику кількість функціональних і конструктивних зв'язків у паливній системі та зв'язок її з іншими системами ЛА, необхідно проводити порівнювальний аналіз різних схемних і конструктивних варіантів та приймати компромісні рішення. Це необхідно для отримання в результаті надійної, конкурентоздатної та ефективної паливної системи, яка задовольнить всім вимогам та нюансам літака, що проектується.

На початку проектування паливної системи необхідно проаналізувати конструкції подібних систем, їх агрегатів та елементів, принципи побудови та технологічні процеси, які добре зарекомендували себе в серійному виробництві та експлуатації. Для успішного розв'язання поставлених завдань у процесі проектування паливної системи необхідно знати принципи роботи, конструкцію її основних елементів, правила експлуатації та технічного обслуговування. Після монтажу на літальному апараті роботу паливної системи перевіряють на землі, а також здійснюють льотні випробування, на яких коригуються і допрацьовуються конструктивні рішення, що були прийняті на етапі проектування. Також проводиться аналіз пожежної і вибухової безпеки системи, розробляються інструкції з техніки безпеки при стендових випробуваннях і експлуатації паливної системи.

Розроблена та наведена принципова схема системи подачі палива до двигунів. Зроблений детальний опис системи.

РОЗДІЛ 1. ОСНОВНА ЧАСТИНА

1.1. Короткий опис літака-прототипу

За прототип був обраний середньомагістральний літак Ан-178. Це вузькофюзеляжний реактивний військово-транспортний літак. Літак призначений для перевезення вантажів, інженерних транспортних засобів, транспортування військ, десантування. Розміри вантажного відсіку Ан-178 дозволяють перевозити широкий спектр вантажів, включаючи морські контейнери, військові та гуманітарні вантажі. Постійне вдосконалення літаків, праця винахідників, інженерів, пілотів говорить про те, що цей літак ще довго буде радувати своєю якістю і комфортом.

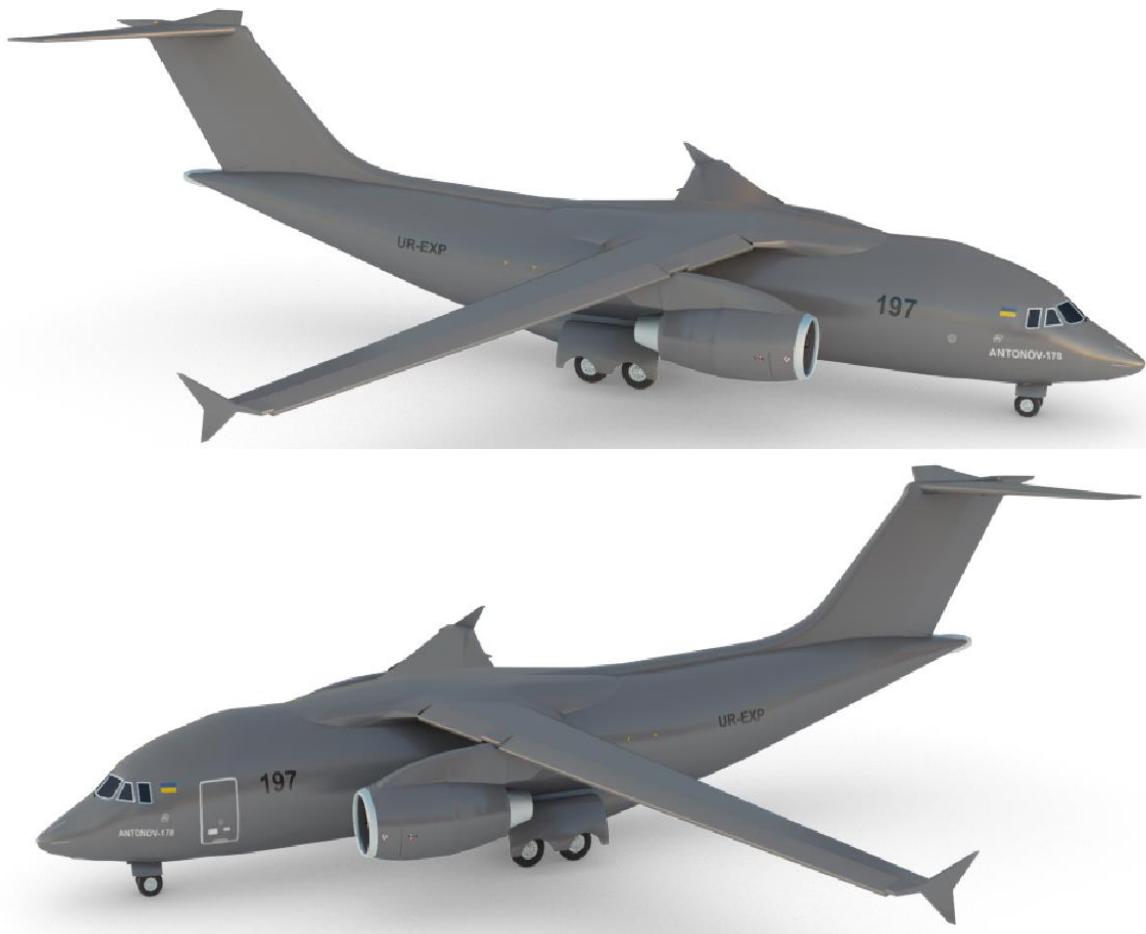


Рис. 1.1. 3D модель літака-прототипу

- Фюзеляж

Фюзеляж літака – типу напівмонокок, захищений від вибухового втомного руйнування. Фюзеляж – тонкостінна каркасна оболонка циліндричної форми в середній частині та конічної – у носовій та хвостовій частинах. Каркас фюзеляжу виконаний з алюмінієвих сплавів та включає в себе: обшивку, стрінгерний набір з пресованих та гнутих профілів, ободи типових шпангоутів, силові та посилені шпангоути, балки та підкладні листи посилення вирізів.

У носовій частині фюзеляжу встановлений обтічник з РЛС, ліхтар кабіни екіпажу. Ліхтар має зварний сталевий каркас, в якому закріплене лобове скло з електрообігрівом, виконане з блоку силікатного скла, бокове скло у вигляді хврток та заднє скло, виконані з органічного скла. Центральний силовий відсік у середній частині фюзеляжу виконаний зі збірно-клепаних панелей, силових боковин та низів шпангоутів, до яких кріпляться лонжерони центроплану крила та стійки основних опор літака. У хвостовій частині фюзеляжу розташовані вантажний люк, відсік кріплення хвостового оперення, на якому закріплений кіль, а також відсік ДСУ.

- Крило

ПС – вільнонесучий низькоплан із стріловидним кесонним крилом. Крило складається з центральної частини (центроплану) та двох консольних частин (КЧК). Крило має дволонжеронну конструкцію з нервюрами, стрінгерами і працюючою обшивкою. У кесонах розташовані паливні баки, для обслуговування яких на верхніх панелях центроплану та нижніх панелях КЧК виконані люки-лази.

На кінцях КЧК встановлені кінцеві аеродинамічні поверхні (КАП), виконані з полімерних композитних матеріалів, що дозволяють зменшити витрати палива. У носовому відсіку КЧК розташовані носок, що відхиляється та три секції передкрилків, виконані з алюмінієвих сплавів. У хвостовій частині КЧК розташовані дві секції висувних двохщільних закрилків з фіксованим дефлектором, елерон та 5 секцій інтерцепторів, що відхиляються.

- Хвостове оперення

Хвостове оперення – Т-подібне, вільнонесуче, стріловидне. Кіль має дволонжеронну конструкцію з нервюрами, стрингерами і працюючою обшивкою: товщина обшивки підібрана таким чином, щоб забезпечити високу втомлюючу міцність, оскільки в металі накопичується втомлююча напруга від впливу звукових хвиль.

- Шасі

Шасі має класичну, трьохопорну схему з передньою поворотною стійкою. На кожній стойці по два колеса. Основні опори шасі після збирання в центроплан в повному обсязі не закривається ступками. Це помітно візуально - колеса шасі в прибраному стані не приховані обтічниками. Таке рішення дозволило знизити масу і спростити конструкцію, хоч і дещо погіршило аеродинамічну якість.

- Система керування

Система керування має гідропривід від двох незалежних гідросистем і дублюючий «ручний» режим на випадок відмови обох гідросистем: кермо повороту забезпечене окремою аварійної гідросистемою. При керуванні літаком в «ручному» режимі потрібно більше зусилля, але обмежень на швидкість польоту немає. Для керування по крену служать елерони і інтерцептори. Елерони виконані односекційними: менший розмах крила, менша швидкість польоту і велика товщина профілю крила зменшили згинаючий момент на ньому.

- Силова установка

Силова установка включає в себе два двигуна типу ТРДД та ДСУ. Двигуни вироблені компанією «Мотор Січ». Злітна тяга до 75,5 кН. Основні переваги двигуна: низька питома витрата палива та мала питома вага; висока надійність; низький рівень шуму та емісії; простота обслуговування та висока ефективність системи контролю і діагностики; наявність універсальної підвіски, що дозволяє без змін конструкції двигуна застосовувати його на різних літаках; низькі експлуатаційні витрати на довготривалому терміні служби.

Конструктивно літак підрозділяється на наступні елементи: крило кесонного типу; фюзеляж, що включає в себе гермокабіни для екіпажу і вантажу; горизонтальне і вертикальне оперення; силову установку з двигунами типу ТРДД; шасі. Літак також забезпечений системами: паливною, гідравлічною, забезпечення життєдіяльності, пожежною тощо.

1.2. Паливна система

Основне призначення паливної системи – розміщення на повітряному судні палива та безперебійна подача його до двигунів та ДСУ на всіх режимах роботи, на всіх режимах і висотах польоту ЛА і в широкому діапазоні температур. На деяких ПС паливо також використовується для охолодження масла, агрегатів, системи кондиціонування, радіоелектронної апаратури, балансування літального апарату, приводу постійної частоти обертання генератора та ін., а також – як робоча рідина у різноманітних автоматичних пристроях.

Для забезпечення виробітку палива застосовуються наступні способи: самопливом, витісненням надлишковим тиском, підкачувальними насосами. На сучасних літаках із ГТД з великою витратою палива виробіток самопливом застосовується як резервний спосіб у випадках відмови підкачувальних насосів. Однак при цьому обмежується висота польоту, до якої забезпечується безперебійна подача палива у двигуни.

Виробіток палива витісненням надлишковим тиском здійснюється регульованим наддуванням баків нейтральним газом чи повітрям. Надпаливний простір баку ізолюється від навколишнього середовища, при цьому в баках створюється надлишковий тиск, достатній для забезпечення необхідної подачі та тиску палива в трубопроводі живлення двигуна. Переваги такого способу полягають у відсутності потреби в паливних бакових насосах як споживачах

електроенергії ЛА, відсутності системи дренажу, простоті паливної системи. Проте такий спосіб не дістав широкого застосування в літакобудуванні [2].

Найпоширенішим способом виробітку є перекачування та підкачування палива за допомогою електроприводних відцентрових насосів (рис. 1.2). Застосування ЕВН забезпечує висотність паливної системи, можливість резервування підкачування палива у двигуни, дає змогу автоматизувати роботу паливної системи, реалізувати програмне вироблення палива, полегшує сигналізацію і контроль роботи.

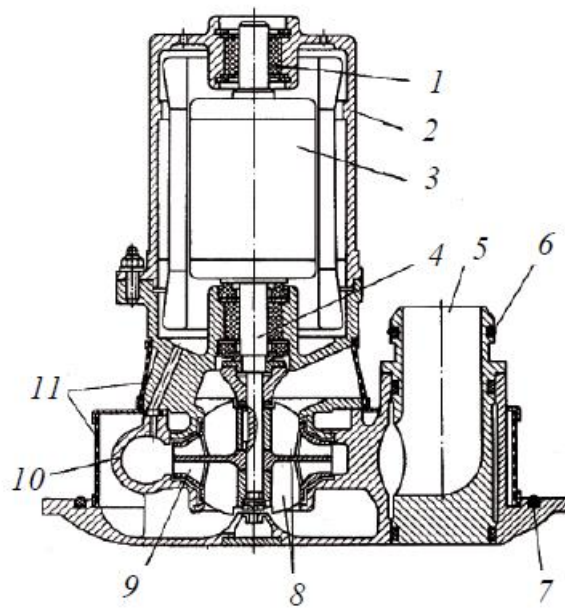


Рис. 1.2. Схема типової конструкції паливного насоса: 1 – ущільнення; 2 – кожух; 3 – електродвигун; 4 – вал; 5 – вихідний патрубок; 6, 7 – ущільнювальні кільця; 8 – гвинтовий шнек; 9 – колесо; 10 – корпус; 11 – захисна сітка.

Однак експлуатаційна надійність паливної системи із застосування ЕВН гарантується за умови надійного електроживлення насосних агрегатів та інших елементів системи. Недоліками такого способу подачі палива є досить велика маса насосних агрегатів, підвищена пожежонебезпека внутрішньобакової установки ЕВН, обмежений ресурс насосів, велика споживана потужність електроприводів насосів. Задля усунення вказаних недоліків на сучасних літаках для перекачування та повного виробітку палива застосовують струменеві насоси, що дає можливість знизити вірогідність відмов, зменшити масу паливної системи, а також зменшити невироблюваний залишок палива.

Але їхнє застосування можливе лише з ЕВН, оскільки струменеві насоси живляться активним паливом від відцентрових.

Для підвищення надійності живлення паливом двигунів застосовують наступні заходи.

Перехресне живлення (кільцювання) застосовують на ПС з декількома групами баків. Забірні магістралі з'єднані після НП1 магістраллю перехресного живлення. У випадку виходу з ладу одного з двигунів при відкритому крані кільцювання паливо буде подаватися до працюючого двигуна не тільки від своєї забірної магістралі, але і від забірної магістралі непрацюючого двигуна. Магістраль перехресного живлення також може використовуватися для вирівнювання залишку палива у витратних баках забірних магістралей.

Дублювання НП1 полягає в установці двох паралельно працюючих насосів, кожен з яких має подачу, достатню для самостійного живлення двигунів паливом. При спільній роботі кожен НП1 забезпечує приблизно половину витрати палива двигунами, що знижує потрібний кавітаційний запас тиску та підвищує висотність. Однак дублювання збільшує масу конструкції та потребує додаткової потужності на привод насосів.

Резервування НП1 виражається в тому, що при виході з ладу одного насосу вмикається в роботу інший. Останній для підвищення живучості паливної системи може мати другий тип приводу.

Забірні відсіки зі зворотними клапанами застосовують в баках для виключення відливу палива від НП1 при еволюціях ПС та при дії перевантажень. Вони забезпечують живлення двигунів паливом при його відливі від забірника насоса підкачки.

Для живлення паливом двох-чотирьох двигунів застосовуються схеми автономної, централізованої, часткової, централізовано-автономної та централізовано-часткової подачі [18]. Вибір схеми залежить від призначення літака, кількості та компонування на літаку двигунів. Особливість паливної системи, побудованої за автономним принципом (рис. 1.3) полягає в тому, що кожен двигун має свою групу баків, зазвичай об'єднаних послідовною схемою.

Групи баків усіх двигунів мають однакову місткість. Вироблювання палива у кожній групі баків здійснюється перекачуванням палива з інших баків у витратний, з якого паливо подається до двигуна.

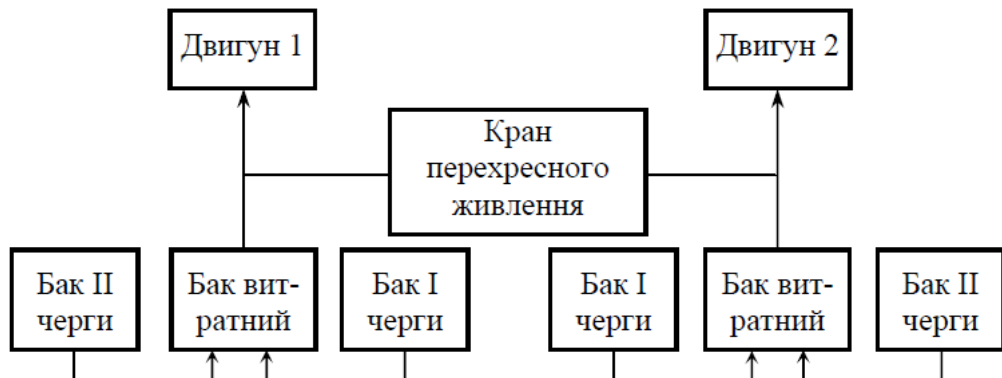


Рис. 1.3. Схема паливної системи, побудованої за автономним принципом

Централізована подача виконана так, що паливо від одного витратного баку подається до декількох двигунів. Централізовано-часткова подача зазвичай застосовується на літаках з непарною кількістю двигунів, коли подачу палива до середнього двигуна забезпечують підкачувальні насоси двох сусідніх магістралей з двох витратних баків (рис.1.4).

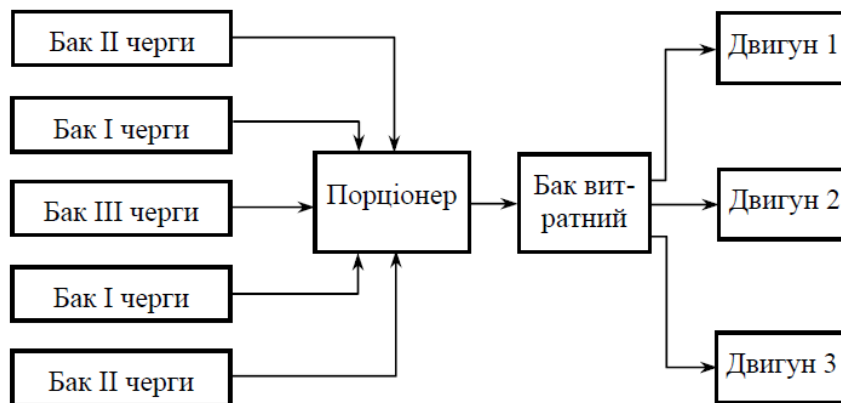


Рис. 1.4. Схема централізовано-часткової подачі палива

Складовою паливної системи є система заправки. Заправка паливом буває відкритого та закритого типу (рис. 1.5). При відкритій заправці відфільтроване паливо від заправного пристрою подається по гнучкому шлангу через роздатковий кран (пістолет) безпосередньо до заливної горловини, що розташована у верхній частині баку. Час заправки усіх баків ПС не повинен перевищувати 15 хвилин. Відкрита заправка має ряд недоліків: великий час

заправки, обумовлений низькою швидкістю течії палива; необхідність розміщення обслуговуючого персоналу біля заливних горловин, що, зазвичай, розташовані на крилі, це приводить до пошкодження лакофарбового покриття крила; неминуче випаровування палива, підвищується пожежонебезпека; можливе попадання до баку вологи та пилу.

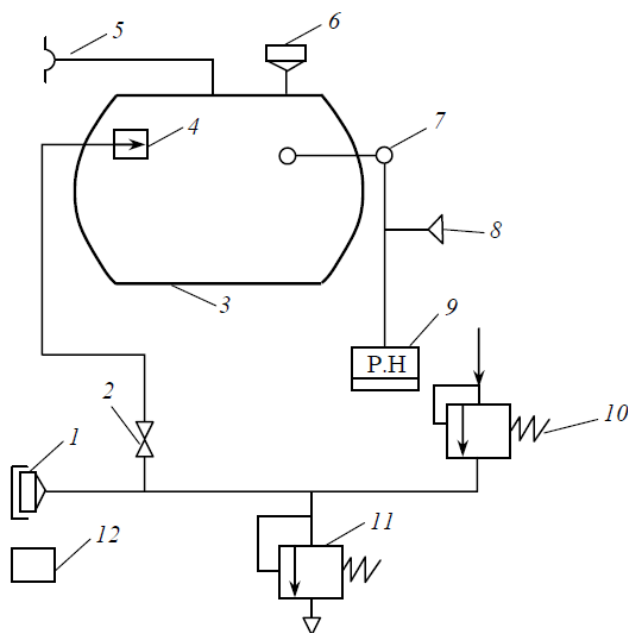


Рис. 1.5. Схема закритої заправки паливом: 1 – заправний штуцер; 2 – кран заправки; 3 – бак; 4 – поплавковий клапан граничного рівня; 5 – трубопровід дренажу; 6 – заливна горловина; 7 – індуктивний датчик; 8 – датчик тиску; 9 – регулювальний прилад; 10 – дренажний клапан; 11 – запобіжний клапан; 12 – щиток заправки.

Ці недоліки усуваються при закритій заправці. В цьому випадку відфільтроване паливо від заправного пристрою подається по гнучкому шлангу до заправних штуцерів баків. Це забезпечує високу швидкість подачі палива по заправній магістралі та з'єднувальним трубопроводам баків. Така заправка ще називається централізованою або заправкою під тиском. Але вона також має свої недоліки: збільшення маси конструкції, викликане розміщенням заправної магістралі; ускладнення обладнання (наявність керуючих та захисних пристроїв); неможливість повної заправки паливом баку внаслідок спрацювання клапанів граничного рівня, тому паралельно передбачені пристрої і для відкритої дозаправки паливом. Конструктивними елементами системи заправки

є заливні горловини, заправні штуцери, сигналізатори рівня, клапани граничного рівня та заправні крани.

Ще одним компонентом в комплексі паливної системи є система дренажу. Вона підтримує в надпаливному просторі баків тиск в межах, що забезпечують надійне живлення двигунів паливом, заправку та його злив. При заправці баків паливом необхідно дати можливість повітрю вийти з баку. В іншому випадку утворюються повітряні пробки і можлива деформація баків. Системи дренажу бувають відкритими, закритими та комбінованими (рис. 1.6).

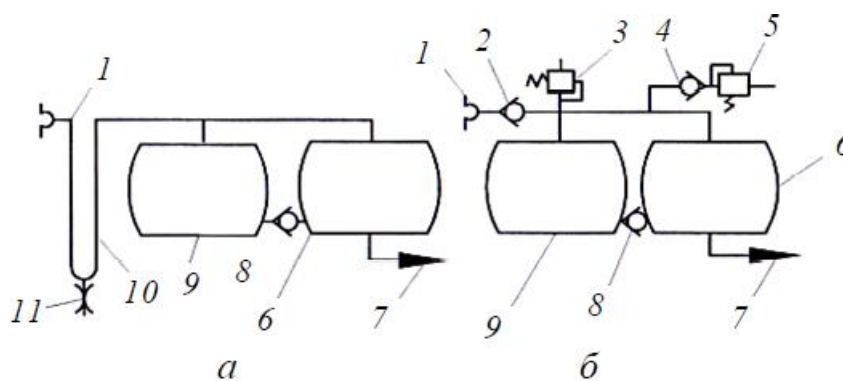


Рис. 1.6. Схеми дренажу декількох баків: *а* – відкритого типу баків; *б* – комбінованого типу: 1 – забірник повітря з атмосфери; 2, 4 – зворотний клапан; 3 – запобіжний клапан; 5 – редукційний клапан; 6, 9 – паливні баки; 7 – магістраль подачі палива до двигунів; 8 – клапан переливання палива; 10 – петля повітряного трубопроводу; 11 – дросель.

Відкрита система виконана таким чином, що баки сполучається з атмосферою через зовнішні патрубки дренажних трубопроводів. Таке улаштування забезпечує наддування баків та створює в його надпаливному просторі тиск більше атмосферного. Закрита система дренажу паливних баків є умовним поняттям. Вона поєднується з системою наддування, що забезпечує виробіток палива з баків витісненням. Комбінована система дренажу відрізняється від відкритої тим, що надлишковий тиск в баку може бути отриманий шляхом наддування баків повітрям, яке відбирається від компресора двигуна.

Також існує така складова паливної системи, як система управління заправкою та подачею палива. Керування агрегатами паливної системи може бути безпосереднім та дистанційним. Безпосереднє керування застосовують для

відкриття та закриття кранів. Наразі воно використовується доволі рідко. Дистанційне керування дозволяє екіпажу управляти насосами чи кранами на значній відстані з кабіни. Таке керування може бути електричним, пневматичним, гідравлічним, механічним. Пневматичне керування безпечне в пожежному сенсі, але приводить до великої маси комунікації та володіє підвищеною інертністю, тому зазвичай його використовують як аварійне. Гідравлічне керування принципово нагадує пневматичне. Однак, якщо двигуни ПС та компресори не працюють, в цих випадках гідравлічне керування можливе лише від наземних установок. Механічне керування також зустрічається зараз доволі рідко. Його іноді використовують для дистанційного відкриття крану вручну (за допомогою тросів чи тяг). Електричне керування отримало найбільше розповсюдження. Невелика маса комунікацій управління, мала інертність та можливість автоматизації є перевагами такого керування. До недоліків можна віднести пожежонебезпеку і залежність від джерела електроенергії.

1.3. Загальні вимоги до паливних систем

Такі основні вимоги висуваються до паливних систем:

1. Надійне живлення двигунів паливом на всіх режимах роботи, на всіх режимах польоту при розрахунковій температурі палива від -60°C до 40°C . Якщо насоси підкачки першого ступеня не працюють, живлення двигунів паливом повинне відбуватися безвідмовно на крейсерських режимах на висотах 6-8 км.

2. Автоматичний та максимальний виробіток палива з баків у заданій послідовності та при всіх можливих варіантах заправки баків, передбачених КЛЕ, збереження при цьому центрування ПС в допустимому діапазоні. За несправності автоматичного керування резервним є ручне керування. Для

надзвукових повітряних суден повинна бути передбачена автоматична балансуєча перекачка палива синхронно з переміщенням центру тиску.

3. Місткість баків на ПС повинна забезпечувати розміщення кількості палива, необхідного для польоту з заданою дальністю з врахуванням резервного запасу на 45 хвилин польоту. Для збільшення кількості резервного палива потрібно зменшити дальність польоту.

4. Забезпечення безпеки польотів, в тому числі живучості та пожежної безпеки. Для підвищення живучості паливної системи необхідно передбачити: використання палива з будь-якого баку для будь-якого двигуна, резервування найбільш важливих агрегатів тощо. Для підвищення пожежної безпеки екіпажу та пасажирів баки з паливом не повинні розташовуватися близько до кабін екіпажу і пасажирських салонів.

5. Для ПС, обмежених за посадковою масою чи центруванням, злив палива в польоті: середня витрата при зливі до 10 м^3 палива повинна бути не менше, ніж 24 л/с , до $20^3 - 28 \text{ л/с}$, більше за $20 \text{ м}^3 - 34 \text{ л/с}$.

6. Закрита заправка баків паливом ПС з загальною місткістю баків більше 5 м^3 , з подачею не менше за 25 л/с через кожен заправну точку за тиску, що не перевищує $0,45 \text{ МПа}$ та швидкістю не більше 7 м/с . Час відкритої заправки за загальною місткістю баків менше 5 м^3 не повинен перевищувати 10 хв .

7. Необхідно забезпечити повний злив палива на землі з баків, трубопроводів та агрегатів паливної системи. Якщо паливні баки обладнанні насосами, то їх можна використовувати, щоб прискорити злив. Залишок палива, що не випрацьовується, не повинен перевищувати 1% від загального об'єму баків.

8. Зручний, безперервний та надійний контроль паливної системи на землі та в польоті на всіх режимах роботи.

9. Експлуатаційна технологічність – пристосованість паливної системи до виконання робіт з технічного обслуговування в короткі терміни при мінімальному числі виконавців з використанням найбільш економічних технологічних процесів.

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

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

12. Не мають утворюватися повітряні порожнини під час заповнення та спорожнення баків, а також при відливах, зумовлених еволюціями ПС в польоті.

Основні технічні вимоги до паливної системи висунуті в Авіаційних Правилах (АП-25) [1]:

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

2) Кожна паливна система повинна бути виконана так, щоб повітря, яке потрапляє в систему, не змогло призвести до зриву горіння у газотурбінному двигуні.

3) Кожна паливна система літака з газотурбінними двигунами повинна бути здатна тривалий час працювати у всьому діапазоні витрат та тиску палива, що містить максимально можливу в очікуваних умовах експлуатації кількість розчинної та вільної води, та охолодженого до найбільш критичної температури для обмерзання.

4) Кожна паливна система повинна відповідати вимогам подачі палива до кожного двигуна по системі, незалежно від будь-якої ділянки системи, забезпечуючи подачу палива до іншого двигуна.

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

6) Паливо повинне подаватися під тиском в кожний двигун та з температурою в межах, вказаних в сертифікаті типу двигуна.

7) Кожний основний паливний насос повинен забезпечувати всі режими та просторове положення літака, а відповідний аварійний насос повинен бути спроможний замінити основний насос.

8) Якщо двигун може житися паливом більш, ніж з одного бака, паливна система повинна для кожного газотурбінного двигуна додатково до відповідного ручного переключення мати пристрій, що запобігає перебою подачі палива до цього двигуна без участі екіпажу у випадку, якщо паливо в будь-якому баку, який живить цей двигун, вироблено в процесі нормальної роботи, а в будь-якому іншому баку, з якого зазвичай подається паливо тільки до цього двигуна, міститься запас палива, який використовується.

9) Подача палива повинна бути забезпечена при найгірших умовах подачі палива на літаку у відношенні висоти польоту, просторового положення літака та інших умов:

- при непрацюючих бакових насосах підкачки;
- при подачі палива до двигунів з одного баку з відкритим краном кільцювання.

10) Монтаж системи слід виконувати таким чином, аби унеможливити руйнування, що могли б причинити пожежу в разі посадки літака з невипущеним шасі.

11) Відмова чи несправність у системі подачі палива в один з двигунів чи ДСУ не мають призводити до порушення подачі палива в решту двигунів.

12) Тиск та температура на вході в основний насос двигуна на всіх режимах мають перебувати в межах, встановлених ТУ на двигун.

12) Паливна система має бути проста в керуванні та зручна в обслуговуванні.

1.4. Вихідні дані

Вихідні дані літака та двигунів, що використовуються при проектуванні паливної системи (табл. 1.1.)

Таблиця 1.1

Найменування	Позначення	Одиниці вимірювання	Величина
<i>1</i>	<i>2</i>	<i>3</i>	<i>4</i>
Злітна маса	$G_{зл}$	т	51
Крейсерська швидкість	$V_{кр.}$	км/год	825
Дальність польоту	L_p	км	2600
Потрібна довжина ВПП (зліт)	$L_{зл}$	м	2350
Потрібна довжина ВПП (посадка)	$L_{нос}$	м	2125
Висота крейсерського польоту	$H_{кр}$	км	12
Тип двигунів	<i>ТРДД, Д-436-148ФМ</i>		
Кількість двигунів	N	—	2
Питома витрата пального на крейс. режимі	$C_{р.кр}$	кг/кгс·год	0,62
Ступінь двоконтурності двигуна	t	—	5
Злітна тяга двигуна	$R_{зл}$	кгс	7700
Крейсерська тяга двигуна	$R_{кр}$	кгс	1700
Ступінь підвищення тиску	π^*	—	26
Крейсерська якість	$K_{кр}$	—	17

Продовження таблиці 1.1

1	2	3	4
Розрахункова швидкість зустрічного вітру	W	км/год	80
Крейсерське число Маха	M	—	0,78
Кут стріловидності	χ	град.	25
Площа крила	$S_{кр.}$	м ²	98,6
Розмах крила	$l_{кр.}$	м	30,5
Кут поперечного V	V	град.	-5
Середня відносна товщина профілю крила	\bar{c}	%	0,12
Діаметр фюзеляжу	D	м	3,9
Маса комерційного навантаження	m_k	кг	12000
Питоме навантаження на крило	σ	кПа	5

1.5. Аналіз існуючих схем паливних систем

Магістралі подачі палива можуть бути з паралельно, або з послідовно об'єднаними баками (рис. 1.7). Магістраль подачі палива з паралельно об'єднаними баками (рис. 1.7, а) дає змогу керувати виробітком палива за заданою програмою: I черга — II черга — III черга. Для цього застосовують трирежимні підкачувальні насоси, режими роботи яких відрізняються обертами електропривода, тобто тиском палива на виході за однакової подачі.

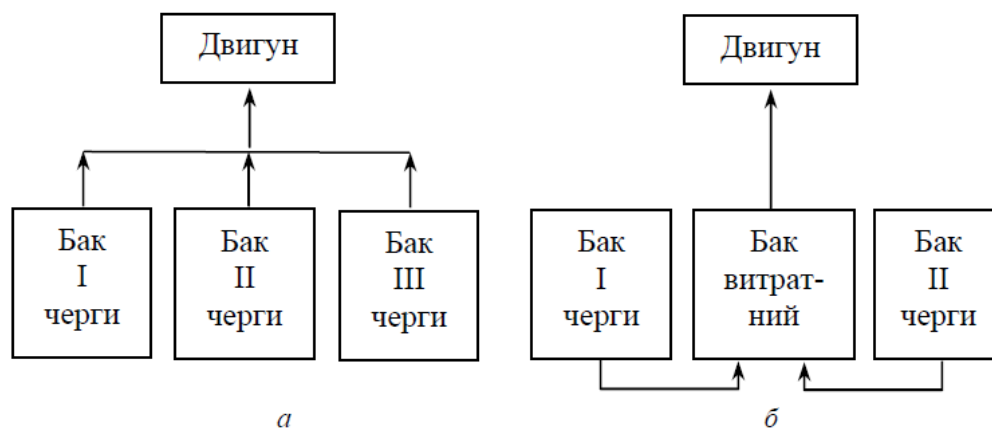


Рис. 1.7. Схема магістралі подачі палива: *а* – з паралельно об'єднаними баками; *б* – з послідовно об'єднаними баками.

Порядок вироблювання палива при цьому такий: спочатку вмикаються насоси баків I черги на номінальний режим, а насоси баків III (останньої) черги — на ослаблений режим. У кінці виробіток баків I черги їх насоси автоматично (за сигналами паливоміру) перемикаються на форсований режим і одночасно вмикаються насоси баків II черги на номінальний режим; при цьому насоси баків III черги безперервно працюють на ослабленому режимі. Після довиробітку баків I черги їх насоси вимикаються автоматично сигналізаторами тиску, і починається вироблювання палива з баків II черги. У кінці вироблювання баків II черги їхні насоси автоматично перемикаються на форсований режим, а насоси баків III черги — на номінальний; після виробітку баків II черги їх насоси автоматично вимикаються сигналізаторами тиску, а насоси баків III черги продовжують подачу палива у двигуни до кінця польоту.

Отже, резервується безперервне підкачування палива у двигуни, зокрема і на перехідних режимах роботи паливної системи. Практично паливо в баках останньої черги в нормальному польоті не виробляється, оскільки місткість баків не перевищує резервного запасу палива. За даною схемою виконана паливна система літаків Ан-24, А310, В747 (рис. 1.8). Паливні баки В747 (рис. 1.8) розміщені в кесоні крила і складаються з одного центрального бака, двох головних внутрішніх, двох головних зовнішніх та двох резервних баків.

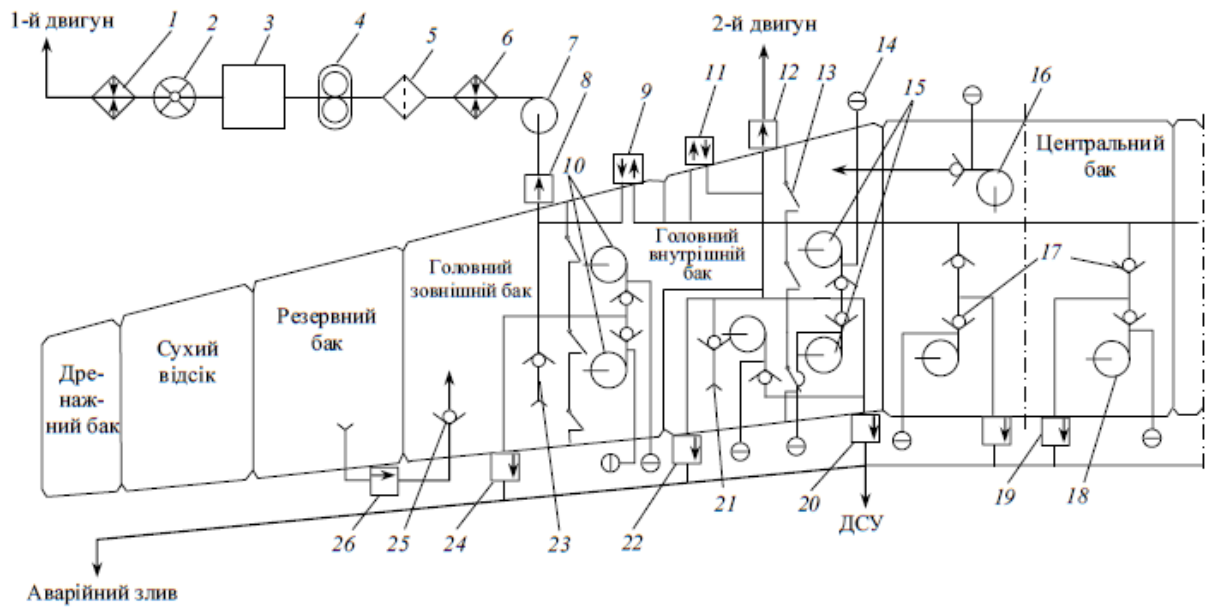


Рис. 1.8. Схема паливної системи літака Boeing 747

Паливна система цього літака побудована за принципом послідовного вироблення баків. Спочатку виробляється паливо з центрального бака двома насосами 18 через магістральні крани 9, 11 в усі чотири двигуни. Довиробіток залишку невикористаного основними насосами палива забезпечується додатковим насосом 16.

Після виробітку центрального бака вмикаються насоси 15 головних внутрішніх баків, які подають паливо через крани 9, 11 відповідно з лівого бака в 1-й та 2-й двигуни, з правого — у 3-й, 4-й двигуни.

У разі залишку палива у внутрішніх головних баках, який дорівнює кількості палива в зовнішніх головних та у резервних баках, магістральні крани 9, 11 закриваються, а крани 26 відкриваються, з'єднуючи резервні баки із зовнішніми головними. Після цього насоси 10 вмикаються і відбувається одночасне вироблення палива з зовнішніх головних баків, з'єднаних із резервними, у 1-й та 4-й двигуни і відповідно з внутрішніх головних — у 2-й та 3-й двигуни. За знеструмлення паливної системи літака живлення двигунів паливом забезпечується самопливом через зворотні клапани 23, 25. У зв'язку з великими об'ємами головних баків у них виділені насосні відсіки перегородками, на яких встановлені пластинчасті клапани 13.

У кожній з магістралей живлення двигуна встановлено пожежний кран 8, підкачувальний насос 7, паливно-мастильний радіатор 6, паливний фільтр 5, паливний насос високого тиску 4, регулятор подачі палива 3, датчик витратоміра 2, паливно-повітряний підігрівник 1.

Живлення паливом допоміжних енергодвигунних установок забезпечується додатковим насосом, установленим у внутрішньому головному баку. На літаку Boeing 747 застосована система аварійного зливання палива в польоті. Аварійне зливання палива здійснюється підкачувальними насосами всіх баків через крани аварійного зливання 19, 22, 24 з викиданням палива в атмосферу.

Магістраль подачі палива з послідовним об'єднанням баків (рис. 1.7, б) будують таким чином, що з баків кожної черги в межах групи баків одного двигуна паливо перекачується в певній послідовності у витратний бак, а з нього подається у двигун насосами витратного бака. У паливних системах, побудованих за такою схемою, у витратний бак паливо перетікає з інших баків самопливом або перекачується за допомогою ЕВН чи струминних насосів. При цьому перекачувальні насоси транспортують паливо з одного бака в інший із тиском на виході з насоса, достатнім тільки для подолання гідравлічного опору магістралі перекачування [18].

Тому насоси перекачування відрізняються від підкачувальних насосів, установлених у витратному баку, значно меншим тиском і для цього можуть бути застосовані струминні насоси, що дає змогу значно зменшити споживання електроенергії паливною системою. Перевагою схеми живлення двигунів із витратних баків є також мала вірогідність розриву паливного потоку і зупинка через це двигунів, оскільки підкачування палива у двигун здійснюється із завжди заповненого відсіку, вміст палива в якому менший від резервного запасу. Така схема паливної системи використана на літаках Ан-70, Ан-124, Іл-96, Ту-204 (рис. 1.9) та ін. Паливну систему літака Ту-204 (рис. 1.9) можна умовно поділити на систему лівого пів крила, що живить паливом 1-й двигун, систему правого пів крила, що живить паливом 2-й двигун, та балансувальну

систему, розміщену у хвостовому оперенні. Паливні системи 1-го та 2-го двигунів за структурою ідентичні, за винятком наявності у витратному баку лівого пів крила насоса 37 живлення ДСУ. Системи 1-го та 2-го двигунів з'єднані магістраллю перехресного живлення через кран 23.

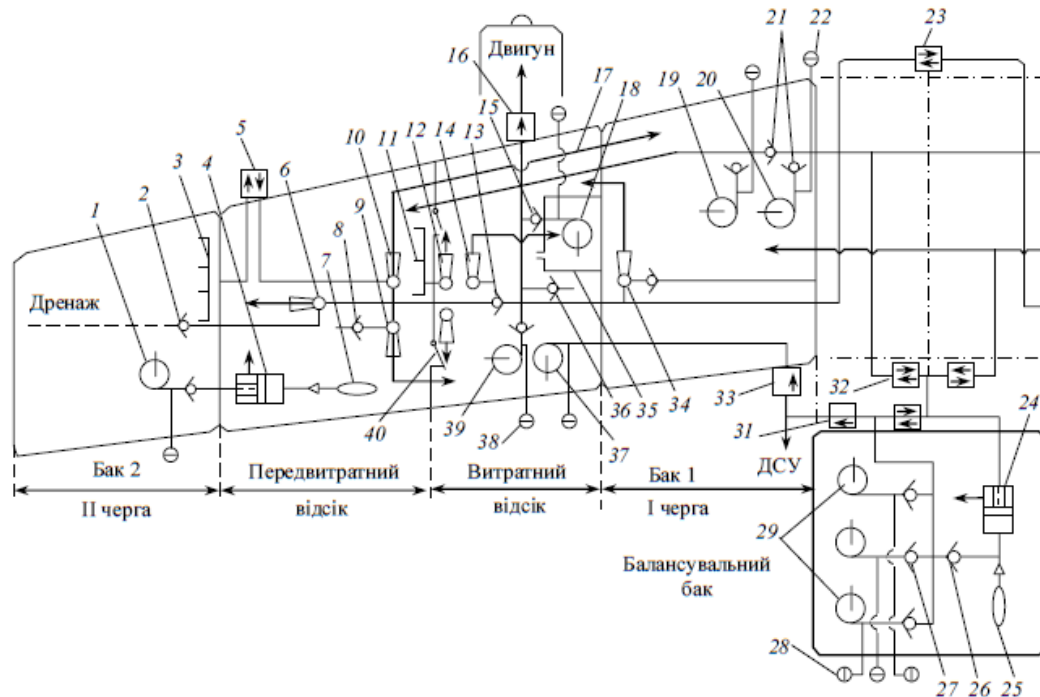


Рис. 1.9. Схема паливної системи літака Ту-204

Паливна система пів крила складається з чотирьох баків-відсіків, зокрема бак 1 першої черги вироблення, розміщений у кореневій частині крила, бак 2 другої черги вироблення в кінцевій частині крила, та два відсіки (передвитратний та витратний), з'єднані пластинчастими клапанами 40, які утворюють загальний бак третьої черги вироблення.

Виробіток палива здійснюється двоетапним перекачуванням палива спочатку з бака 1, потім з бака 2 в передвитратний відсік, з якого паливо перекачується у витратний відсік. З бака 1 паливо перекачується в передвитратний відсік насосом 19 типу ЕВНГР-5. При цьому передвитратний відсік заповнюється і надлишок палива повертається в бак 1 через трубопровід 17. З передвитратного у витратний відсік паливо безперервно перекачується струминним насосом 9 типу СН-12. З бака 2 паливо перекачується в передвитратний відсік насосом 1 типу ЕВНГР-5 через гідрокерований клапан 4.

Поплавковий клапан 7 керує роботою клапана 4 і підтримує у передвитратному баку заданий рівень палива

Живлення двигуна паливом забезпечують два підкачувальні насоси 18, 39 типу ЕВНГР-15. Один із цих насосів установлений у перевантажному відсіку 35, куди безперервно підкачується паливо-струминним насосом 13 типу СН-6, завдяки чому забезпечується живлення двигуна під час короткочасної дії від'ємного перевантаження. На випадок знеструмлення підкачувальних насосів передбачена можливість живлення двигуна самопливом через зворотний клапан 36.

1.6. Паливна системи, що проектується

На основі порівняльної характеристики існуючих схем паливних систем та способів виробітку палива було вирішено спроектувати паливну систему, побудовану за принципом послідовного виробітку. Така система має свої недоліки: високе споживання електроенергії одночасно працюючими насосами підкачки; збільшена маса конструкції системи. Але її переваги відіграють значно важливішу роль – через відсутність витратного баку підвищується надійність системи, адже у разі пошкодження витратного баку, незважаючи на наявність палива в інших баках, живлення двигунів стає неможливим. Тож, вказані недоліки такого принципу виробітку палива вважаємо не суттєвими через високу надійність системи і в результаті безпеку пасажирів та екіпажу.

Паливна система – комплекс взаємопов'язаних між собою та однаково важливих підсистем, описання яких наведено нижче. Проектована система включає в себе:

- систему дренажу паливних баків;
- систему аварійного зливу палива;
- систему централізованої заправки;
- систему подачі палива до двигунів;

- прилади та пристрої контролю роботи паливної системи.

1.6.1. Система живлення двигунів паливом

Система живлення двигунів паливом призначена для безперебійної подачі палива до двигунів та ДСУ на всіх режимах польоту. Система включає в себе: електроприводні відцентрові насоси, струменеві насоси, зворотні клапани, пожежні крани, сигналізатори тиску, перекривні крани, паливні фільтри, ПМР, тощо. Структурна схема системи живлення двигунів паливом середньомагістрального пасажирського літака з двома ТРДД зображена на НАУ 20.05.47.002.000 ПС.

За повної заправки літака паливом забезпечується його дальність польоту 1900 км. Паливо розміщується в п'яти баках-кесонах, зокрема, в центропланному баку 0-ї черги, у двох внутрішніх баках I-ї черги та у двох зовнішніх баках II-ї черги. Центропланний бак є резервним. Паливна система літака побудована за принципом послідовного виробітку з паралельно об'єднаними баками. За наявності палива в центропланному баку здійснюється його першочерговий виробіток в обидва двигуни насосами 2. Для забезпечення максимального виробітку центропланного баку в ньому встановлений струменевий насос, зображений на НАУ 20.05.47.004.000 ПС.

Подачу палива до ДСУ 1 забезпечує насос постійного струму 2, встановлення якого дає можливість запуску системи без наземного аеродромного обладнання.

Для виробітку палива з баків застосовані дворежимні підкачувальні насоси ЕВНГ-5-2. У разі виробітку центропланного баку його насоси вмикаються на підвищений режим, а насоси баків I-ї черги – на номінальний. При цьому насоси баків II-ї черги не вмикаються. Після закінчення виробітку центропланного баку за даними падіння тиску сигналізаторів 7 за насосами

цього баку підкачувальні насоси баків I-ї черги перемикаються на підвищений режим, і одночасно вмикаються насоси баків II-ї черги на номінальний режим.

Після цього відбувається подача палива у двигуни з баків I-ї черги. За повного виробітку баків I-ї черги насоси в них автоматично вимикаються і подача палива продовжується з баків II-ї черги. Для запобігання розриву потоку палива в магістралях закривається кран 16 (рис. 1.10). Щоб запобігти обмерзанню фільтрів 10 у магістралі живлення двигунів перед ним встановлений паливно-мастильний радіатор 11. Насоси підкачки другого ступеня 12 забезпечують остаточну підкачку палива.

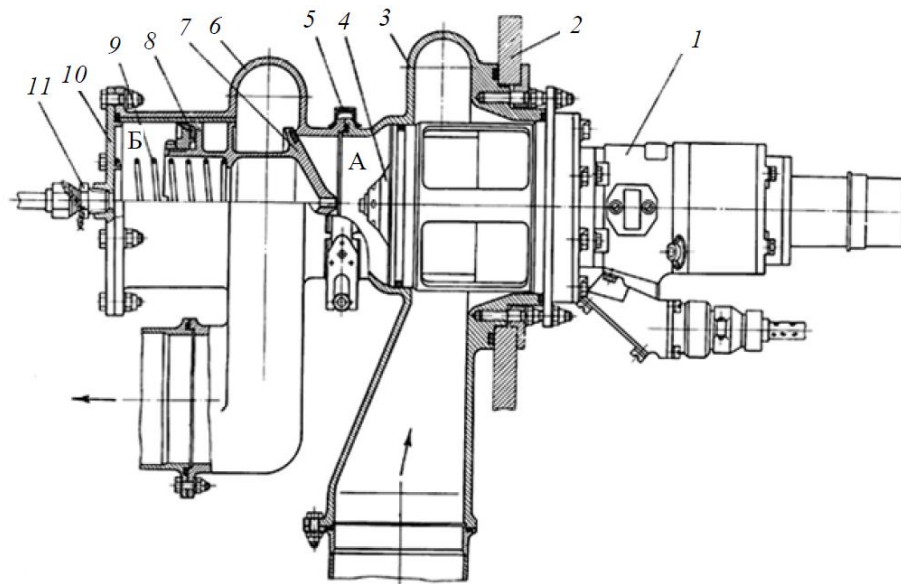


Рис. 1.10. Схема комбінованого перекривного крану: 1 – електромеханізм; 2 – лонжерон; 3 – колектор; 4 – поршень; 5 – хомут; 6 – гідрокерований кран; 7 – поршень; 8 – ущільнення; 9 – пружина; 10 – кришка; 11 – штуцер

Надійне живлення двигунів забезпечується безперервним перекачуванням палива струменевими насосами 6 в насосні відсіки, які заповнені паливом протягом усього польоту. У зв'язку з великими об'ємами баків в них виділені перегородками 5 з пластинчастими клапанами насосні відсіки. В магістралі живлення паливом кожного двигуна послідовно встановлені пожежний кран 12, підкачувальний насос двигуна 11, паливно-мастильний радіатор 10, паливний фільтр 9, датчик витратоміру 8. Магістралі подачі лівого та правого двигунів з'єднані між собою магістраллю перехресного

живлення краном 13. З центропланного баку виходить магістраль 1 живлення ДСУ. Подачу палива до ДСУ забезпечує насос постійного струму ЕВН-75.

Для підвищення надійності спроектованої паливної системи бакові насоси підкачки продубльовано. За знеструмлення паливної системи подача палива до двигунів відбувається самопливом через зворотні клапани (рис. 1.11). 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. На насосах підкачки встановлений перфорований кільцевий колектор задля усунення обмерзання сітки насоса за допомогою збивання льоду струменями палива.

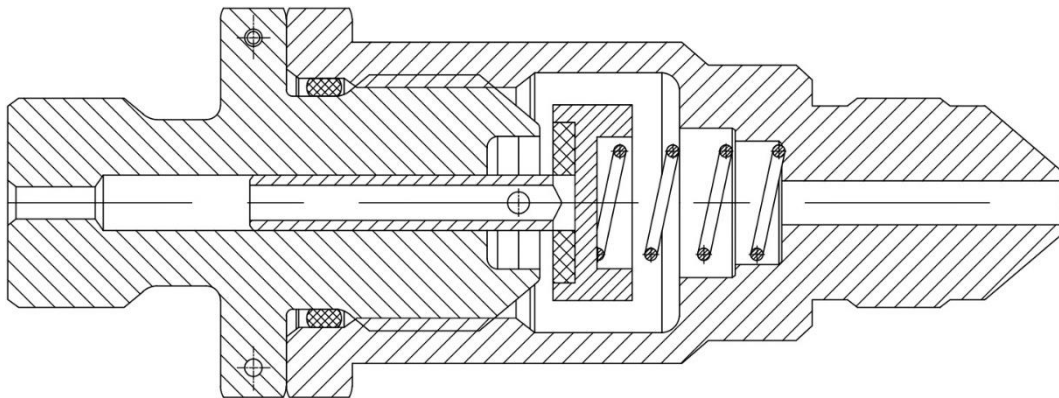


Рис. 1.11. Зворотний клапан

1.6.2. Система дренажу паливних баків

Система дренажу паливних баків призначена для підтримання в надпаливному просторі баків тиску в межах, які забезпечують живлення двигунів паливом, заправку і його зливання. Крім того, ці системи забезпечують збереження форм і міцності баків як тонкостінних оболонок, захищають баки від зминання. За вироблення палива або його зливання баки заповнюються атмосферним повітрям. В баках недопустиме навіть невелике падіння тиску

щодо атмосфери. Під час роботи паливної системи на землі падіння тиску не впливає на роботу насосів. За заправки система дренажу здійснює зворотну функцію – через дренажні трубопроводи виходить повітря.

Система дренажу паливних баків зображена на НАУ 20.05.47.005.000 ПС та має такі конструктивні елементи:

- забірники повітря, які розміщують в зоні підвищеного тиску (проти потоку повітря, що набігає);
- магістралі переливання – для зливання палива, що потрапляє в дренажний бак, назад до паливних баків;
- перекивні крани;
- поплавкові клапани, через які здійснюється додатковий дренаж паливних баків;
- зворотні клапани;
- вакуумно-запобіжні клапани, необхідні для забезпечення мінімального тиску в системі та для обмеження надлишкового тиску (рис. 1.12).

Повітря надходить до дренажного баку через повітрязабірник 1 з атмосфери. На забірнику встановлені вакуумно-запобіжний клапан 6, який забезпечує мінімальний тиск у системі та обмежує надлишковий тиск, і перекивний кран 3. Вакуумні клапани забезпечують з'єднання баків з атмосферою в разі закупорки забірника дренажу, коли розрідження в баках 0,02 МПа кран 3 відкриється і підвищення тиску не відбудеться. Додатковий дренаж здійснюється через поплавкові клапани 4. Паливо, що надходить через трубопроводи дренажу в дренажний бак, самопливом, по трубопроводу переливання 2 зливається в паливний бак.

У разі виникнення невеликого вакууму в баках, відкривається клапан 8 та забезпечує подачу повітря у паливні баки. Якщо в баках виникає навіть незначне розрідження, на їхніх стінках з'являються значні навантаження. Для їх зменшення потрібно збільшити розміри клапану, а отже, і його масу. Тому клапани розглядають як запобіжні, а роль захисту від підвищеного та пониженого тиску відіграє система дренажу.

При підвищенні надлишкового тиску в баках відкривається кульковий клапан 4 – тиск зменшується до заданого значення. При обмерзанні зовнішнього забірника дренажу відкривається клапан 6 і забезпечує дренаж баків. Для запобігання обмерзанню в польоті забірники повітря обігрівають.

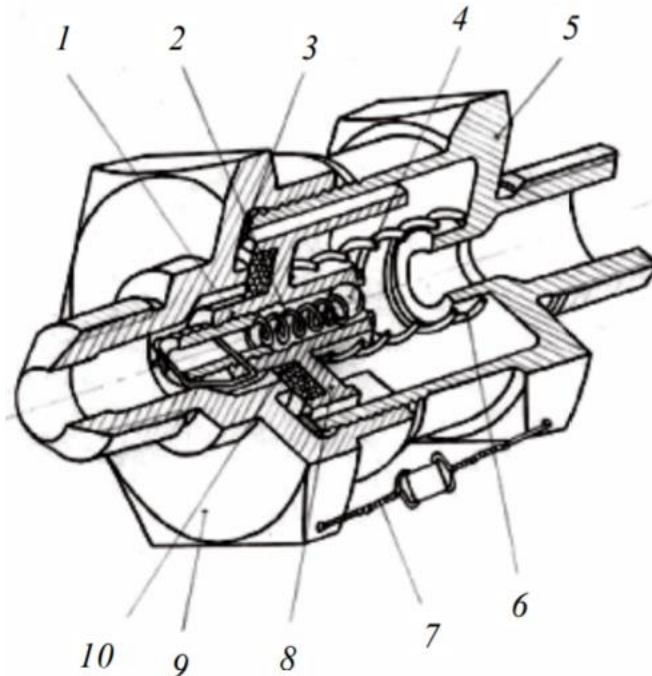


Рис. 1.12. Вакуумно-запобіжний клапан:
 1 – пробка; 2 – пружина; 3 – кільце ущільнювальне; 4 – кульковий запобіжний клапан; 5 – корпус; 6 – пружина вакуумного клапану;
 7 – контрувальний дріт; 8 – вакуумний клапан; 9 – кришка;
 10 – ущільнювач

Вимоги до систем дренажу:

- забезпечення однакового тиску в баках;
- невикидання палива через магістраль дренажу;
- забірники дренажу не повинні піддаватися обмерзанню;
- вимагається відсутність викидів палива у довкілля через дренаж за нормальної експлуатації паливної системи.

1.6.3. Система заправки паливом

Абсолютна більшість сучасних літаків обладнана системою закритої (централізованої) заправки паливом, яка здійснюється через один або два заправних штуцери, розташовані на нижніх частинах літака. Подача при такій заправці повинна бути не менше, ніж 25 л/с через кожен штуцер, а час заправки не повинен перевищувати 15 хв. Основні конструктивні елементи системи заправки: заливні горловини; заправні штуцери; сигналізатори рівня; клапани граничного рівня; заправні крани.

На ряду з численними перевагами централізованої заправки одним з головних її недоліків є неможливість повної заправки паливом баку через спрацювання клапанів граничного рівня. Тому паралельно також передбачене встановлення пристроїв і для відкритої дозаправки паливом, а саме – заливні горловини. Заливні горловини розташовані на верхній панелі крила над кожним баком. Вони закриті швидкоз'ємними кришками [2].

Функціональна схема централізованої заправки паливом приведена на НАУ 20.05.47.006.000 ПС. Вона складається з:

- штуцера заправки для під'єднання заправного шлангу і подачі палива під тиском (НАУ 20.05.47.008.000 СБ);
- двох сигналізаторів тиску;
- п'яти перекирваних електрокерованих кранів заправки;
- п'яти індуктивних датчиків рівня;
- п'яти датчиків граничного тиску;
- п'яти регульовальних приладів;
- п'яти поплавкових клапанів граничного рівня (рис. 1.13);
- двох зворотних клапанів, призначених для недопущення зміни напрямку потоку рідини в системі;
- двох запобіжних клапанів;
- двох вакуумних клапанів для відкачки палива з трубопроводів після закінчення заправки;

- заливних горловин.

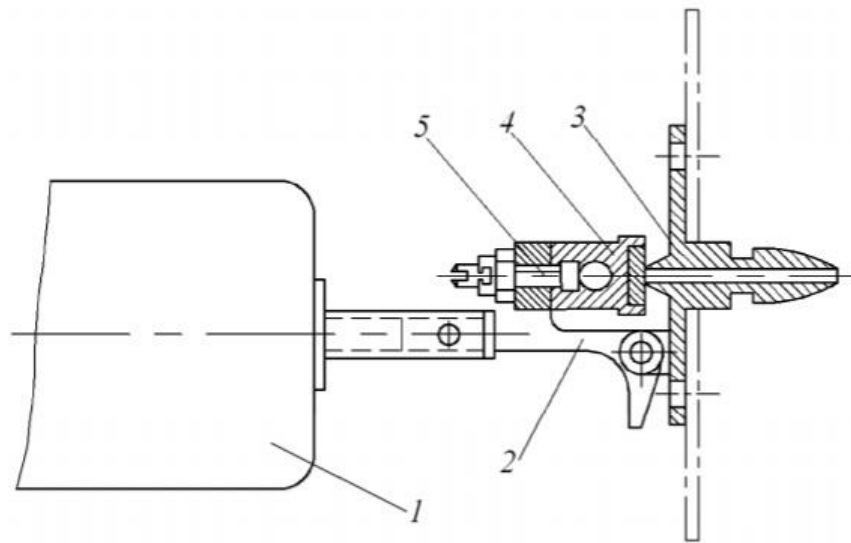


Рис. 1.13. Поплавковий клапан:
1 – поплавок; 2 – важіль; 3 – фланець; 4 – клапан; 5 – палець

Паливо надходить до магістралі заправки через штуцер 7 та за відкритих кранів 9 надходить до баків. Після заповнення баків паливом спрацьовують сигналізатори рівня 1 та подають сигнал на закриття кранів 9 (рис. 1.14). Якщо сигналізатор рівня не спрацює, то в разі збільшення рівня палива спрацює клапан граничного рівня 2 та припинить надходження палива до баків. За підвищеного тиску в баках спрацьовує датчик тиску 6 та вдруге спрямовує живлення на закриття кранів 9.

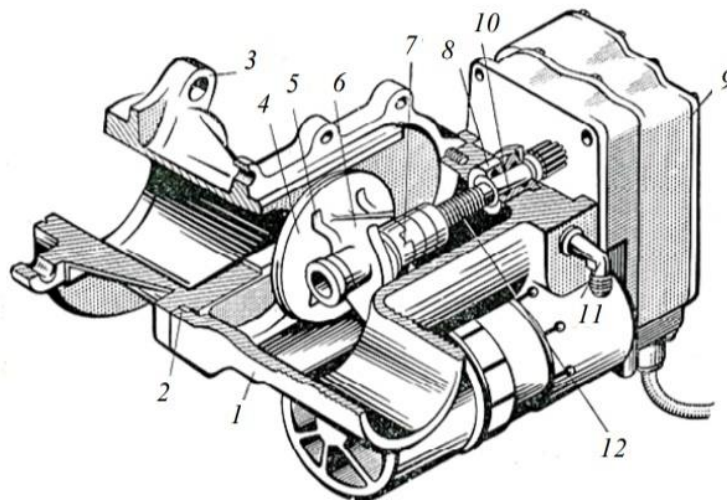


Рис. 1.14. Кран заправки:
1 – корпус; 2 – прокладка; 3 – фланець; 4 – тарілка; 5 – пружина;
6 – траверса; 7 – гайка; 8 – гайка сальника; 9 – електромеханізм; 10 –
ущільнювальне кільце; 11 – косинець; 12 – шток

Якщо під час заправки тиск перевищує припустимі показники, то спрацьовує клапан граничного рівня 2. Для відкачування палива з магістралі заправки після закриття кранів використовується вакуумний клапан 4. На щитку заправки розміщені перемикачі керування кранами заправки. Порядок централізованої заправки протилежний порядку виробітку.

Заправка може бути почергова або одночасна. Почергова заправка займає більше часу, ніж одночасна, але при цьому є можливість вибіркового наповнення баків. За одночасної заправки баків паливом гідравлічні втрати тиску в паралельних магістралях менші, ніж при почерговій. Це дає можливість використання насосів паливозаправника меншої потужності. Централізована заправка паливом здійснюється в двох режимах – ручному та автоматичному. Вибір режиму заправки проводиться установкою перемикача на пульті управління заправкою в положення "РУЧН" або "АВТ". Через високу подачу та швидкість течії палива воно піниться, що унеможлиблює повну заправку паливом і дозаправка здійснюється через заливні горловини.

Для проведення централізованої заправки літака паливом в ручному і автоматичному режимах до бортового заправного штуцера під'єднується джерело палива з робочим тиском до $4,5 \text{ кг/см}^2$ і включається джерело електроживлення.

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

Для заправки літака застосовуються палива:

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

1.6.4. Система аварійного зливу палива

На землі паливо зливають для виконання ремонтних робіт і деяких регламентних робіт через бакові й магістральні крани. З'єднання бортового штуцера зливання зі шлангом наземної установки виконують за ГОСТ 12468-68. Зливання палива в польоті передбачається на літаках, у яких посадкова вага більше допустимої. Зменшити її можна додатковим перебуванням в польоті. Проте, крім виробітку палива, це спричиняє ще й виробіток ресурсу двигунів та планера ЛА, стомлення екіпажу та пасажирів, збільшення кількості ЛА в районі аеродрому. Тому, на літаках, які мають обмеження щодо посадкової ваги, доцільно мати магістралі зливання палива в польоті. Це зливання можна також використовувати для зміни центрування. Через те, що такий злив проводиться в особливих аварійних випадках польоту, його часто називають аварійним зливанням палива в польоті. Паливо може зливатися самопливом, під тиском і з використанням насосів (рис. 1.15).

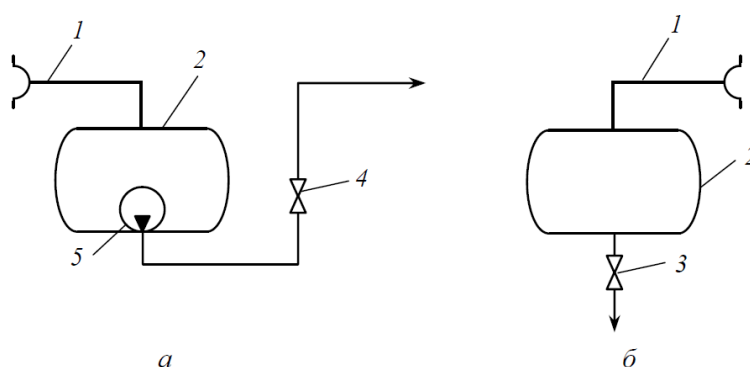


Рис. 1.15. Схема зливання палива в польоті: *а* – за допомогою насоса; *б* – самопливом: 1 – система дренажу; 2 – бак; 3, 4 – кран зливу; 5 – насос аварійного зливу

Магістраль аварійного зливу палива позначена цифрою 4 на НАУ 20.05.47.002.000 ПС. При зливанні до 30000 л палива час зливу не повинен перевищувати 20 хв. При проектуванні системи аварійного зливу був обраний метод зливання палива – за допомогою відцентрових внутрішньобакових насосів 4, (усіх, окрім центропланних). Злив відбувається після відкриття крану 5 (рис. 1.16).

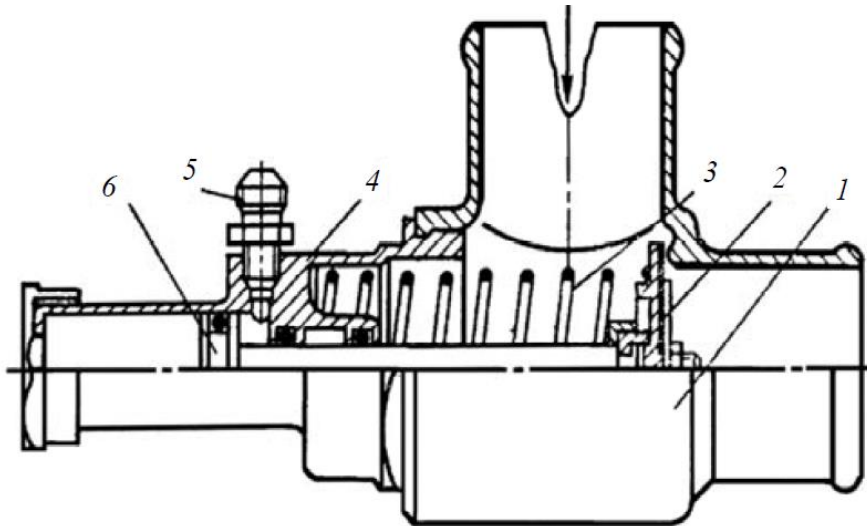


Рис. 1.16. Схема крану аварійного зливу палива в польоті: 1 – корпус; 2 – клапан; 3 – зворотна пружина; 4 – втулка; 5 – штуцер; 6 – поршень

Вимоги до системи зливання:

- Швидкість зливання до 20 хв. при зливанні до 30000 л.
- Безпека зливу. Паливо не має потрапляти в пожежонебезпечні місця (в струмінь вихлопних газів двигунів).
- У процесі зливання і після нього центрування ЛА має перебувати в заданих межах.
- Дренаж баків має забезпечувати зливання палива з даною швидкістю і необхідним тиском у баках, щоб не було зминання баків.
- У баках має залишитися паливо, що дорівнює аеронавігаційному запасу палива.

1.7. Визначення необхідної кількості палива

Гідравлічний розрахунок виконаний при проектуванні системи живлення паливом двигунів. В процесі використовувались матеріали гідравлічних розрахунків систем живлення паливом раніше створених літаків-прототипів. Мета розрахунку – спроектувати конкурентоспроможну, надійну паливну систему, яка відповідатиме всім вимогам безпеки та працездатності;

підтвердити відповідність підібраних діаметрів трубопроводів розрахованим умовам необхідних витрат та тисків в діапазоні режимів експлуатації/роботи паливної системи.

Умови розрахунку:

- використовуване паливо – ТС-1 (характеристики палива в залежності від температури вказані в табл. 1.2);
- діапазон робочих температур палива: $-50^{\circ}\text{C} \dots +40^{\circ}\text{C}$;
- рівень палива в баках відповідає резервному запасу;
- розрахункова магістраль – найскладніший випадок живлення двигуна: від крайнього насоса зовнішнього баку до протилежного двигуна.

Таблиця 1.2

Характеристики палива ТС-1

Температура палива t , $^{\circ}\text{C}$	Густина палива ρ , $\text{кг}/\text{м}^3$	Кінемат. в'язкість палива ν , 10^{-6} , $\text{м}^2/\text{с}$	Тиск насич. пари p_t , кПа
1	2	3	4
-50	828	7,9	-
-40	821	5,2	-
-20	807	2,8	-
0	791	1,8	4,12
20	776	1,3	5,16
40	760	1,0	8,13

Кількість палива, що заправляється в баки літака для польоту на розрахункову дальність, включає витрачуване в польоті паливо та резервний запас. Кількість витраченого в польоті палива залежить від злітної маси літака, дальності польоту, економічності двигуна, а також від аеродинамічної якості літака та швидкості польоту. Використовуючи дані з табл. 1.1, визначимо необхідну для польоту кількість палива. Відносна маса витрачуваного в польоті палива:

$$\bar{m}_{п.в} = \frac{-L_p^2 + \sqrt{L_p^4 + 4L_p^2 E^2}}{2E^2},$$

де L_p – розрахункова дальність польоту ($L_p = 2600$ км);

E^2 – емпіричний коефіцієнт.

$$E = A_{кр} \frac{K_{кр} \cdot M_{кр}}{C_{р.кр}},$$

де A – емпіричний коефіцієнт пропорційності (для літаків з ТРДД):

$A = 850$ км·кг/даН·год);

$K_{кр}$ – крейсерська якість ($K_{кр} = 17$);

$M_{кр}$ – крейсерське число Маха ($M_{кр} = 0,78$);

$C_{р.кр}$ – питома витрата палива на крейсерському режимі ($C_{р.кр} = 0,62$ кг/кгс·год).

$$E = 850 \cdot \frac{17 \cdot 0,78}{0,62} = 18179 \text{ (км)}$$

Відносна маса палива, що витрачається в польоті:

$$\bar{m}_{п.в} = \frac{-2600^2 + \sqrt{2600^4 + 4 \cdot 2600^2 \cdot 18179^2}}{2 \cdot 18179^2} = 0,133$$

Таким чином, маса палива, витрачуваного в польоті:

$$m_{п.в} = \bar{m}_{п.в} \cdot G_{зл} = 0,133 \cdot 51000 = 6791 \text{ (кг)}$$

Резервний запас палива, необхідний для крейсерського польоту протягом 45 хв.:

$$m_{р.зп} = C_{р.кр} R_{кр} n_{дв} \cdot 0,75 = 0,62 \cdot 1700 \cdot 2 \cdot 0,75 = 1581 \text{ (кг)}$$

При визначенні потрібного на політ запасу палива необхідно також враховувати:

- додаткову кількість палива на запуск, прогрівання двигунів та на рулювання літака злітно-посадковою смугою – $m_{ПП} = 300$ кг;
- невироблюваний залишок палива у баках, (зокрема незливний залишок) – $m_{НВЗ} = 200$ кг, (незливний залишок 70 кг);
- компенсаційний запас палива на несприятливі метеорологічні умови польоту – $m_{КЗП} = 800$ кг.

$$m_{ПЗП} = m_{п.в} + m_{р.зп} + m_{ПП} + m_{НВЗ} + m_{КЗП},$$

$$m_{ПЗП} = 6791 + 1581 + 300 + 200 + 800 \approx 9700 \text{ (кг)}$$

За $t = 20^{\circ}\text{C}$; $\rho_{\text{п}} = 776 \text{ кг/м}^3$:

$$m_{\text{ПЗП}} = 12500 \text{ (л)}$$

1.8. Розрахунок ємності паливних баків

У паливній системі, що проектується, паливо розміщується в баках-кесонах. Кесон крила розділяється герметичними нервюрами та лонжеронами на герметизовані відсіки, які поділяються на баки 0-ї, I-ї, та II-ї черг. Повний об'єм кесону визначається за формулою:

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

де $\psi = 0,85$ – коефіцієнт;

h – відстань між кінцевими нервюрами бака;

S_1, S_2 – площі кінцевих нервюр баків (міжлонжеронна частина).

$$S_1 = C_{\text{ср}} \cdot B_{\text{л}},$$

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

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

На основі зробленого креслення крила можемо визначити об'єм, в якому буде розміщуватися паливо.

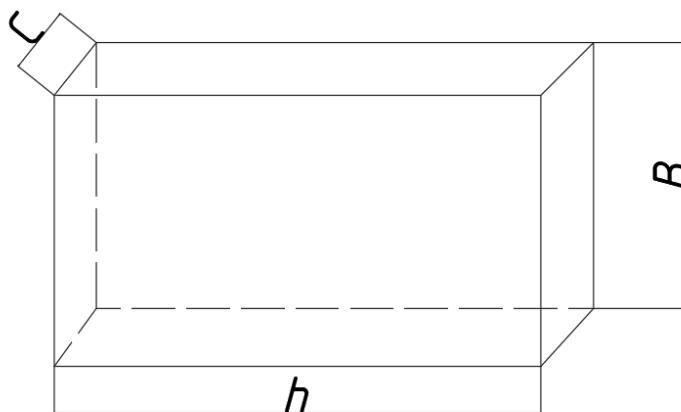


Рис. 1.17. Спрощена схема паливного баку для розрахунку ємності

- Об'єм центропланного бака-кесону (0-ї черги).

Обчислюємо площі міжлонжеронних частин:

$$h = 3,6 \text{ м}; C_{\text{ср}} = 0,4 \text{ м}; B_{\text{л}} = 4 \text{ м}.$$

$$S_1 = S_2 = C_{\text{ср}} \cdot B_{\text{л}} = 0,4 \cdot 4 = 1,6 \text{ (м}^2\text{)}$$

Тоді об'єм кесону:

$$V_{\text{кес0}} = 0,85 \cdot \frac{1}{3} \cdot 3,6 \cdot (1,6 + \sqrt{1,6 \cdot 1,6} + 1,6) = 4,8 \text{ (м}^3\text{)}$$

- Об'єм бака-кесону I-ї черги.

Площі міжлонжеронних частин:

$$h = 6 \text{ м}; C_{\text{ср}} = 0,25 \text{ м}; B_{\text{л}} = 3,5 \text{ м}.$$

$$S_1 = 1,6 \text{ (м}^2\text{)};$$

$$S_2 = 0,25 \cdot 3,5 = 0,87 \text{ (м}^2\text{)}$$

Визначаємо об'єм кесону:

$$V_{\text{кесI}} = 0,85 \cdot \frac{1}{3} \cdot 6 \cdot (1,6 + \sqrt{1,6 \cdot 0,87} + 0,87) = 6 \text{ (м}^3\text{)}$$

- Об'єм бака-кесону II-ї черги:

Обчислюємо міжлонжеронних частин:

$$h = 7 \text{ м}; C_{\text{ср}} = 0,2 \text{ м}; B_{\text{л}} = 2,5 \text{ м}.$$

$$S_1 = 0,87 \text{ (м}^2\text{)};$$

$$S_2 = 0,2 \cdot 2,5 = 0,5 \text{ (м}^2\text{)}$$

Об'єм кесону:

(коефіцієнт ψ приймемо рівним 0,8 тому, що в кінцевих частинах крила збільшується доля об'єму, зайнята елеронами)

$$V_{\text{кесII}} = 0,8 \cdot \frac{1}{3} \cdot 7 \cdot (0,87 + \sqrt{0,87 \cdot 0,5} + 0,5) = 3,7 \text{ (м}^3\text{)}$$

Отже, маємо місткість усіх паливних баків літака:

$$V = V_{\text{кес0}} + V_{\text{кесI}} + V_{\text{кесII}} = 4,8 + (2 \cdot 6) + (2 \cdot 3,7) = 24 \text{ (м}^3\text{)}$$

Потрібний об'єм для розрахованої вище кількості палива:

- за $t_{\text{п}} = 20 \text{ }^\circ\text{C}$

$$V_{\text{потр}} = \frac{m_{\text{ПЗП}}}{\rho_{\text{п}}} = \frac{12500}{776} = 16 \text{ (м}^3\text{)};$$

- за $t_{\text{п}} = 40 \text{ }^\circ\text{C}$

$$V_{\text{потр}} = \frac{m_{\text{ПЗП}}}{\rho_{\text{п}}} = \frac{12500}{760} = 16,4 \text{ (м}^3\text{)},$$

що менше, ніж загальна місткість паливних баків. Таким чином, місткість паливних баків літака відповідає вимогам проектованої паливної системи.

1.9. Підбір підкачувального насоса

За розрахованими значеннями необхідно підібрати оптимальний варіант відцентрового підкачувального насосу для стійкої роботи системи. Вихідні дані для розрахунку (табл. 1.3): кавітаційний запас насосу, швидкість потоку палива, експлуатаційні перевантаження були обрані згідно загальноприйнятих рекомендацій. Значення коефіцієнтів місцевих втрат тиску наведені в табл. 1.4.

Таблиця 1.3

Вихідні дані для розрахунку підбору підкачувального насосу

Кавітаційний запас насосу двигуна $\Delta p_{\text{кав}}$, МПа	0,02
Швидкість потоку палива $v_{\text{п}}$, м/с	2
Експлуатаційні перевантаження n	$n_x=0;$ $n_y=2,5;$ $n_z=0,5$
Довжина проєкцій розрахункової магістралі l , м	$l_y=1,2$
Довжина проєкцій розрахункової магістралі l , м	$l_{I-II}=1,1;$ $l_{II-III}=7,7;$ $l_{III-IV}=4,3;$ $l_{IV-V}=0,75;$ $l_{V-VI}=1,2;$ $l_{IV-VI}=1,95$

Коефіцієнти місцевих втрат тиску ζ	$\Sigma\zeta_{I-II}=2,5;$ $\Sigma\zeta_{II-III}=4,8;$ $\Sigma\zeta_{III-IV}=3,3;$ $\Sigma\zeta_{IV-V}=3,5;$ $\Sigma\zeta_{V-VI}=4,6;$ $\Sigma\zeta_{IV-VI}=8,1;$ $\Sigma\zeta_m=18,7$
--	---

Таблиця 1.4

Значення коефіцієнтів місцевих втрат тиску для деяких елементів

ζ	Величина
Зворотний клапан	1,7
Кран перекривний	2
З'єднання трубопроводів	0,3
Повороти трубопроводів	0,2

1) Визначаємо з даних літака-прототипу витрату палива двигуном на злітному режимі.

$$Q_{\text{дв.зл}} = 2200 \frac{\text{л}}{\text{год}} = 0,00061 \frac{\text{м}^3}{\text{с}}$$

2) Діаметри трубопроводів підбираємо, виходячи з геометричних даних паливних магістралей літаків-прототипів.

$$d_{I-I} = 0,032 \text{ м}; d_{II-II} = 0,034 \text{ м}; d_{III-III} = 0,036 \text{ м};$$

$$d_{IV-IV} = 0,038 \text{ м}; d_{V-V} = 0,038 \text{ м}$$

3) Потрібний тиск на вході в насос двигуна.

За $t_{\Pi} = +40^{\circ}\text{C}$:

$$p_{\text{вхнд}} = 1,25p_t + \Delta p_{\text{кав}} = (1,25 \cdot 8,13 \cdot 10^{-3}) + 0,02 = 0,03 \text{ (МПа)}$$

За $t_{\Pi} = -50^{\circ}\text{C}$:

$$p_{\text{вхнд}} = 1,25p_t + \Delta p_{\text{кав}} = (1,25 \cdot 1,65 \cdot 10^{-3}) + 0,02 = 0,022 \text{ (МПа)}$$

4) Масові втрати тиску (зумовлені тільки поперечним перевантаженням).

За $t_{\Pi} = +40^{\circ}\text{C}$:

$$\Delta p_{\text{мас}} = n_y \cdot l_y \cdot \rho_{\text{п}} \cdot g = 2,5 \cdot 1,2 \cdot 760 \cdot 9,8 \cdot 10^{-6} = 0,0223 \text{ (МПа)}$$

За $t_{\text{п}} = -50^{\circ}\text{C}$:

$$\Delta p_{\text{мас}} = n_y \cdot l_y \cdot \rho_{\text{п}} \cdot g = 2,5 \cdot 1,2 \cdot 828 \cdot 9,8 \cdot 10^{-6} = 0,0243 \text{ (МПа)}$$

5) Зниження тиску рідини через втрати напору на місцеві гідравлічні опори.

За $t_{\text{п}} = +40^{\circ}\text{C}$:

$$\Delta p_{\text{м}} = \Sigma \zeta_{\text{м}} \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2 \cdot g} \cdot 10^{-6} = 18,7 \cdot \frac{760 \cdot 2^2}{2 \cdot 9,81} = 0,0029 \text{ (МПа)}$$

За $t_{\text{п}} = -50^{\circ}\text{C}$:

$$\Delta p_{\text{м}} = \Sigma \zeta_{\text{м}} \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2 \cdot g} \cdot 10^{-6} = 18,7 \cdot \frac{828 \cdot 2^2}{2 \cdot 9,81} = 0,0032 \text{ (МПа)}$$

6) Визначаємо числа Рейнольдса. Як відомо: $Re > 2300$ – режим течії турбулентний.

За $t_{\text{п}} = +40^{\circ}\text{C}$:

$$Re_{I-II} = \frac{v_{\text{п}} \cdot d_{I-I}}{\nu_{\text{п}}} = \frac{2 \cdot 0,032}{10^{-6}} = 6,4 \cdot 10^4;$$

$$Re_{II-III} = \frac{v_{\text{п}} \cdot d_{II-II}}{\nu_{\text{п}}} = \frac{2 \cdot 0,034}{10^{-6}} = 6,8 \cdot 10^4;$$

$$Re_{III-IV} = \frac{v_{\text{п}} \cdot d_{III-III}}{\nu_{\text{п}}} = \frac{2 \cdot 0,036}{10^{-6}} = 7,2 \cdot 10^4;$$

$$Re_{IV-V} = \frac{v_{\text{п}} \cdot d_{IV-IV}}{\nu_{\text{п}}} = \frac{2 \cdot 0,038}{10^{-6}} = 7,6 \cdot 10^4;$$

$$Re_{V-VI} = \frac{v_{\text{п}} \cdot d_{V-V}}{\nu_{\text{п}}} = \frac{2 \cdot 0,038}{10^{-6}} = 7,6 \cdot 10^4$$

За $t_{\text{п}} = -50^{\circ}\text{C}$:

$$Re_{I-II} = \frac{v_{\text{п}} \cdot d_{I-I}}{\nu_{\text{п}}} = \frac{2 \cdot 0,032}{7,9 \cdot 10^{-6}} = 8,1 \cdot 10^3;$$

$$Re_{II-III} = \frac{v_{\text{п}} \cdot d_{II-II}}{\nu_{\text{п}}} = \frac{2 \cdot 0,034}{7,9 \cdot 10^{-6}} = 8,6 \cdot 10^3;$$

$$Re_{III-IV} = \frac{v_{\text{п}} \cdot d_{III-III}}{\nu_{\text{п}}} = \frac{2 \cdot 0,036}{7,9 \cdot 10^{-6}} = 9,1 \cdot 10^3;$$

$$Re_{IV-V} = \frac{v_{\text{п}} \cdot d_{IV-IV}}{\nu_{\text{п}}} = \frac{2 \cdot 0,038}{7,9 \cdot 10^{-6}} = 9,6 \cdot 10^3;$$

$$Re_{V-VI} = \frac{\vartheta_{\Pi} \cdot d_{V-V}}{\nu_{\Pi}} = \frac{2 \cdot 0,038}{7,9 \cdot 10^{-6}} = 9,6 \cdot 10^3$$

Режим течії на всіх ділянках турбулентний.

7) Коефіцієнти опору тертя.

За $t_{\Pi} = +40^{\circ}\text{C}$:

$$\lambda_{I-II} = \frac{0,3164}{\sqrt[4]{6,4 \cdot 10^4}} = 0,02;$$

$$\lambda_{II-III} = \frac{0,3164}{\sqrt[4]{6,8 \cdot 10^4}} = 0,0196;$$

$$\lambda_{III-IV} = \frac{0,3164}{\sqrt[4]{7,2 \cdot 10^4}} = 0,0193;$$

$$\lambda_{IV-V} = \lambda_{V-VI} = \frac{0,3164}{\sqrt[4]{7,6 \cdot 10^4}} = 0,019$$

За $t_{\Pi} = -50^{\circ}\text{C}$:

$$\lambda_{I-II} = \frac{0,3164}{\sqrt[4]{8,1 \cdot 10^3}} = 0,033;$$

$$\lambda_{II-III} = \frac{0,3164}{\sqrt[4]{8,6 \cdot 10^4}} = 0,0185;$$

$$\lambda_{III-IV} = \frac{0,3164}{\sqrt[4]{9,1 \cdot 10^4}} = 0,018;$$

$$\lambda_{IV-V} = \lambda_{V-VI} = \frac{0,3164}{\sqrt[4]{9,6 \cdot 10^4}} = 0,0179$$

8) Приведені коефіцієнти гідравлічних втрат зведені в табл. 1.5.

Розрахункова формула:

$$K_{\text{пр}} = \frac{4}{\pi d_{\text{маг}}^2} \sqrt{\lambda \cdot \frac{l}{d_{\text{маг}}} + \Sigma \zeta_{\text{м}}}$$

Таблиця 1.5

Приведені коефіцієнти гідравлічних втрат

$K_{\text{пр}}$	$t_{\Pi} = +40^{\circ}\text{C}$	$t_{\Pi} = -50^{\circ}\text{C}$
$K_{\text{пр.I-II}}$	2221,03	2371,6

$K_{\text{пр.II-III}}$	3349,5	3304
$K_{\text{пр.III-IV}}$	2327	2307
$K_{\text{пр.IV-V}}$	1736,6	1732,2
$K_{\text{пр.V-VI}}$	2011,7	2005
$K_{\text{пр.IV-VI}}$	2657,6	2649

9) Сумарний коефіцієнт гідравлічних втрат.

Для послідовного з'єднання ділянок:

$$K_{\text{пр}\Sigma} = \sqrt{K_{\text{пр}1}^2 + K_{\text{пр}2}^2 + \dots}$$

Для паралельного з'єднання:

$$K_{\text{пр}\Sigma} = \sqrt{\left(\frac{K_{\text{пр}1} \cdot K_{\text{пр}2}}{K_{\text{пр}1} + K_{\text{пр}2}}\right)^2}$$

Для розрахункової магістралі проектованої системи живлення маємо формулу:

$$K_{\text{пр}\Sigma} = \sqrt{\Sigma K_{\text{пр.I-VI}}^2 + \left(\frac{K_{\text{пр.IV-V}} \cdot K_{\text{пр.IV-VI}}}{K_{\text{пр.IV-V}} + K_{\text{пр.IV-VI}}}\right)^2},$$

звідки:

$$\Sigma K_{\text{пр.I-VI}} = \sqrt{K_{\text{пр.I-II}}^2 + K_{\text{пр.II-III}}^2 + K_{\text{пр.III-IV}}^2 + K_{\text{пр.IV-V}}^2 + K_{\text{пр.V-VI}}^2}$$

За $t_{\text{п}} = +40^{\circ}\text{C}$:

$$\begin{aligned} \Sigma K_{\text{пр.I-VI}} &= \sqrt{2221,03^2 + 3349,5^2 + 2327^2 + 1736,6^2 + 2011,7^2} \\ &= 5350,7; \end{aligned}$$

$$K_{\text{пр}\Sigma} = \sqrt{5350,7^2 + \left(\frac{1736,6 \cdot 2657,6}{1736,6 + 2657,6}\right)^2} = 5453$$

За $t_{\text{п}} = -50^{\circ}\text{C}$:

$$\Sigma K_{\text{пр.I-VI}} = \sqrt{2371,6^2 + 3304^2 + 2307^2 + 1732,2^2 + 2005^2} = 5374;$$

$$K_{\text{пр}\Sigma} = \sqrt{5374^2 + \left(\frac{1732,2 \cdot 2649}{1732,2 + 2649}\right)^2} = 5475$$

10) Сумарний коефіцієнт гідравлічних втрат.

$$\Delta p_{\Gamma} = \frac{1}{2} \cdot \rho_{\text{п}} \cdot K_{\text{пр}\Sigma}^2 \cdot (2 \cdot Q_{\text{дв.зл}})^2$$

За $t_{\text{п}} = +40^{\circ}\text{C}$:

$$\Delta p_{\Gamma} = \frac{1}{2} \cdot 760 \cdot 5453^2 \cdot (2 \cdot 0,00061)^2 = 0,0168 \text{ (МПа)}$$

За $t_{\text{п}} = -50^{\circ}\text{C}$:

$$\Delta p_{\Gamma} = \frac{1}{2} \cdot 828 \cdot 5475^2 \cdot (2 \cdot 0,00061)^2 = 0,018 \text{ (МПа)}$$

11) Подача і тиск на виході бакового НП за живлення двох двигунів одним насосом.

$$Q_{\text{НП}} = 2 \cdot Q_{\text{дв.зл}} = 2 \cdot 0,00061 = 0,00122 \frac{\text{м}^3}{\text{с}} \approx 4400 \frac{\text{л}}{\text{год}}$$

Тиск за $t_{\text{п}} = +40^{\circ}\text{C}$:

$$p_{\text{НП}} = p_{\text{вхНД}} + \Delta p_{\text{мас}} + \Delta p_{\Gamma} = 0,03 + 0,0223 + 0,0168 = 0,069 \text{ (МПа)}$$

Тиск за $t_{\text{п}} = -50^{\circ}\text{C}$:

$$p_{\text{НП}} = p_{\text{вхНД}} + \Delta p_{\text{мас}} + \Delta p_{\Gamma} = 0,022 + 0,0243 + 0,018 = 0,064 \text{ (МПа)}$$

Таким чином, за здобутими значеннями обираємо насос ЕВНГ-5-2 з подачею 5500 л/год і тиском на виході не менше 0,07 МПа.

1.9.1. Побудова графіку підбору насоса

Маємо рівняння:

$$\Delta p = \left(\lambda \cdot \frac{l}{d} + \Sigma \zeta\right) \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2} + p_t + \Delta p_{\text{мас}} - Y_6 \cdot \rho_{\text{п}} \cdot g,$$

де $l = 17 \text{ м}$ – довжина розрахункової магістралі; $\Sigma \zeta = 18,7$ – сумарний коефіцієнт місцевих втрат тиску розрахункової магістралі; $p_t = 0,0016 \text{ МПа}$ –

тиск насиченої пари палива; $\Delta p_{\text{мас}} = 0,03$ МПа – масові втрати тиску; $Y_6 = 4,6$ м – відстань від днища баку до поверхні ЗПС.

Задаємося значеннями діаметрів і приймаємо: $Q = \text{const} = 0,00222$ м³/с; $t_{\text{п}} = -50^{\circ}\text{C}$; $\rho_{\text{п}} = 828$ кг/м³. Швидкість руху палива визначаємо з формули:

$$v = \frac{4Q}{\pi \cdot d^2}$$

Отримані параметри зведені в табл. 1.6. Маючи характеристику насоса ЕВНГ-5-2, побудований графік підбору НП1 та визначення діаметру трубопроводів забірної магістралі (рис. 1.18).

Таблиця 1.6

Вихідні дані для побудови графіка підбору НП1

d , м	0,03	0,034	0,038	0,042	0,046
v , м/с	3,14	2,44	1,95	1,6	1,34
Re	11924	10501	9379,7	8506,3	7802,5
λ	0,03	0,031	0,032	0,033	0,034
Δp , МПа	151,3	89,9	57,58	39,6	28,8

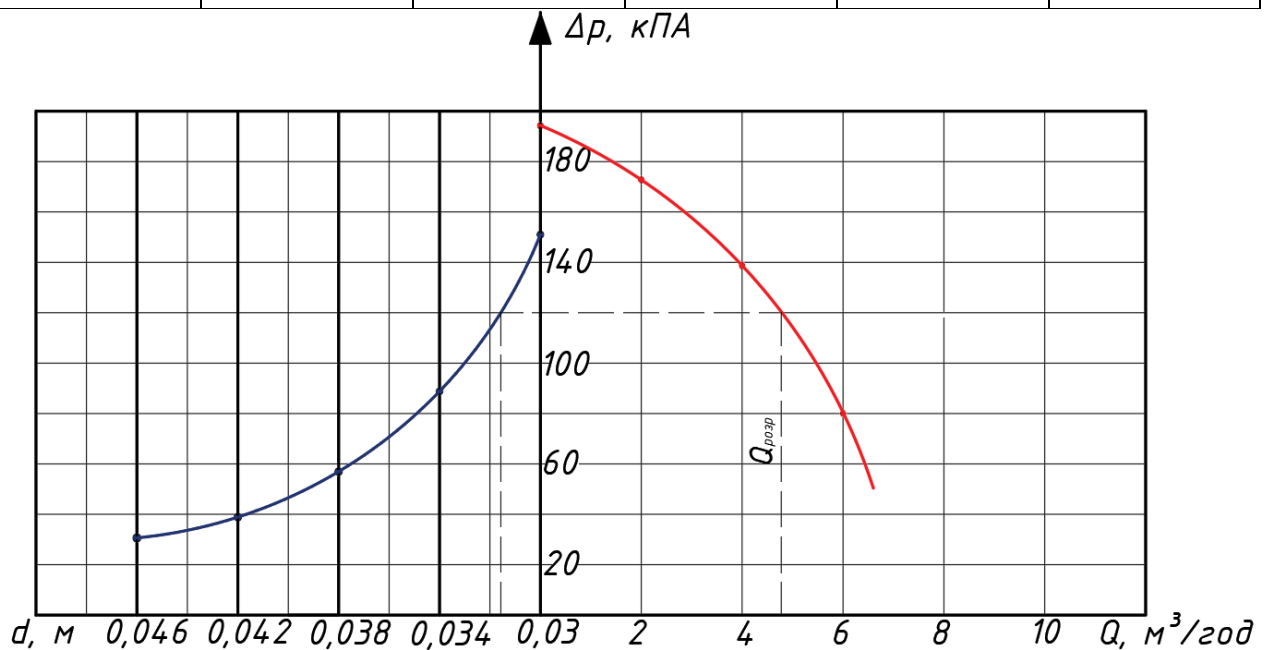


Рис. 1.18. Підбір НП1 та визначення діаметру трубопроводів забірної магістралі

1.9.2. Розрахунок витрати через колектор ЕВН

Під час польоту, окрім різного роду навантажень, літак наражається на постійні перепади температур, тому можливе обмерзання сітки паливного насосу. Щоб запобігти цьому, можна застосувати метод гідрозмивання, який збільшить масу конструкції, але і підвищить надійність роботи паливної системи, а значить – і безпеку польоту. В зв'язку з тим, що підібраний насос має подачу більше розрахованої, тобто є можливість використання «зайвого» палива, було вирішено встановити навколо входної сітки ЕВН кільцевий колектор з направленою в бік сітки перфорацією, з'єднаного трубопроводом з напірною магістраллю насоса (рис. 1.19).

Під час роботи в колекторі створюється надлишковий тиск, внаслідок чого з перфоотворів витікають у напрямку сітки струмені палива з досить значною кінетичною енергією, вони і збивають з поверхні забруднення та лід. Збиральне креслення виробу зображене на НАУ 20.05.47.003.000 СБ.

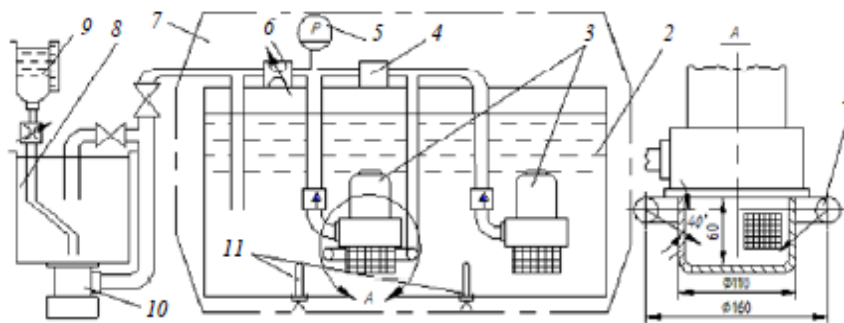


Рис. 1.19. Експериментальна установка для дослідження ефективності гідроструменевого захисту ЕВН від обмерзання

Розрахунок витрати через колектор проводиться за формулою Торрічеллі:

$$Q = \mu \cdot f \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \Delta p} \cdot n,$$

де μ – коефіцієнт витрати через отвори; f – площа перерізу отвору; ρ – густина палива за $t_{\text{н}}+20^{\circ}\text{C}$; Δp – різниця тисків насоса та в баку; n – кількість отворів в колекторі.

Вихідні дані:

$$\mu = 0,65;$$

$\mu = 0,8$ – для безкавітаційного режиму;

$$\rho = 776 \left(\frac{\text{КГ}}{\text{М}^3} \right);$$

$$n = 8;$$

$$f = \frac{\pi d^2}{4} = \frac{3,14 \cdot 4}{4} = 0,0031 \text{ (м)};$$

$$\Delta p = p_n - p_6 = 0,069 - 0,002 = 0,067 \text{ (МПа)}$$

Тоді:

$$Q = 0,65 \cdot 0,0031 \cdot \sqrt{\frac{2}{776} \cdot 0,067 \cdot 8} = 0,000212 \frac{\text{М}^3}{\text{с}} = 763,2 \frac{\text{Л}}{\text{ГОД}}$$

для безкавітаційного режиму:

$$Q = 0,8 \cdot 0,0031 \cdot \sqrt{\frac{2}{776} \cdot 0,067 \cdot 8} = 0,00026 \frac{\text{М}^3}{\text{с}} = 936 \frac{\text{Л}}{\text{ГОД}}$$

Можна зробити висновок, що витрата через колектор менше залишкової подачі насоса: $936 \text{ л/год} < 1100 \text{ л/год}$.

1.10. Висотність паливної системи

Висотність паливної системи характеризується найбільшою висотою польоту, до якої забезпечується надійне живлення двигунів паливом. Дані для розрахунку приймаємо:

- $t_n = +20^\circ\text{C}$;
- $\rho_n = 776 \text{ кг/м}^3$;
- $p_t = 0,00516 \text{ МПа}$;
- $v_{\text{п.вх}} = 0,5 \text{ м/с}$;
- $v_{\text{маг}} = 2 \text{ м/с}$;
- $\Delta p_{\text{над}} = 0,002 \text{ МПа}$.

1. Залежність атмосферного тиску від висоти польоту.

$$p_h = p_{h=0} \cdot e^{-0,125h},$$

де h – висота, км.

$$e^{-0,125h} = \frac{p_h}{p_{h=0}},$$

Звідки:

$$h = \frac{\ln\left(\frac{p_h}{p_{h=0}}\right)}{-0,125}$$

Згідно з МСА: $p_{h=0} = 0,0981$ МПа.

2. Висотність НП1 паливної системи.

$$p_h \geq 1,25 \cdot p_t + \Delta p_{\text{кавНП}} + \frac{\rho_{\text{п}} \cdot \vartheta_{\text{п.вх}}^2}{2} - \Delta p_{\text{над}}$$

3. Кавітаційний запас НП.

$$\Delta p_{\text{кавНП}} = 2350 \rho g \cdot \left(\frac{n}{C}\right)^{\frac{4}{3}} \cdot Q_{\text{НП}}^{\frac{2}{3}},$$

де $n = 5500 \frac{\text{об}}{\text{хв}} = 91,67 \frac{\text{об}}{\text{с}}$ – частота обертання робочого колеса насосу; $C=1500$ – емпіричний коефіцієнт.

$$\Delta p_{\text{кавНП}} = 2350 \cdot 776 \cdot 9,81 \cdot \left(\frac{91,67}{1500}\right)^{\frac{4}{3}} \cdot (0,00333)^{\frac{2}{3}} = 0,0096 \text{ (МПа)}$$

4. Мінімальний атмосферний тиск, до якого забезпечується безкавітаційна роботі НП.

$$p_h = 1,25 \cdot 0,00516 + 0,0096 + \frac{776 \cdot 0,5^2}{2} - 0,002 = 0,0141 \text{ (МПа)};$$

$$e^{-0,125h} = \frac{0,0141}{0,0981} = 0,1437;$$

$$-0,125h = \ln(0,1437) = -1,94;$$

$$h = \frac{1,94}{0,125} = 15 \text{ (км)}$$

5. Визначення надлишкового тиску, який має створювати НП.

$$\Delta p_{\text{НП}} = \frac{\rho_{\text{п}} \cdot \vartheta_{\text{п.маг}}^2}{2} + \Delta p_{\text{мас}} + \Delta p_{\text{Г}} + p_{\text{вхнд}} - (p_h + \Delta p_{\text{над}})$$

Для $t_{\Pi} = +20^{\circ}\text{C}$:

$$\Delta p_{\text{мас}} = n_y \cdot l_y \cdot \rho_{\Pi} \cdot g = 2,5 \cdot 1,2 \cdot 776 \cdot 9,8 \cdot 10^{-6} = 0,0285 \text{ (МПа)};$$

$$\Delta p_{\Gamma} = 0,017 \text{ (МПа)};$$

$$p_{\text{вхНД}} = 1,25p_t + \Delta p_{\text{кав}} = (1,25 \cdot 5,16 \cdot 10^{-3}) + 0,02 = 0,026 \text{ (МПа)};$$

$$p_h = p_{h=0} \cdot e^{-0,125h} = \frac{0,0981}{4,48} = 0,0218 \text{ (МПа)}$$

Тоді:

$$\Delta p_{\text{НП}} = \frac{776 \cdot 4}{2} + 0,0285 + 0,017 + 0,026 - (0,0218 + 0,002) = 0,049 \text{ (МПа)}$$

Для даного типу ПС достатньо висоти 12 км. Отже, підкачувальний насос має створювати надлишковий тиск $\geq 0,049$ МПа в разі подачі 5500 л/год за висоти польоту 12 км. Висотність паливної системи забезпечується.

1.11. Живлення двигунів за виробітку палива самопливом

1) Рівняння Бернуллі для виробітку палива самопливом.

$$p_h + \Delta p_{\text{б}} = \frac{\rho_{\Pi} \cdot v_{\Pi}^2}{2} + K_{\text{НП}} \cdot \Delta p_{\Gamma} + \Delta p_{\text{мас}} + p_{\text{вхНД}},$$

де $K_{\text{НП}} = 1,15$ – коефіцієнт додаткових гідравлічних втрат в насосі.

2) Визначення тиску та висоти польоту, до якої забезпечується подача палива самопливом на номінальному режимі роботи двигунів.

$$p_h = \frac{\rho_{\Pi} \cdot v_{\Pi.\text{НОМ}}^2}{2} + K_{\text{НП}} \cdot \Delta p_{\Gamma.\text{НОМ}} + \Delta p_{\text{мас}} + p_{\text{вхНД}} - \Delta p_{\text{б}}$$

За $t_{\Pi} = +40^{\circ}\text{C}$:

$$\text{Нехай } v_{\Pi.\text{НОМ}} = 0,7v_{\Pi} = 1,4 \text{ м/с}; \quad \Delta p_{\Gamma.\text{НОМ}} = 0,5\Delta p_{\Gamma} = 0,0084 \text{ МПа};$$

$$\Delta p_{\text{б}} = 0,0025 \text{ МПа}; \quad n_y = 1; \quad \Delta p_{\text{кавНД}} = 0,02 \text{ МПа.}$$

$$\Delta p_{\text{мас}} = 1 \cdot 1,2 \cdot 760 \cdot 9,8 \cdot 10^{-6} = 0,0089 \text{ (МПа)};$$

$$p_h = \frac{760 \cdot 1,4^2}{2} + 1,15 \cdot 0,0084 + 0,0089 + 0,03 - 0,0025 = 0,047 \text{ (МПа)}$$

Згідно з законом розподілу тиску за висотою:

$$e^{-0,125h} = \frac{p_h}{p_{h=0}} = \frac{0,047}{0,0981} = 0,479;$$

$$-0,125h = \ln(0,479) = -0,736;$$

$$h = 5,8 \text{ км}$$

За $t_{\Pi} = -50^{\circ}\text{C}$:

Нехай $\vartheta_{\Pi.\text{НОМ}} = 0,7\vartheta_{\Pi} = 1,4 \text{ м/с}$; $\Delta p_{\Gamma.\text{НОМ}} = 0,5\Delta p_{\Gamma} = 0,009 \text{ МПа}$; $\Delta p_{\delta} = 0,0025 \text{ МПа}$; $n_y = 1$; $\Delta p_{\text{кавнд}} = 0,02 \text{ МПа}$.

$$\Delta p_{\text{мас}} = 1 \cdot 1,2 \cdot 828 \cdot 9,8 \cdot 10^{-6} = 0,097 \text{ (МПа)};$$

$$p_h = \frac{828 \cdot 1,4^2}{2} + 1,15 \cdot 0,009 + 0,0097 + 0,022 - 0,0025 = 0,041 \text{ (МПа)}$$

$$e^{-0,125h} = \frac{p_h}{p_{h=0}} = \frac{0,041}{0,0981} = 0,418;$$

$$-0,125h = \ln(0,418) = -0,872;$$

$$h = 7 \text{ км}$$

Отже, живлення двигунів самопливом забезпечується на висотах:

$$h \geq 5,8 \dots 7 \text{ км.}$$

3) Визначення допустимих перевантажень, за яких забезпечується подача палива самопливом на злітному режимі.

$$\Delta p_{\text{max}} \leq (p_{h=0} + \Delta p_{\delta}) - \left(\frac{\rho_{\Pi} \cdot \vartheta_{\Pi.\text{ЗЛ}}^2}{2} + K_{\text{НП}} \cdot \Delta p_{\Gamma} + p_{\text{вхнд}} \right);$$

$$p_{h=0} = 0,0981 \text{ МПа}; \Delta p_{\delta} = 0,002 \text{ МПа}$$

За $t_{\Pi} = +40^{\circ}\text{C}$:

$$\begin{aligned} \Delta p_{\text{max}} &\leq (0,0981 + 0,002) - \left(\frac{760 \cdot 2^2}{2} + 1,15 \cdot 0,0168 + 0,03 \right) \\ &= 0,054 \text{ (МПа)}; \end{aligned}$$

$$\Delta p_{\text{мас}} = n_y \cdot l_y \cdot \rho_{\Pi} \cdot g = 1,2 \cdot 760 \cdot 9,81 \cdot n_y = 0,0112n_y,$$

при $n_x = 0$; $n_z = 0$.

Тоді:

$$n_{\text{удоп}} \leq \frac{0,054}{0,0112} = 4,8$$

За $t_{\Pi} = -50^{\circ}\text{C}$:

$$\Delta p_{max} \leq (0,0981 + 0,002) - \left(\frac{828 \cdot 2^2}{2} + 1,15 \cdot 0,018 + 0,022 \right)$$

$$= 0,059 \text{ (МПа);}$$

$$\Delta p_{мас} = 1,2 \cdot 828 \cdot 9,81 \cdot n_y = 0,0121 n_y$$

Тоді:

$$n_{удоп} \leq \frac{0,059}{0,0121} = 4,9$$

Отже, агрегати паливної системи будуть безперебійно працювати за перевантажень $\leq 4,9$.

1.12. Розрахунок подачі насосів заправки

Як вже було згадано, використовується паливо ТС-1. Дані про кількість палива (при $\rho=776 \text{ кг/м}^3$), що заправляється, приведені в табл. 1.7.

Таблиця 1.7

Дані про кількість палива, що заправляється

Бак	Кіль-сть палива, що заправляється		Незливний залишок
	через горловини	централізовано	
Центропланний	5400 кг	5300 кг	20 кг
Криловий I	$2 \cdot 2300 = 4600 \text{ кг}$	$2 \cdot 2265 = 4530 \text{ кг}$	$2 \cdot 15 = 30 \text{ кг}$
Криловий II	$2 \cdot 2000 = 4000 \text{ кг}$	$2 \cdot 1985 = 3970 \text{ кг}$	$2 \cdot 10 = 20 \text{ кг}$
Всього	14000 кг	13800 кг	70 кг

Як вже відомо, час заправки паливом всіх баків не повинен перевищувати $15 \text{ хв} = 0,25 \text{ год}$. Звідси:

$$T = \frac{V_6}{Q_{\text{нас}}}$$

За $t_{\text{п}} = +20^{\circ}\text{C}$:

$$V_6 = \frac{m_{\text{max}}}{\rho_{\text{п}}} = \frac{14000}{776} = 18 \text{ (м}^3\text{)};$$

$$Q_{\text{нас}} = \frac{V_6}{T} = \frac{18}{0,25} = 72 \left(\frac{\text{м}^3}{\text{год}} \right) = 1200 \left(\frac{\text{л}}{\text{хв}} \right)$$

За $t_{\text{п}} = 0^{\circ}\text{C}$:

$$V_6 = \frac{m_{\text{max}}}{\rho_{\text{п}}} = \frac{14000}{791} = 17.7 \text{ (м}^3\text{)};$$

$$Q_{\text{нас}} = \frac{V_6}{T} = \frac{17.7}{0,25} = 70,8 \left(\frac{\text{м}^3}{\text{год}} \right) = 1180 \left(\frac{\text{л}}{\text{хв}} \right)$$

1.13. Розрахунок аварійного зливу палива

Аварійний злив необхідний на літаках, посадкова маса яких значно менше злітної. Посадкова маса літака-прототипу дорівнює 70 тонн, що на 15 т. менше злітної. Тобто, необхідно злити 19 м³, (з усіх баків, окрім центропланного), палива за його температури 20°C. Для зливання палива використовуємо 8 бакових насосів підкачки. Час зливу палива:

$$T = \frac{V}{Q \cdot n},$$

де V – об'єм палива, що зливається; $Q = Q_{\text{нас}} - Q_{\text{дв}} = 0,00091 \left(\frac{\text{м}^3}{\text{с}} \right)$ – подача насосів; n – кількість насосів.

$$T = \frac{3}{0,00091 \cdot 4} = 824 \text{ (с)} \approx 13 \text{ (хв)}$$

Таким чином, аварійний злив на літаку відбувається за 13 хвилин, що задовольняє встановленим нормам.

Діаметр зливного патрубку знайдемо з формули: (швидкість зливу палива приймаємо 5 м/с)

$$d_{\text{зл}} = \sqrt{\frac{4Q}{\pi \cdot v}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0,00152}{3,14 \cdot 5}} = 0,0197 \text{ (м)}$$

Обираємо стандартний діаметр 0,02 м.

1.14. Розрахунок діаметру дренажного трубопроводу

Наближене значення діаметру можна визначити:

$$d = 0,01 \cdot \sqrt{V_6 \cdot \frac{v_y}{v_{\text{гп}}}} \cdot \sqrt{\frac{\Sigma\zeta}{K_\varphi}},$$

де $V_6 = 24 \text{ м}^3$ – об'єм паливних баків; $v_y = 13 \text{ м/с}$ – вертикальна швидкість екстреного зниження; $v_{\text{гп}} = 229 \text{ м/с}$ – швидкість горизонтального польоту; $\Sigma\zeta = 18,7$ – сумарний коефіцієнт місцевих втрат тиску; $K_\varphi = 0,9$ – коефіцієнт використання швидкісного напору.

$$d = 0,01 \cdot \sqrt{24 \cdot \frac{13}{229}} \cdot \sqrt{\frac{18,7}{0,9}} = 0,05 \text{ (м)}$$

Швидкісний напір:

$$P_6 = K_\varphi \cdot \frac{\rho_{\text{п}} \cdot v^2}{2g},$$

де $\rho_{\text{п}}$ – густина повітря; v – швидкість польоту літака, приймаємо:

- $v_1 = 250 \text{ км/год} = 69,4 \text{ м/с}$;
- $v_2 = 0,7 \text{ М}$;
- $v_3 = 0,8 \text{ М}$.

Результати розрахунку наведені в табл. 1.8 [21].

Швидкісний напір повітря, що використовується для підвищення тиску над паливом в баках

Висота H , м	Масова густина повітря ρ , кг·с ² /м ⁴	Швидкість звуку a , м/с	Швидк. напір P_0 , кг/м ²		
			ϑ_1	ϑ_2	ϑ_3
<i>1</i>	<i>2</i>	<i>3</i>	<i>4</i>	<i>5</i>	<i>6</i>
0	0,1250	340,29	271,2	-	-
1000	0,1134	336,43	246,1	-	-
2000	0,1027	332,53	222,8	-	-
4000	0,0836	324,60	181,4	-	-
6000	0,0673	316,45	-	1485,8	-
8000	0,0536	308,10	-	1121,9	1465,35
9000	0,0475	303,85	-	966,9	1263
10000	0,0422	299,50	-	834,7	1090,2
11000	0,0371	295,15	-	712,6	930,79

Як видно з отриманих даних, швидкісний напір з висотою падає разом із тиском у надпаливному просторі. Це ще раз говорить про необхідність застосування системи дренажу, яка наддуванням баків повітрям/газом запобігає їхній деформації.

1.15. Висновки

1. Зроблений аналіз існуючих схем паливних систем та описання проектованої системи.
2. Виконані необхідні розрахунки для проектування принципової схеми системи живлення двигунів паливом.
3. Розрахований час та подача насосів заправки, в результаті чого спроектована система централізованої заправки.
4. Розроблена принципова схема системи дренажу паливних баків.

РОЗДІЛ 2. НАУКОВА ЧАСТИНА

2.1. Експериментальні дослідження параметрів гідродинамічної кавітації авіаційного палива

Розглянуті наступні питання:

1. Експериментальні дослідження зв'язку тиску порогу кавітації та кількості води у нафтопродуктах.
2. Дослідження впливу води в паливах на акустичний спектр ультразвукової кавітації.
3. Визначення оптимальних з точки зору інформативності та стабільності режимів роботи дослідного обладнання.
4. Дослідження зміни тиску гідродинамічної кавітації за генератором коливань тиску залежно від кількості води в робочій рідині.
5. Проведення аналізу кавітаційних коливань тиску авіапалива із різним загальним вмістом води в зоні розрідження.

Припущення про залежність між фазовим або компонентним складом робочої рідини та зміною тиску в кавітаційній течії висунув професор М.М. Глазков, з якого випливало, що густина робочої рідини має значно впливати на швидкість розповсюдження збурень у кавітаційній області, (а, отже, і на пульсацію тиску). Так як густина води більша за масляну чи газову, виникла думка про зміну тиску порогу кавітації внаслідок зростання густини нафтопродукту, в якому вміст води був значним. Теоретичні напрацювання та серія експериментів попередників на олії, мастилі та авіаційному гасі підтвердили припущення, дозволили розробити методику контролю вмісту води та представлені нижче.

Для визначення тиску порогу кавітації в нафтопродуктах залежно від температури і з різним вмістом в них води було спроектовано і виготовлено експериментальні установки, принципова схема якої представлена на рис. 2.1.

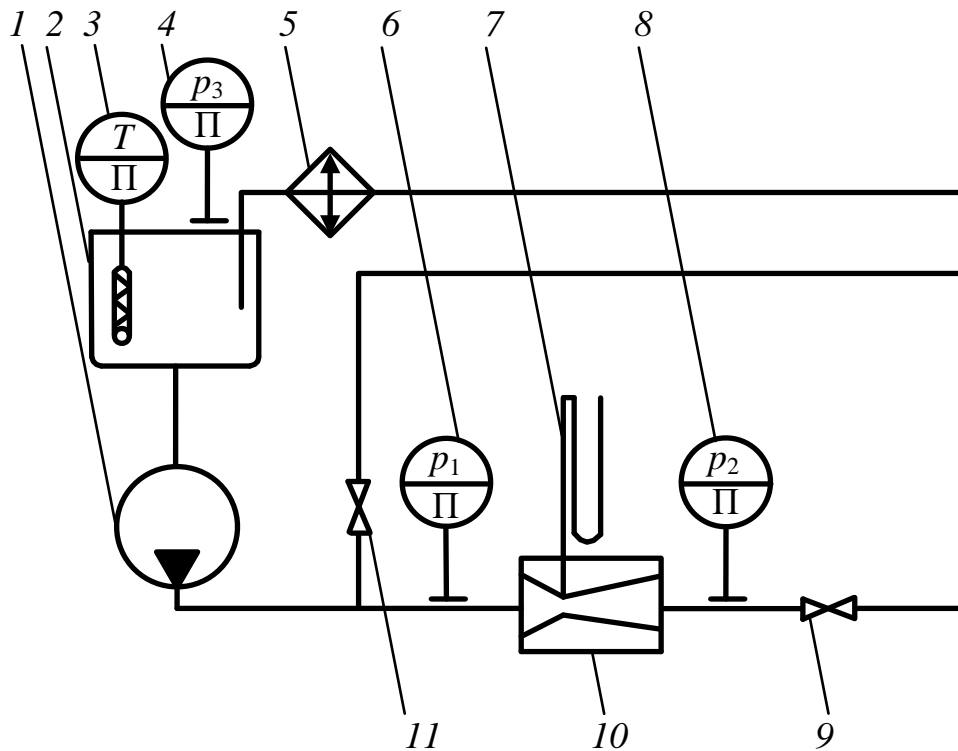


Рис. 2.1. Принципова схема експериментальної установки для визначення тиску порогу кавітації в нафтопродуктах:

1 – шестерний насос об’ємного типу; 2 – бак закритого типу; 3 – толуоловий термометр; 4 – зразковий мановакууметр; 5 – холодильник; 6,8 – зразкові манометри; 7 – ртутний мановакууметр; 9, 11 – дросельні крани голчастого типу; 10 – насадок конфузорно-дифузорного типу.

Для створення кавітаційного потоку в експериментальній установці обрано насадок 10 конфузорно-дифузорного типу, кавітація в якому настає найшвидше у порівнянні з іншими типами.

Джерелом тиску є насос 1 об’ємного типу. Тиск на вході і виході з насадка 10 регулюється кранами 11 і 9, контролюється манометрами 6 і 8. Тиск у стисненому відрізку насадка 10 вимірюється ртутним мановакууметром 7. Рідина для дослідження заливається у бак 2, температура якої контролюється термометром 3, а охолодження рідини здійснюється холодильником 5, тиск у баку 2 контролюється мановакууметром 4. Термометр 3 це – ємність з толуолом, вказівник – манометр. Толуол – легкокорозійна рідина, коли вона змінює об’єм, змінюється тиск.

Методика дослідження зводилась до визначення залежності порогу кавітації від температури нафтопродукту при різному вмісту води. Для цього в

бак, враховуючи ємність системи установки, заливалась фіксована кількість нафтопродукту. Проводились проливання по визначенню залежності порогу кавітації від температури нафтопродукту. Потім в бак вливалась фіксована кількість води, що дало змогу визначити відсоткове значення води в нафтопродукті. Експериментальні дослідження проводилися для авіаційного палива ТС-1. Результати занесені до таблиць 2.1-2.4 та на рисунок 2.2.

Таблиця 2.1

Авіапаливо ТС-1, $W=2$ л, $\bar{C}=0$ %

Пор. №	$p_{вх}$, кПа	$p_{вих}$, кПа	T , К	$p_{атм}$, кПа	p , кПа
1	540	300	298	98,26	6,00
2	520	300	303	98,26	6,27
3	500	300	308	98,26	6,53
4	490	300	313	98,26	6,80

Таблиця 2.2

Авіапаливо ТС-1, $W=2$ л, $\bar{C}=0,5$ %

Пор. №	$p_{вх}$, кПа	$p_{вих}$, кПа	T , К	$p_{атм}$, кПа	p , кПа
1	540	300	298	99,33	6,27
2	520	300	303	99,33	6,53
3	500	300	308	99,33	6,93
4	490	300	313	99,33	7,20

Таблиця 2.3

Авіапаливо ТС-1, $W=2$ л, $\bar{C}=1$ %

Пор. №	$p_{вх}$, кПа	$p_{вих}$, кПа	T , К	$p_{атм}$, кПа	p , кПа
1	540	300	298	100,10	6,81
2	520	300	303	100,10	7,20
3	500	300	308	100,10	7,47
4	490	300	313	100,10	7,73

Авіапаливо ТС-1, $W=2$ л, $\bar{C}=3$ %

Пор. №	$p_{вх}$, кПа	$p_{вих}$, кПа	T , К	$p_{атм}$, кПа	p , кПа
1	550	300	298	99,75	7,47
2	540	300	303	99,75	8,00
3	520	300	308	99,75	8,40
4	500	300	313	99,75	8,93

Залежність тиску порогу кавітації від температури палива ТС-1 в стані постачання показані на рисунку 2.2 (крива 5).

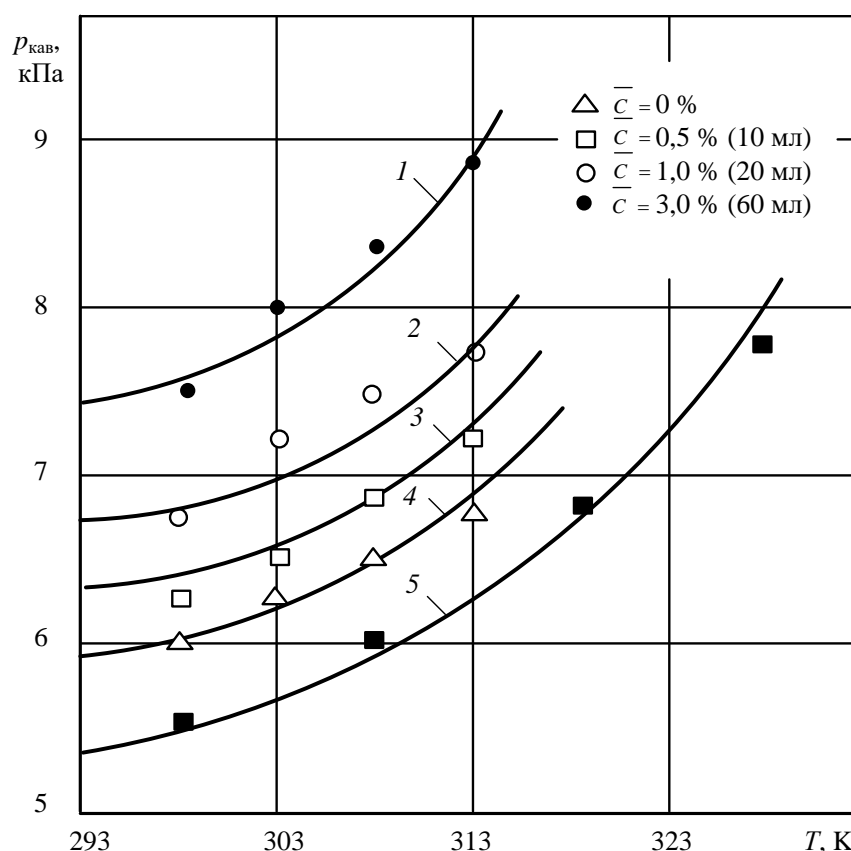


Рис. 2.2. Залежність “порогу” кавітації від температури палива ТС-1: 1 – вміст води 3,0%; 2 – вміст води 1,0%; 3 – вміст води 0,5%; 4 – вода в нафтопродукті відсутня; 5 – ТС-1 в стані поставки.

Відмінність результатів з паливом у стані постачання (крива 5) та умовно чистим від води паливом, яке певний час зберігалось (крива 4), підтверджує гіпотезу про значне перевищення очікуваних значень вмісту розчиненої води в паливі, представлених у літературі з даної тематики. Окрім того, можна зробити висновок, що наявність води в робочих рідинах значно підвищує “поріг”

кавітації, який в той же час залежить і від температури. Отже, щоб використати фактор “порогу” кавітації для визначення вмісту води, наприклад, в паливі ТС-1, потрібно за отриманими експериментальними даними побудувати графік залежності “порогу” кавітації від вмісту води при різних значеннях температури (рис. 2.3). Знаючи значення “порогу” кавітації і температуру рідини, можна за графіком визначити вміст води в рідині. Так, при порозі кавітації 7,6 кПа і температурі рідини 313 К вміст води буде складати 0,6 %, при 310 К – 0,8 %, а при 305 К – 1,4 %.

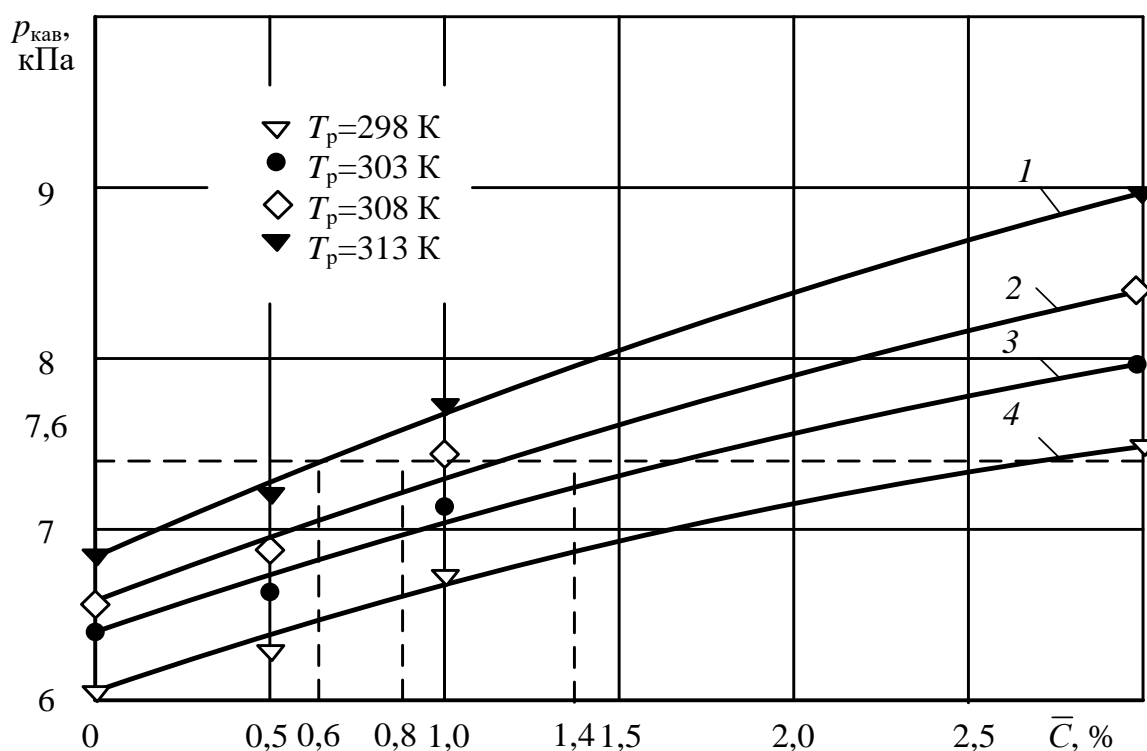


Рис. 2.3. Залежність “порогу” кавітації від вмісту води в паливі ТС-1:
 1 – крива при температурі 313 К; 2 – крива при температурі 308 К; 3 – крива при температурі 303 К; 4 – крива при температурі 298 К.

Для практичного застосування вищевказаної методики розроблено схему пристрою експрес-аналізу визначення води в паливі (рис. 2.4) [10].

Експрес-аналіз палива здійснюється таким чином. В ємність 8 заливають паливо для аналізу, взяте з баку ПС чи паливозаправника. Відкривають редукційний клапан-розподільвач 11 і поршень силового циліндра 2, переміщуючись, під тиском, що контролюється манометром 1, подає паливо в насадок 6.

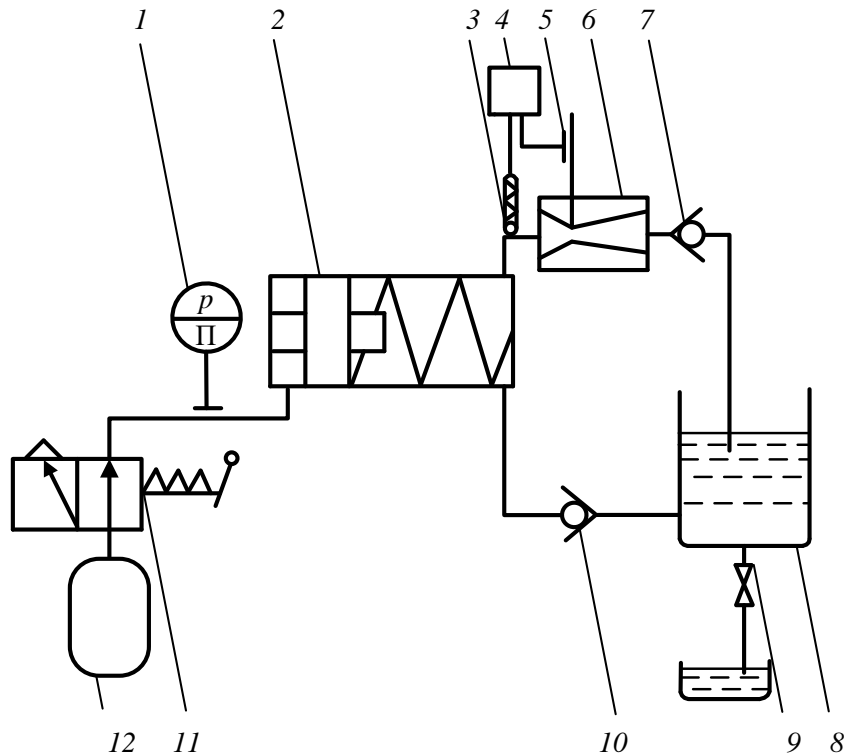


Рис. 2.4. Принципова схема пристрою визначення води в паливі:
 1 – манометр; 2 – силовий циліндр; 3 – датчик температури; 4 – аналітичний блок; 5 – датчик тиску порогу кавітації; 6 – насадок конфузорно-дифузорного типу; 7, 10 – зворотні клапани; 8 – ємність для проб; 9 – перекривний кран; 11 – редукційний клапан-розподілювач; 12 – ресивер стиснутого повітря.

Датчиком 3 фіксується температура палива, а датчиком 5 – “поріг” кавітації (тиск насиченої пари палива). Всі дані подаються у аналітичний блок 4, який складається з аналого-цифрового перетворювача та персонального комп’ютера, на моніторі якого відображається сумарний вміст води в пробі.

Кількість води в потоці палива можна контролювати безперервно також за допомогою номограми визначення води в нафтопродукті, яка має якісний характер (рис. 2.5). Під час виконання експериментальних досліджень було виявлено відповідно до відомостей з [12, 25], що течію нафтопродукту з певним вмістом води варто розглядати як трифазне, а не двокомпонентне середовище, так як насичена пара вкраплень води (і, що важливо, незалежно від стану, в якому вона перебуває) більшою мірою впливає на зміну тиску порогу кавітації, ніж густина. Отриманий результат зумовив необхідність перевірки припущення про зв’язок вмісту води в нафтопродукті зі зміною тиску в ньому у випадку використання ультразвукової кавітації як джерела пульсацій.

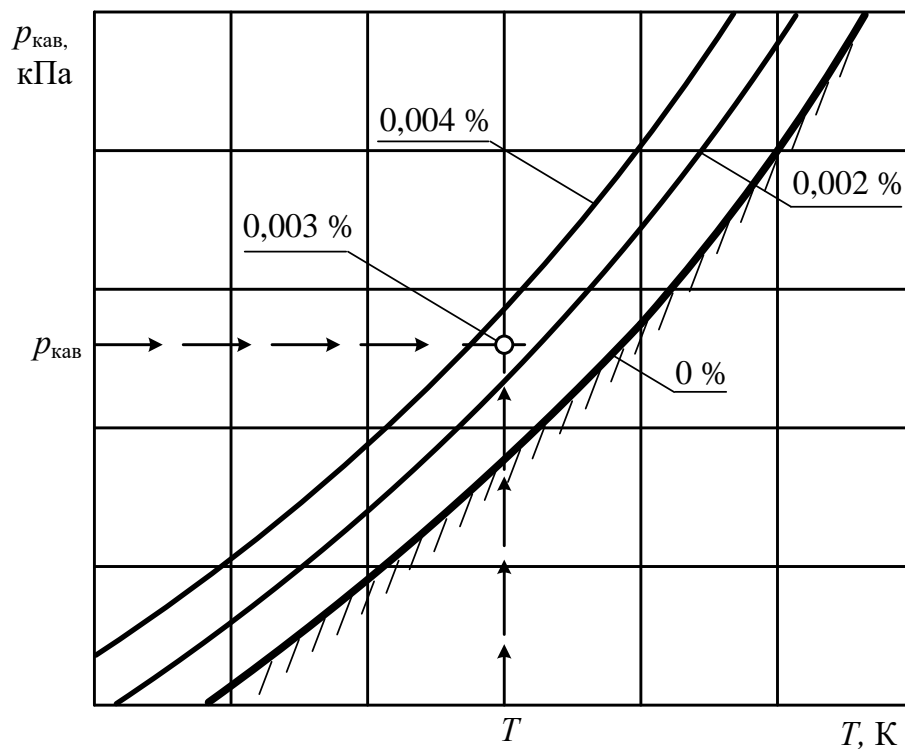


Рис. 2.5. Номограма визначення води в нафтопродукті

Для запису даних використовувалась експериментальна установка, принципова схема якої зображена на рисунку 2.6. Створені генератором 1 ультразвукові коливання випромінюються на робочу рідину в ємності 5 п'єзоприводом 6. Гідрофон 2 приймає сигнал та передає на осцилограф 3 звідки дані записуються на комп'ютер 4.

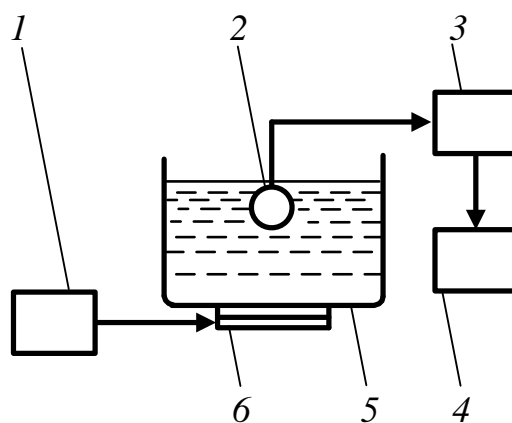


Рис. 2.6. Принципова схема експериментальної установки для дослідження ультразвукової кавітації:

1 – генератор ультразвукових коливань; 2 – гідрофон; 3 – осцилограф; 4 – персональний комп'ютер; 5 – бак; 6 – п'єзопривід-випромінювач.

Аналіз даних здійснювався якісно та кількісно. Для якісного аналізу будувались залежності величини амплітуди сигналу від частотного діапазону;

для кількісного – залежності потужності сигналу від концентрації води в паливі. Для кожного експерименту було здійснено 50 реалізацій. Концентрація води представлена у част. на млн. Значення величини амплітуди сигналу, отримані для побудови акустичного спектру та обчислені на їх основі значення величини потужності сигналу, записані осцилографом за допомогою перетворення Фур'є, отже результати представлені в частотній області.

На рисунку 2.7 показано дані з усього діапазону частот, що аналізувався. Як бачимо, як для вищих гармонік спектру, так і для зони затухання, відсутнє зростання чи зменшення залежно від збільшення концентрації води у паливі. На рисунку 2.8 зроблено спробу за допомогою масштабування та виокремлення найінформативнішої з точки зору варіації сигналу смуги частот знайти зв'язок між вмістом води у паливі та величиною амплітуди спектру. Звуження досліджуваного діапазону також не виявило жодної послідовності як у збільшенні, так і в зменшенні величини сигналу різних проб палива. Тому були побудовані графіки зміни сумарної потужності сигналу акустичного спектру ультразвукової кавітації палива з різним вмістом води.

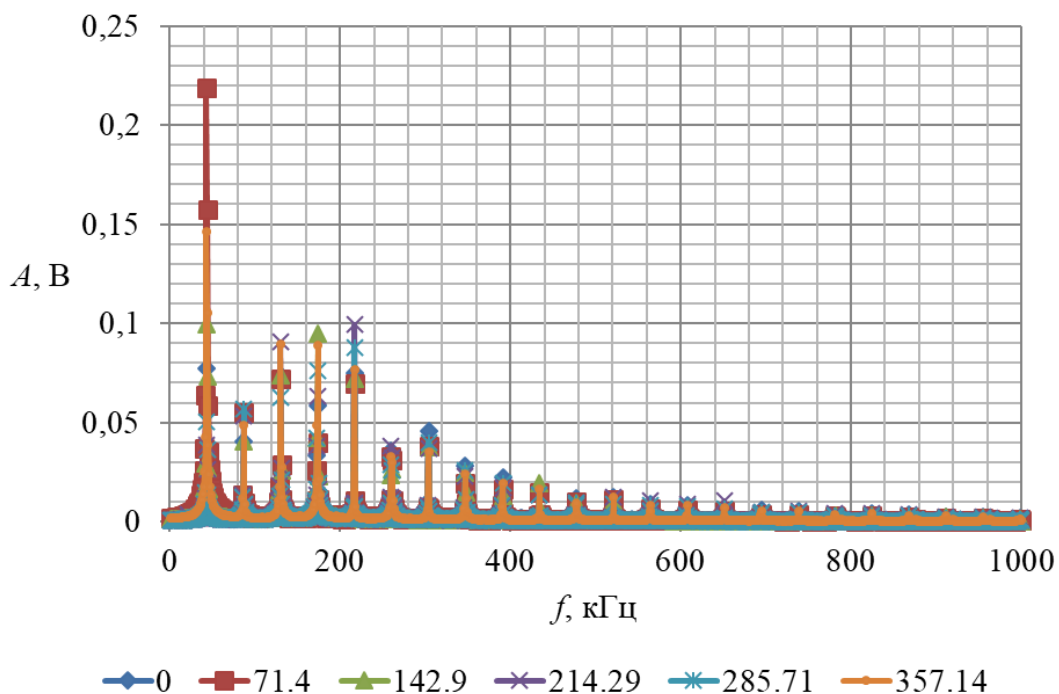


Рис. 2.7. Акустичний спектр ультразвукової кавітації для палива з різним вмістом води у смузі 0-1000 кГц

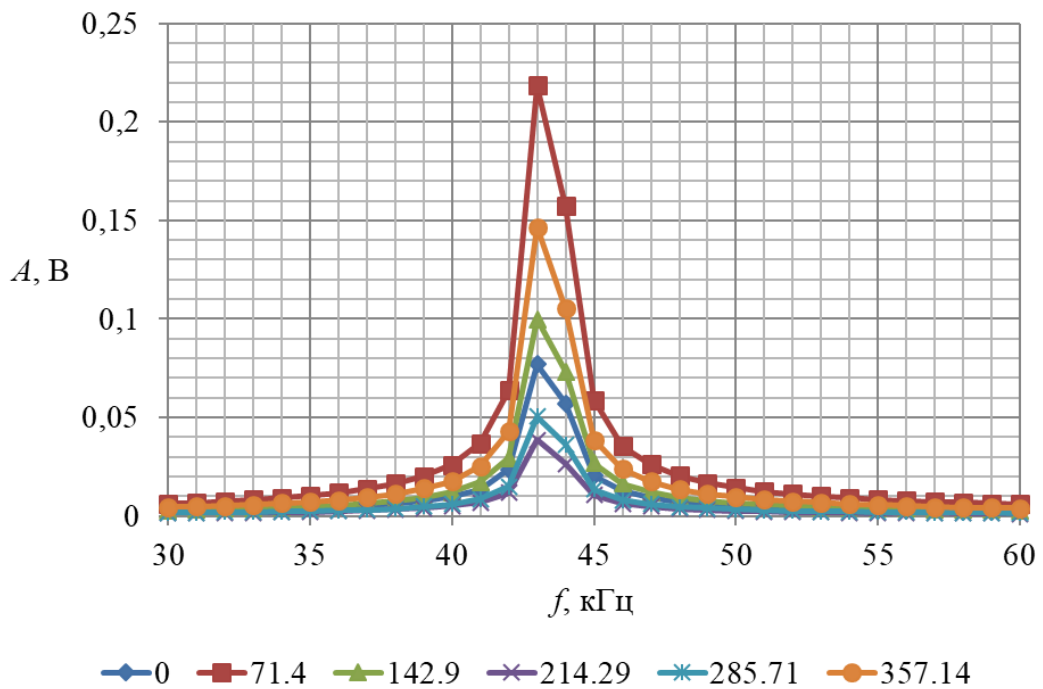


Рис. 2.8. Акустичний спектр ультразвукової кавітації для палива з різним вмістом води у смузї 30-60 кГц

Опрацювання даних здійснювалось двома способами. Згідно з першим – осереднювались результати всіх реалізацій, а потім обчислювалась сумарна потужність сигналу для кожної з концентрацій води у досліджуваній пробі (рис. 2.9). За іншим – потужність сигналу обчислювалась для кожного отриманого значення сигналу всіх реалізацій, зсумувалась та лише потім осереднювались для різних концентрацій води в паливі (рис. 2.10). В обох випадках використовувалась формула [4]:

$$N_c = \frac{\sum_{i=1}^n A_n^2}{2R_{np}}$$

де N_c – потужність сигналу, Вт; A_n – величина амплітуди, В; R_{np} – опір провідника, $R_{np}=1$.

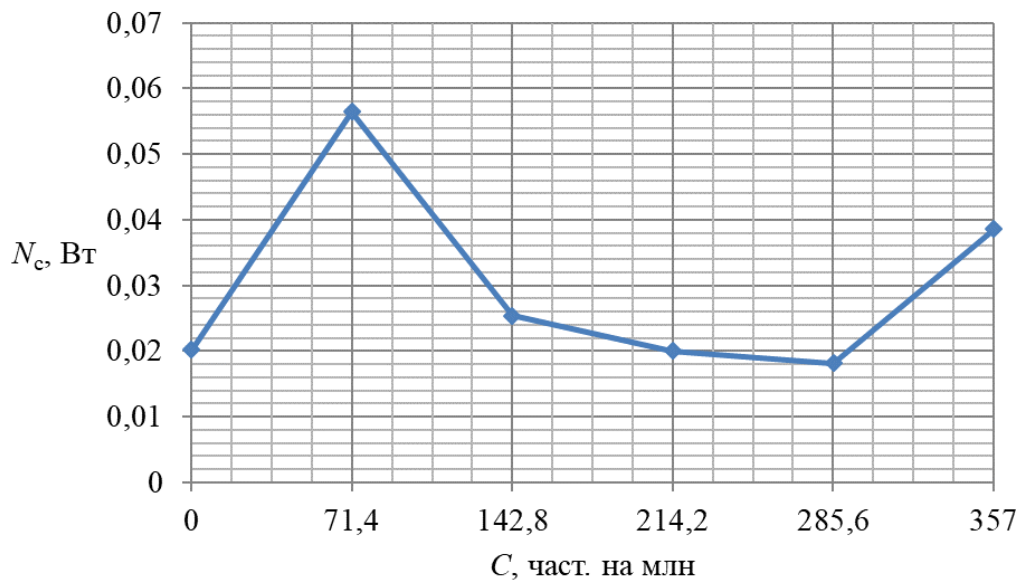


Рис. 2.9. Сумарна потужність сигналу акустичного спектру ультразвукової кавітації для палива з різним вмістом води у повному діапазоні 0-1023 кГц (спосіб опрацювання даних 1)

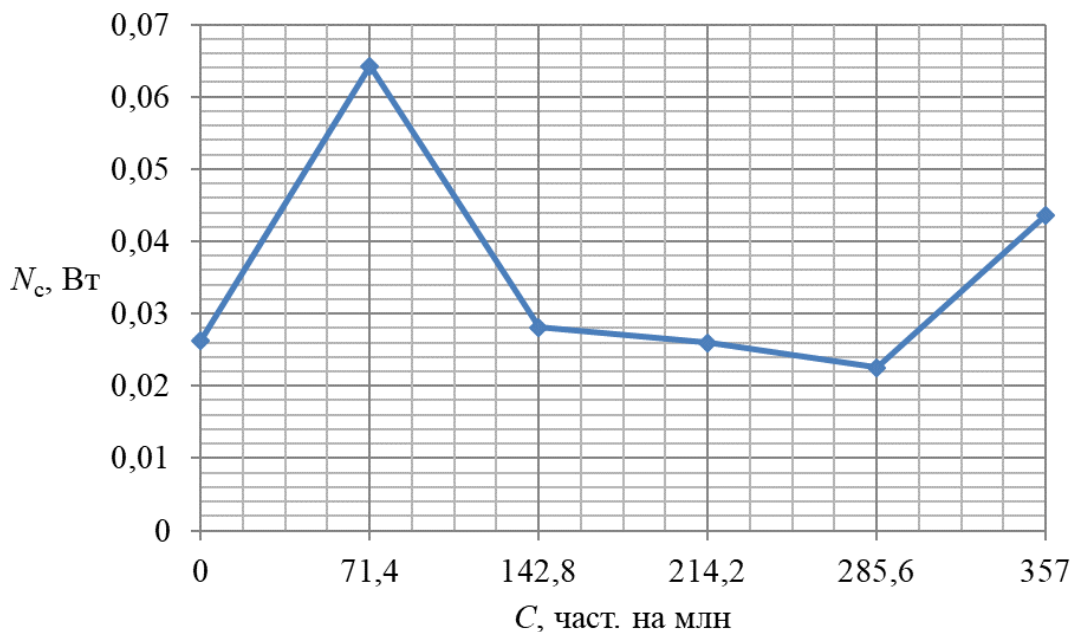


Рис. 2.10. Сумарна потужність сигналу акустичного спектру ультразвукової кавітації для палива з різним вмістом води у повному діапазоні 0-1023 кГц (спосіб опрацювання даних 2)

Як видно з рисунків, якісний аналіз акустичного спектру ультразвукової кавітації палива з різним вмістом води не містить жодної залежності між збільшенням концентрації води в робочій рідині та сумарною потужністю електричного сигналу з приймача. Використовуючи 2-ий спосіб оброблення даних отримуємо значення трохи більші, ніж при 1-му, але характер кривої

повністю зберігається. Тобто спосіб опрацювання масиву інформації не впливає на тенденцію, а лише чисельно їх уточнює.

Варто виокремити з представлених результатів наступне:

- аналіз експериментів із дослідження впливу гідродинамічної кавітації на різні нафтопродукти підтверджують припущення про вплив відмінності густин робочих рідин на протікання процесу, зокрема на виникнення кавітації, водночас дані залежать і від температури;
- можна припустити, що на вищевказані результати впливає і тиск насиченої пари робочих рідин;
- методика контролю обводнення потребує вдосконалення;
- вимірювання проводились виключно в зоні зародження кавітації;
- застосування ультразвукової кавітації як джерела пульсацій тиску не дає змогу отримати залежності між спектральними коливаннями та пробами палива з різним вмістом води, навіть не зважаючи на значне підвищення чутливості приймача сигналу.

Тому необхідно:

- ✓ провести експерименти за стабільної температури або такої величини її зміни, що не впливала б на кінцеві дані;
- ✓ підвищити чутливість приймача сигналу для експериментальної установки із застосуванням гідродинамічної кавітації як джерела пульсацій;
- ✓ в методиці контролю обводнення збільшити точність та частково автоматизувати оброблення даних;
- ✓ проаналізувати зміну тиску гідродинамічної кавітації в часовій та частотній областях для різного розташування приймача сигналу відносно зони зародження кавітації.

2.2. Експериментальні дослідні стенди

Для реалізації поставлених в роботі завдань, спираючись на синтез попередніх результатів, було спроектовано та виготовлено експериментальний дослідний стенд (рис. 2.11).

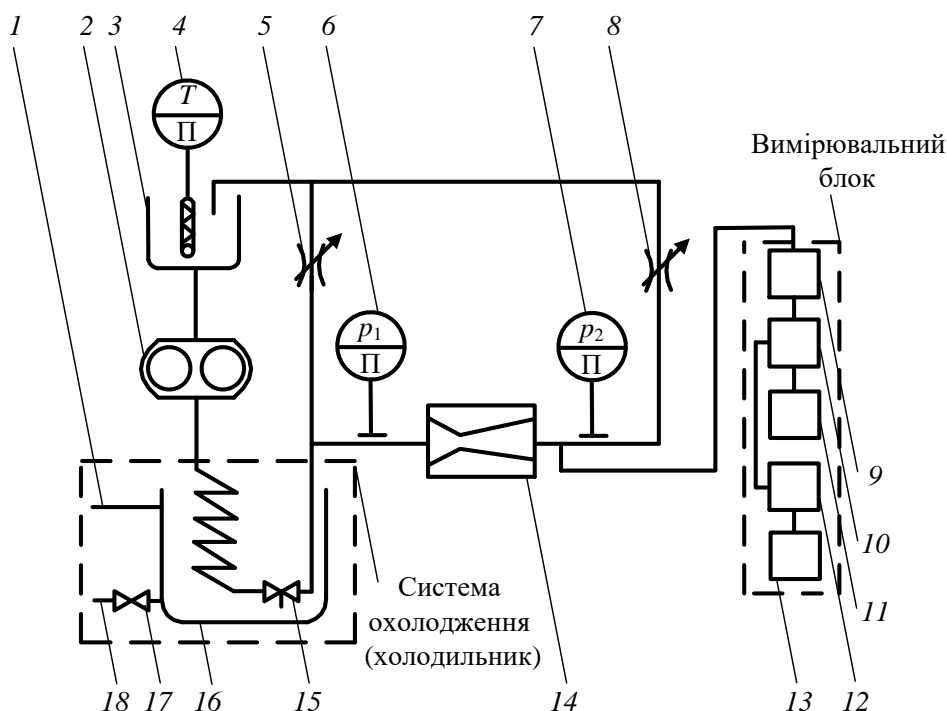


Рис. 2.11. Принципова схема експериментального стенду для дослідження зміни тиску гідродинамічної кавітації паливно-мастильних матеріалів: 1 – лінія подавання холодної води; 2 – шестерний насос; 3 – бак; 4 – термометр; 5,8 – дросельні крани; 6,7 – манометри; 9 – датчик тиску; 10 – підсилювач електронний; 11 – джерело електроживлення; 12 – USB осцилограф; 13 – персональний комп'ютер; 14 – кавітаційний генератор пульсацій; 15 – зливний кран; 16 – бак; 17 – перекидний кран; 18 – лінія зливання.

Базовими для монтування стенду є авіаційні арматура та запчастини. Джерелом тиску в стенді є шестерний насос НШ-39М 2, під дією якого робоча рідина з баку 3 потрапляє у змієвик, що знаходиться в ємності для охолодження 16, куди по лінії 1 безперервно надходить та з якого по лінії 18 через кран 17 зливається вода. Завдяки теплообміну, що ефективно охолоджує рідину в установці, протягом всього експерименту підтримується стабільна температура, яка контролюється термометром 4. Далі рідина потрапляє в кавітаційний генератор пульсацій 14, тиск на вході та виході з якого

контролюється манометрами 6 та 7 і регулюється дросельними кранами 5 і 8, та повертається у бак 3. Кран 15 використовується для зливання залишків робочої рідини після проведення експериментів. Дослідження зміни тиску гідродинамічної кавітації здійснюється вимірювальним блоком, в якому п'єзоелектричний датчик 9 за допомогою електронного підсилювача 10, що має джерело електроживлення 11, сприймає пульсації та перетворює їх в електричний сигнал, USB осцилограф 12 є аналого-цифровим перетворювачем та дає змогу спостерігати сигнал в часовій та частотній областях, здійснивши перетворення Фур'є. Опрацювання масиву інформації відбувається безпосередньо на персональному комп'ютері 13.

Температурний діапазон робочого (від 213 до 343 К) та навколишнього (від 213 до 333 К) середовища та робочий тиск на виході з насоса, який складає 7,35 МПа (75 ат), повністю задовольняють та перевершують очікувані умови під час проведення досліджень та дозволяють випробовувати різні режими роботи стенду. Для розміщення генератора пульсацій використовувався штуцер. Манометри 6 та 7 є зразковими та відкаліброваними. Щоб уникнути появи місцевих опорів поперечний переріз трубопровідної арматури зберігається сталим, можливим є використання в'язких мастильних та відносно нев'язких паливних матеріалів як робочої рідини.

П'єзоелектричний датчик працює в лінійному режимі від значення тиску. Диференційний електронний підсилювач призначений для придушення завад, що наводяться зовнішніми електромагнітними полями на датчик та з'єднувальні провідники. Джерело електроживлення двополярне стабілізоване, на 12В. Під час вимірювання використовується цифровий портативний USB осцилограф Hantek DSO-2150 з автономним живленням (від персонального комп'ютера) з частотою дискретизації 150 Мвібірок/с, смугою пропускання 60 МГц.

Для дослідження змін у коливаннях тиску від збільшення загальної концентрації води та розміщення приймача сигналу безпосередньо в зоні розрідження було спроектовано та виготовлено експериментальний дослідний стенд (рис. 2.12).

Джерелом тиску є шестерний насос НШ-39М 2, використовується такий же бак 3, термометр 4, дросельні крани 5 і 8, зразкові манометри 6 та 7, USB осцилограф 11, персональний комп'ютер 12. Система охолодження повторює апробовану в попередньому стенді (ємність для охолодження 15, лінії подавання 1, лінія зливання 17, крани 14, 16). Водночас генератором пульсацій є кавітаційна камера 13. Приймачем сигналу є датчик абсолютного тиску 9, що має джерело електроживлення 10, сприймає пульсації та перетворює їх в електричний сигнал. Запис та опрацювання масиву інформації здійснюється аналогічно до попереднього стенду [8, 19]. Датчик тиску 741.3829 виробництва АвтоТрейд має робочий діапазон тиску 10-500 кПа, що відповідає умовам експерименту [6]. Джерело електроживлення стабілізоване, на 5В. Герметичність з'єднання датчика та кавітаційної камери забезпечується використанням штуцера, гнучкої трубки та хомутових кріплень.

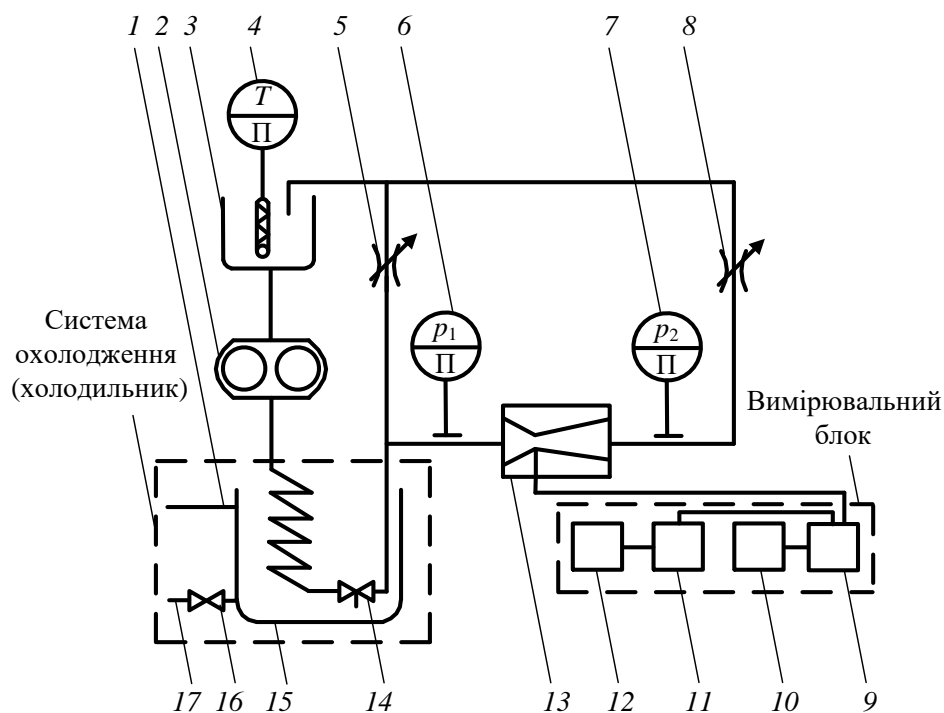
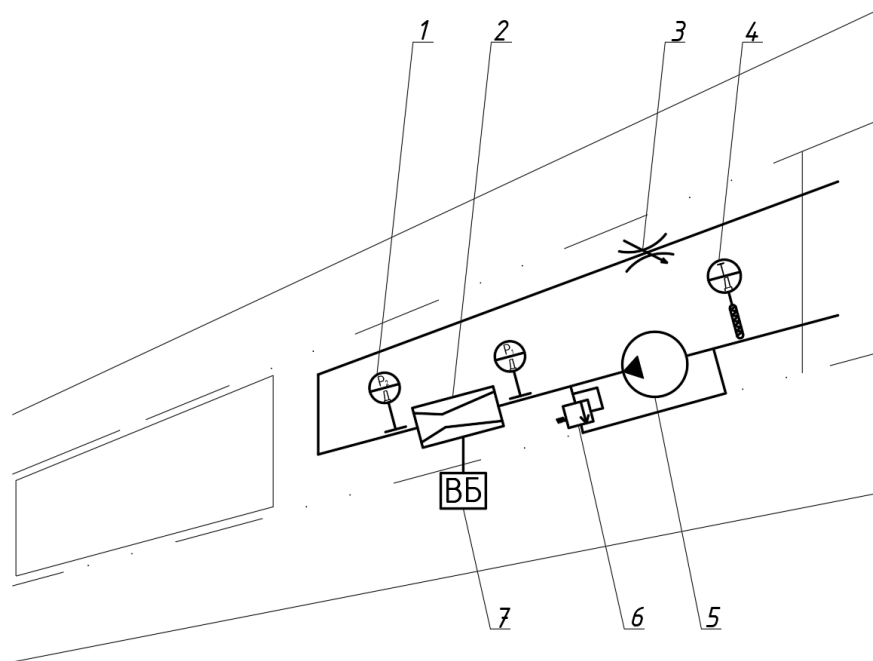


Рис. 2.12. Принципова схема експериментального стенду для дослідження зміни тиску гідродинамічної кавітації авіаційних палив: 1 – лінія подавання холодної води; 2 – шестерний насос; 3 – бак; 4 – термометр; 5,8 – дросельні крани; 6,7 – манометри; 9 – датчик тиску; 10 – джерело електроживлення; 11 – USB осцилограф; 12 – персональний комп'ютер; 13 – кавітаційний генератор пульсацій; 14 – зливний кран; 15 – бак; 16 – перекривний кран; 17 – лінія зливання.

В результаті експериментів був розроблений пристрій для визначення концентрації води в паливі, розташований у сухому відсіку крила (рис. 2.13). З його допомогою можна контролювати обводненість палива під час польоту та при заправці.



2.14. Пристрій для визначення концентрації води в паливі: 1 – датчик-сигналізатор тиску; 2 – кавітаційний генератор пульсацій; 3 – дросель; 4 – термометр; 5 – насос; 6 – переливний клапан; 7 – вимірювальний блок

2.3. Обґрунтування методик досліджень

Методики досліджень склались з кількох етапів: обводнення палив, проведення вимірювань та оброблення результатів.

Обводнення передбачало додавання визначеної кількості води в паливо та змішування до отримання гомогенізованої суміші, в якій значна частина води знаходиться в розчиненому стані. Для змішування застосовувалась ультразвукова та гідродинамічна кавітація. Стійкість суміші була задовільною в обох випадках. Однак при ультразвуковому диспергуванні у випадку перевищення оптимального часу впливу випромінювача коливань починались зворотні процеси коагуляції води, що ускладнювало змішування. Водночас

загальновідомою перевагою використання ультразвуку в порівнянні з гідродинамічною кавітацією є більша дисперсність отримуваної емульсії, а недоліком – енерговитрати, що значно не відіб'ється на ефективності методики під час досліджень але може вплинути на рівень енергозаощадження в промислових масштабах. Так як необхідний рівень дисперсності досягався і при використанні гідродинаміки, ультразвукове змішування під час проведення подальших експериментальних досліджень не застосовувалось. Для змішування використовувались ті ж дроселі в стендах (рис. 2.11-2.12), що й для генерації коливань. Для цього проби палива проливались через установку без використання вимірювального блоку [17].

Запис значень тиску здійснювався вимірювальним блоком. Для забезпечення стаціонарності процесу вимірювання були опробовані три методики використання проб палива. За першою (методика 1) використовувалось підготовані проби у довільному порядку (стенд очищувався від робочої рідини щоразу після використання), за другою (методика 2) – паливо донасичувалося водою під час роботи, але після проведення вимірювань стенд вимикався на однаковий проміжок часу, за третьою (методика 3) – у паливо додавалась вода, стенд не вимикався. Зміна температури під час проведення всіх досліджень не перевищувала 2К, що мало впливало на теплоту пароутворення та час випаровування краплі суміші, а отже і на тиск виникнення кавітації.

Одним із завдань, поставлених на експериментальному етапі роботи, є визначення ефективних режимів роботи експериментальних дослідницьких стендів для отримання максимальної кількості інформації. Так як експериментальний гідравлічний стенд дозволяє працювати з різним тиском у системі, випробування найскладнішою за виконанням методикою 1 були проведені на трьох режимах роботи, для визначення параметрів яких використано результати [11, 18]. Таким чином, на кожному з режимів відносний перепад тиску $\Delta\bar{p}$ був однаковим та сприятливим для виникнення розвинутої кавітації [9] і розраховувався за формулою:

$$\Delta\bar{p} = \Delta p / p$$

де Δp – перепад тиску на дросельному пристрої.

Отже, для аналізу були обрані режими роботи з тиском на вході та виході з генератора пульсацій: відповідно 30 та 3 ат – режим 3; 24 та 2,4 ат – режим 2; 20 та 2 ат – режим 1. Критерієм оцінювання ефективності виступала величина сигналу A , так як її збільшення в масиві даних зменшувало величину похибки в обчисленні потужності сигналу N . Як видно з рис. 2.14 N зростала із збільшенням тисків на вході та на виході з дросельного насадку [15]. Так як під час запису параметрів на режимі 3 амплітуда коливань знаходиться біля меж динамічного діапазону сигналу для подальших досліджень обрано режим 2.

Результати оброблялись шляхом аналізу масиву даних записаних за допомогою USB осцилографа на персональний комп'ютер. Як вже згадувалось, аналіз здійснювався кількісно та якісно. Кількість вимірювань n складала від 10-50. Для якісного оцінювання будувались залежності зміни тиску від вмісту води в паливі: для всього досліджуваного частотного діапазону, для найінформативнішої з точки зору варіації сигналу смуги частот, для випадкової смуги частот.

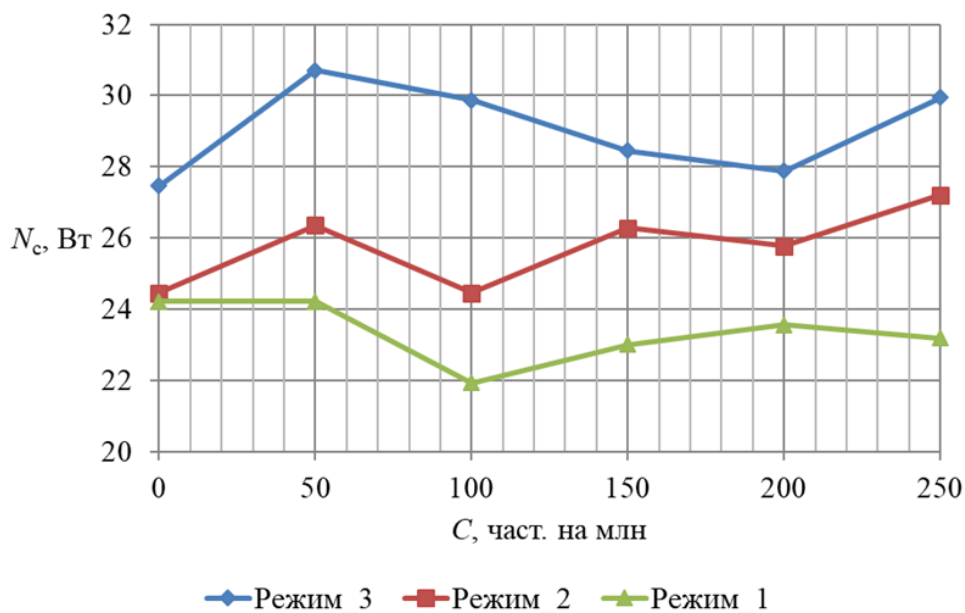


Рис. 2.14. Залежність потужності сигналу з датчика тиску від вмісту води в паливі для трьох режимів роботи експериментального стенду

Кількісно дані аналізувались шляхом порівняння відношень вищих гармонік спектру сигналу до основних для кожної з проб та визначенням потужності сигналу з датчика тиску, що є еквівалентом тиску порогу кавітації.

У відношення гармонік не спостерігалось жодної закономірності. Водночас потужність сигналу змінювалась для кожної з проб палива. Побудова залежностей потужності сигналу від концентрації води в паливі здійснювалась за допомогою двох способів опрацювання даних. Перший (спосіб 1) передбачав обчислення потужності усереднених результатів вимірювань, другий (спосіб 2) – підрахунок потужності для всіх значень кожного з вимірювань та їх усереднення (рис. 2.15). З аналізу рисунку видно, що спосіб 2 дає незначно більші величини по-тужності сигналу, однак характер кривих залежності при цьому не змінюється. Згідно з основними положеннями теорії експериментів і теорії похибок [3, 7] другий спосіб отримання потужності сигналу дає більш точний результат, тому він буде використовуватись в подальших обчисленнях.

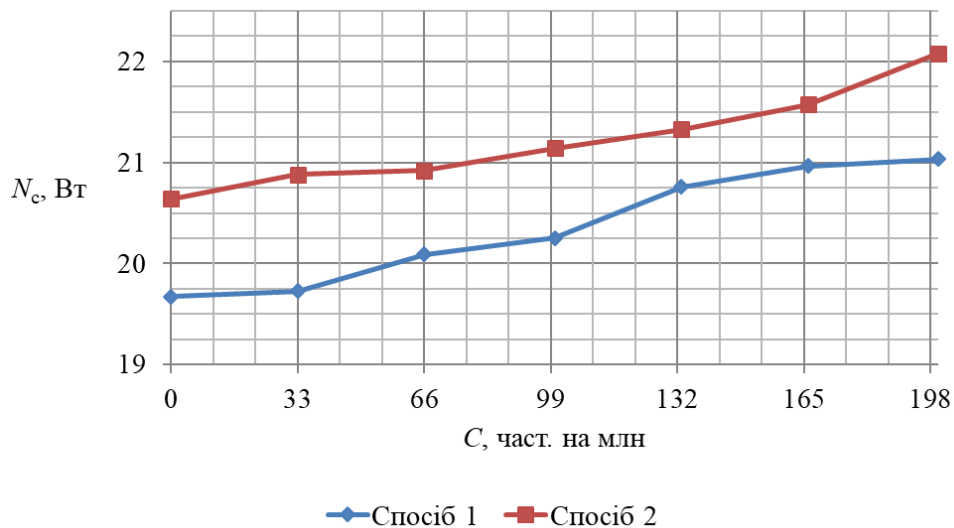


Рис. 2.15. Залежність потужності сигналу з датчика тиску від вмісту води в паливі обчислена двома способами

Таким чином, під час проведення наступних досліджень паливо обводнюватиметься шляхом збільшення концентрації води в пробі, що знаходиться в експериментальному стенді, змішування здійснюватиметься за допомогою дросельного насадку, тиск на вході та виході з якого складатиме 24 та 2,4 ат відповідно, а відносний перепад тиску – 0,9. Буде показано як якісний аналіз масиву даних, так і залежності потужності сигналу з датчика тиску від вмісту води в паливі для різного розташування приймача. Усереднення

здійснюватиметься лише для непрямих вимірювань потужності сигналу кожного з отриманих значень тиску.

2.4. Метрологічне забезпечення точності результатів

Контроль зміни тиску та температури в обох експериментальних стен-дах здійснюється зразковими манометрами 6, 7 за ГОСТ 6521-60 та ГОСТ 6521-72 і термометром 4, призначеним для визначення температур нафтопродуктів за ГОСТ 400-64.

Точність результатів вимірювань забезпечується відкаліброваними елементами експериментальних стендів. П'єзOMETричний датчик тиску 9 (див. рис. 2.11-2.12) працює в лінійному режимі від значення тиску в діапазоні частот від 50 Гц до 200 кГц, що значно ширше досліджуваного діапазону 50-51150 Гц. Нерівномірність амплітудно-частотної характеристики в робочому діапазоні не перевищує 3 дБ та не може вплинути на результати вимірювань. Диференційний електронний підсилювач 10 з коефіцієнтом підсилення має робочий діапазон 0-500 кГц, що значно ширше досліджуваної смуги частот. Зміна коефіцієнту підсилення стабілізується двополярним джерелом електроживлення 11, яке не вносить зміни у показники датчика. Аналого-цифровий перетворювач Hantek DSO-2150 12 забезпечує передачу даних з точністю 3 %.

Датчик тиску 9 має похибку, що не перевищує 2 %. Стабілізоване джерело електроживлення на 5 В 10 не впливає на вимірювання. Аналого-цифровий перетворювач Hantek DSO-2150 11 забезпечує передачу даних з точністю 3 %.

Таким чином точність вимірювання тиску на експериментальному стенді складає 5 % та складається з інструментальних похибок. Для уникнення внесення додаткової похибки в результати вимірювань тиску з аналізу масиву даних, отриманих з обох експериментальних стендів, була виключена постійна складова для нульової частоти.

2.5. Висновки

1. Визначено недоліки обладнання та методик проведення експериментів у випадку використання ультразвукової кавітації як генератора пульсацій.

2. Розроблено експериментальні стенди з системою активного охолодження для підтримання стабільної температури в установці та частково автоматизованим вимірювальним блоком для вдосконалення адекватності записуваної інформації. Обґрунтовано методики проведення експериментальних досліджень впливу вмісту води в паливі на параметри гідродинамічної кавітації, які дозволяють виключити вплив сторонніх факторів на результат.

3. Випробувано три режими роботи експериментальних стендів для визначення впливу концентрації води в авіаційному паливі на параметри гідродинамічної кавітації та обґрунтовано використання оптимального.

4. Похибки запропонованих методик досліджень не перевищують 5 %, що свідчить про їх високу точність.

РОЗДІЛ 3. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

3.1. Вступ

Діяльність, пов'язана з створенням та використанням авіаційної техніки (АТ) є однією з найважливіших сфер застосування інтелектуальних та технічних можливостей і складових науково-технічного прогресу. Однак на ряду з позитивними наслідками є й негативні, а саме забруднення навколишнього природного середовища (НПС), зменшення сировинних та енергетичних ресурсів, негативний вплив на здоров'я людини тощо.

Авіаційний транспорт відноситься до основних забруднювачів атмосферного повітря, водних ресурсів та ґрунту, хоч і на 15% поступається автомобільному транспорту. Гостро стоїть проблема утилізації та переробки відходів, що виникають при експлуатації повітряних суден та після закінчення їх ресурсу. Частка авіатранспорту в загальному об'ємі викидів шкідливих речовин (ШР) в атмосферу складає 17%.

Метою в галузі забезпечення екологічної та техногенної безпеки авіатранспортних перевезень та функціонування авіаційних комплексів є:

- ✓ підтримка сприятливого для здоров'я екологічно безпечного середовища;
- ✓ забезпечення раціонального природокористування;
- ✓ збалансованість процесів відтворення та використання відновлювальних та невідновлювальних природних ресурсів;
- ✓ збереження генетичного фонду, видової та ландшафтної різноманітності флори та фауни.

У зв'язку з підвищенням інтенсивності діяльності цивільної авіації, застосуванням АТ загострилися проблеми охорони НПС.

Фахівці вважають, що щорічно зростаюча емісія вуглекислого газу, води і метану двигунами комерційних літаків змінює хімічний і радіаційний баланс атмосфери, що поряд з емісією сажових сульфатних аерозолів може впливати на клімат. Особливе значення мають такі компоненти, як двоокис вуглецю і оксиди азоту.

3.2. Вплив авіатранспорту на природне середовище та атмосферу

Збільшення обсягів авіап перевезень площ, інтенсивності процесів експлуатації та ремонту АТ викликає зростання забруднень.

Вплив транспорту на екосистему полягає:

- у забрудненні атмосфери, водних об'єктів та земель, зміні хімічного складу ґрунту та мікрофлори, створенні виробничих відходів, у тому числі радіоактивних та токсичних, золи та сміття. Забруднюючі речовини негативно впливають не тільки на антропогенні, а й на природні системи.
- у використанні природних ресурсів – атмосферного повітря (необхідного для протікання робочих процесів в двигунах внутрішнього згорання (ДВС)), нафтопродуктів та природного газу, водних (використовуються при охолодженні ДВС, мийці транспорту) та земельних ресурсів (необхідні для побудови аеропортів, злітно-посадкових смуг тощо);
- у виділенні тепла в навколишнє середовище;
- у створенні високого рівня шумів та вібрації;
- у можливості створення негативних природних процесів, таких як ерозія, заболочування місцевості, зсувів, обвалів;
- у травматизмі та смерті людей, загибелі тварин при аваріях та катастрофах;
- у руйнуванні ґрунтово-рослинного покриву та зменшенні врожаю сільськогосподарських культур.

Літаки викидають в атмосферу величезну кількість вуглекислого газу і водяної пари, оксиди азоту та сажу. Вплив цих компонентів на навколишнє середовище залежить від висоти польоту. Те, що літаки своїми вихлопними газами забруднюють навколишнє середовище, абсолютно очевидно і не викликає ніяких сумнівів. Так, власне, будь-яка господарська діяльність людини завдає шкоди природі і сприяє зміні клімату. Питання лише в тому, наскільки великий внесок того чи іншого її виду в цей загальний процес.

Справа в тому, що авіаційне паливо (гас) – являє собою складну суміш вуглеводнів. Вуглець складає в ній 86 відсотків, водень – 14 відсотків. При горінні вуглець з'єднується з киснем повітря, так що спалювання кожного кілограма авіаційного гасу поповнює атмосферу 3,15 кілограмами вуглекислого газу. «Оскільки ж вуглекислий газ - речовина дуже стабільне, він рівномірно розподіляється навколо всієї земної кулі», – говорить професор Шуман (директор Інституту фізики атмосфери Німецького аерокосмічного центру). Крім того, CO₂ легко мігрує і в вертикальному напрямку, тому утворився він поблизу поверхні Землі або ж на висоті 10-11 тисяч метрів, де пролягають більшість коридорів цивільної авіації, не має ніякого значення. Тому нескладно підрахувати, що приблизно 2,2 відсотка всього антропогенного вуглекислого газу викидають в атмосферу літаки.

Набагато складніше оцінити роль викидається авіацією водяної пари. Тобто кількісна оцінка особливих труднощів не становить: відомо, що при спалюванні одного кілограма гасу утворюється 1,23 кілограма водяної пари. А ось з якісною оцінкою справа йде складніше. При попаданні гарячих і вологих вихлопних газів в холодну навколишнє середовище пар конденсується, утворюючи дрібні крапельки води, а на великих висотах, де температура забортної повітря досягає 30-40-50 градусів нижче нуля, – дрібні крижинки. Ці крапельки і крижинки часом добре видно з землі – у вигляді так званого конденсаційного сліду, що тягнеться за літаком. Який вплив цей слід має на атмосферу, залежить від висоти польоту.

У стратосфері з її вкрай низьким вмістом вологи – не більше 0,01 проміле – крижинки конденсаційного сліду швидко випаровуються. А ось в тропосфері, де повітряні маси можуть бути вкрай насичені вологою, поведінка конденсаційного сліду залежить від безлічі погодних факторів. Якщо вологість повітря висока, кристалики льоду вбирають в себе додатково воду, ростуть, і з конденсаційних слідів можуть сформуватися перисті хмари. Вони сприяють подальшій конденсації вологи з повітря, в результаті густина і водність хмар збільшуються.

Окрема тема – вплив вихлопних газів літаків на концентрацію озону в атмосфері. Як відомо, камера згоряння сучасного авіаційного двигуна може розжарюватися до 2000 градусів. При таких температурах азот, що знаходиться в повітрі у вільному стані, зв'язується з киснем, утворюючи оксиди NO і NO₂, проте ці оксиди надають на атмосферне озон різноспрямований дію: на великих висотах вони його розкладають, на малих висотах - утворюють.

Аерозолі і їх попередники (сажа та сульфати) збільшують хмарність у формі лінійних конденсаційних слідів і перистих хмар. Залежно від стану навколишнього атмосфери ці сліди можуть існувати іноді кілька хвилин, а іноді – години, розтікаючись в ширину на кілька кілометрів і, нагадуючи перисті хмари. Вельми значний вплив на радіаційний баланс слід очікувати в результаті викидів частинок сажі – твердотільних продуктів неповного згоряння палива, які грають роль ядер конденсації. У верхній тропосфері сажові аерозолі мають розмір 0,1-0,5 мкм і складаються з агломератів первинних частинок з діаметром 20-40 нм. Їхня середня концентрація змінюється в межах від 0,004 до 0,5 см⁻³. Раніше при оцінках кліматичних наслідків емісії сажових аерозолів основна увага приділялася зміни складу атмосфери, обумовленого протіканням гетерогенних хімічних реакцій на по- поверхні часток саж. Однак помітного впливу емісії цих часток на газовий склад атмосфери до сих пір не виявлено.

Розкладання озону превалує на висотах понад 16 тисяч метрів, проте туди звичайні цивільні літаки не залітають. Їх коридори розташовані нижче 12 тисяч метрів, а там оксиди азоту викликають активне утворення озону. На жаль, цей так званий тропосферний озон підсилює парниковий ефект – так само як вуглекислий газ або водяна пара. До того ж підвищений вміст озону в повітрі негативно відбивається на здоров'ї. І цей озон ніяк не пов'язаний з тим озоновим шаром в стратосфері, який захищає нашу планету від жорсткого ультрафіолетового випромінювання. Іншими словами, озонову діру над Антарктикою вихлопними газами літаків не залатаєш.

3.3. Конструктивно-технічні заходи зменшення забруднення

НПС

Заходи зменшення забруднення атмосферного повітря:

- збільшення економічності двигунів, що досягається вдосконаленням їх конструкції;
- зниження маси конструкції за рахунок використання композитних матеріалів;
- зменшення опору руху, що досягається продуманою аеродинамічною формою повітряного судна;
- зниження токсичності відпрацьованих газів, що досягається встановленням фільтрів та використанням присадок до палива;
- застосування екологічно більш чистих видів палива;
- удосконалення технологічного процесу та доведення його до «безвідходного» виробництва;
- очищення вентиляційних та технологічних викидів;
- більш широке використання електроенергії.

Заходи зменшення шуму та вібрації:

- створення менш шумних силових установок;
- використання більш досконалих повітрязабірників;
- використання вібро - , звукопоглинаючих та захисних екранів та капотів;
- герметизація обладнання та комунікацій;
- розосередження джерел шуму по території аеродрому;
- використання стаціонарних та рухомих шумоглушників при апробації двигунів на землі;
- виконання спеціальних способів зльоту та посадки, таких як застосування «малого газу» при виконанні руління, більш крутих траєкторій зльоту та посадки тощо.

3.4. Розрахунок емісії двигунів повітряного судна

Джерела емісій, пов'язані з авіацією, здатні розповсюджуватися і приводити до погіршення якості повітря в прилеглих населених пунктах. Ці емісії представляють потенційний ризик суспільному здоров'ю і навколишньому середовищу, оскільки можуть визивати збільшення концентрації приземного озону, приводити до випадення кислотних дощів. Національні та міжнародні програми моніторингу якості повітря постійно вимагають від уповноважених авіаційних і урядових організацій проводити контроль якості повітря поблизу аеропортів.

За останні кілька десятиліть були досягнуті значні успіхи в питанні скорочення емісій в зв'язку з підвищенням екологічності авіаційних палив (часткова заміна гасу на скраплений природний газ або біопаливо) і технічними удосконаленнями авіаційних двигунів (збільшенням їх тягової ефективності, який передбачає зменшення споживання палива).

Кількісною характеристикою викидів шкідливих речовин авіаційними двигунами є індекс емісії EI, який показує скільки грамів шкідливих речовин викидається в повітря при спалюванні 1 кг палива [16].

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

Вміст інгредієнтів CO та C_xH_y обумовлений неповнотою згорання палива в двигуні, а цей процес залежить від величини коефіцієнта згорання η та режиму роботи двигуна. Максимальна повнота згорання палива відбувається на злітному режимі (тяга - максимальна, $\eta=0,9-0,99$). 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).

За 1 рік сучасний авіалайнер виконує до 300 зльотів та посадок. При цьому за 1 добу двигунами викидається приблизно 3,5 т – CO, 2 т – C_xH_y, 1,7 т – NO_x. Частка забруднення атмосферного повітря вуглеводнями в аеропортах близько 20%.

В зв'язку з цією статистикою виникла необхідність обмеження викидів авіаційними двигунами, тому Міжнародна організація цивільної авіації (ІКАО) розробила норми на кількість викидів наступних шкідливих речовин:

- монооксид вуглецю (CO);
- вуглеводні сполуки, що не згоріли (C_xH_y);
- оксиди азоту (NO_x);
- число димності (SN).

Норми ІКАО по контрольному параметру емісії для магістральних літаків, тяга яких перевищує 27кН такі:

$$M_{CO}/R_0 \leq 118 \text{ г/кН};$$

$$M_{C_xH_y}/R_0 \leq 19,6 \text{ г/кН};$$

$$M_{NO_x}/R_0 \leq 80 \text{ г/кН};$$

$$SN \leq 10,$$

де M_i – маса викинутої шкідливої речовини за деякий визначений час роботи двигуна (в грамах), R_0 – злітна тяга двигуна (в кН).

3.4.1. Розрахунок контрольних параметрів емісії двигуна

Д-436-148ФМ літака Ан-178

Вихідні дані:

Тяга двигуна на злітному режимі – $R_0 = 75,5$ кН;

Питома витрата пального на злітному режимі – $c_{\text{пит зл}} = 0,38$ кг/кН·год;

Тяга двигуна на режимі «малий газ» – $R_{\text{мг}} = 5,8$ кН;

Питома витрата пального на режимі «малий газ» – $c_{\text{пит мг}} = 0,72$ кг/кН·год.

Режими роботи двигуна та їх тривалість приведені в таблиці 3.1 [24].

Режими роботи двигуна та їх тривалість

№	Найменування режиму роботи двигуна	Відносна тяга, \bar{R}	Тривалість режиму, T , год
1	Рулювання/Режим земного малого газу	0,07	0,43
2	Зліт	1	0,0117
3	Набір висоти	0,85	0,0367
4	Захід на посадку	0,3	0,067

Де $\bar{R} = \frac{R}{R_0}$ – відносна тяга двигуна, R – тяга двигуна на заданому режимі;

R_0 – тяга двигуна на злітному режимі.

Розрахунок:

1. Використовуючи банк даних ІКАО про емісію авіаційних двигунів, знаходимо значення індексу EI двигуна Д-436-148ФМ при наземних операціях та циклі «зліт-посадка»:

Таблиця 3.2

Режим	$EI C_xH_y$, г/кг	$EI CO$, г/кг	$EI NO_x$, г/кг	SN
Наземні операції	1,39	19,56	3,78	8
Зліт-посадка	0,19	3,59	43,71	

2. Визначаємо масу пального, витраченого двигуном літака під час наземних операцій $G_{п.н}$,

$$G_{п.н} = R_{мг} \cdot c_{пит.мг} \cdot T_{мг} = 5800 \cdot 0,072 \cdot 0,0367 = 153 \text{ кг}$$

3. Визначаємо масу шкідливих речовин, викинутих двигуном при наземних операціях: $M_{ін} = EI \cdot G_{п.н}$, тоді:

$$M_{CO_н} = 19,56 \cdot 153 = 2993 \text{ г};$$

$$M_{C_xH_y_н} = 1,39 \cdot 153 = 213 \text{ г};$$

$$M_{NO_x_н} = 3,78 \cdot 153 = 578 \text{ г}$$

4. Визначаємо масу пального, витраченого двигуном літака під час циклу «зліт-посадка» $G_{п.з-п}$:

$$G_{п.н} = R_{зл} \cdot c_{пит.зл} \cdot T_{з-п} = 7500 \cdot 0,036 \cdot (0,0117 + 0,0367 + 0,067) = 31 \text{ кг}$$

5. Визначаємо масу шкідливих речовин, викинутих двигуном під час циклу «зліт-посадка»:

$$M_{CO_{з-п}} = 3,59 \cdot 31 = 118 \text{ г};$$

$$M_{C_xH_y_{з-п}} = 0,19 \cdot 31 = 5,89 \text{ г};$$

$$M_{NO_x_{з-п}} = 43,71 \cdot 31 = 1355 \text{ г}$$

6. Визначаємо загальну масу шкідливих речовин:

$$M_{CO} = 2993 + 118 = 3111 \text{ г};$$

$$M_{C_xH_y} = 213 + 5,89 = 218,89 \text{ г};$$

$$M_{NO_x} = 578 + 1355 = 1933 \text{ г}$$

7. Визначаємо контрольний параметр емісії:

$$\frac{M_{CO}}{R_0} = \frac{3111}{75,5} = 41,2 \text{ г/кН} < 118 \text{ г/кН}$$

$$\frac{M_{C_xH_y}}{R_0} = \frac{218,89}{75,5} = 2,89 \text{ г/кН} < 19,6 \text{ г/кН}$$

$$\frac{M_{NO_x}}{R_0} = \frac{1933}{75,5} = 25,6 \text{ г/кН} < 80 \text{ г/кН}$$

Число димності для даного двигуна: $SN=8 \leq 10$.

Висновок: двигун Д-436-148ФМ літака Ан-178 за своїми емісійними характеристиками відповідає нормам ІКАО. Маса шкідливих CO та C_xN_y речовин, викинутих двигуном при наземних операціях перевищує масу шкідливих речовин, викинутих двигуном на зльоті-посадці, внаслідок того, що на режимі малого газу погіршуються умови розпилювання палива та найменше значення мають температура і тиск повітря в камері згоряння, які зумовлюють мінімальну повноту згоряння палива. Зі збільшенням відносної тяги викиди CO та C_xN_y зменшуються та на злітному режимі становлять 0,1-0,5% від викидів на малому газі. А викиди NO_x збільшуються зі збільшенням тяги, так як головним параметром, що визначає цей тип викидів, є температура повітря за компресором на вході в камеру згоряння.

Тож, можемо підсумувати, що двигун з його паливною системою відповідає міжнародним сертифікаційним нормам цивільної авіації.

РОЗДІЛ 4. ОХОРОНА ПРАЦІ

4.1. Небезпечні та шкідливі виробничі фактори під час експлуатації або технічного обслуговування паливної системи

Під час роботи на експлуатації та при ремонті системи на людину можуть впливати один або низка небезпечних та шкідливих виробничих факторів, що викладені у стандарті ГОСТ 12.0.003-74 «ССБТ. Опасные и вредные производственные факторы». Заходи безпеки при технічному обслуговуванні і ремонті ЛА регламентуються: державними та галузевими стандартами; системами стандартів безпеки праці, технічної експлуатації та ремонту авіаційної техніки; регламентами технічного обслуговування; технологією ремонту, посібниками і інструкціями з безпеки праці і т.д.

Під час експлуатації, технічного обслуговування або монтажу паливної системи на працівника можуть впливати наступні небезпечні та шкідливі виробничі фактори:

- рухомі машини та механізми; незахищені рухомі елементи виробничого обладнання; рухомі вироби, заготовки, матеріали;
- конструкції, що руйнуються (сходи, драбини тощо);
- підвищена запиленість та загазованість повітря;
- підвищена чи знижена температура поверхонь техніки, устаткування, матеріалів;
- підвищене ковзання (через зледеніння, вологість або замаслювання поверхонь, по яких переміщується персонал);
- підвищена або понижена температура, вологість та рухомість повітря;
- підвищений рівень статичної електрики;
- розташування робочого місця (робочої зони) на висоті відносно поверхні (підлоги);
- відсутність чи нестача природного світла;
- недостатня освітленість робочої зони;
- хімічно небезпечні та шкідливі речовини.

Рівні небезпечних та шкідливих виробничих факторів не повинні перевищувати граничнодопустимих значень, встановлених у санітарних нормах, правилах та нормативно-технічній документації.

4.2. Заходи зниження впливу небезпечних та шкідливих виробничих факторів

1) Підвищений рівень статичної електрики на поверхнях заправних засобів та літаків при заправці, перекачуванні та зливі.

Авіаційні палива мають здатність електризуватися, накопичувати та зберігати електричний заряд, при цьому над поверхнею рідини утворюється вибухонебезпечна суміш. Розряд статичної електрики здатний викликати пожежу чи вибух. Тому для запобігання та зниження впливу підвищеного рівня статичної електрики застосовують наступні заходи.

- a) Обмеження швидкості заправлення не більше 25 л/с через кожний заправний штуцер;
- b) Використання штирів вирівнювання потенціалів статичної електрики на заливних горловинах та штуцерах заправки або у випадку їх відсутності дотик до обшивки крила на відстані не менше 1,5 м від заливної горловини та використання антистатичних рукавів, що виготовляються з електропровідної маслобензиностійкої резини;
- c) Застосування паливних присадок для зменшення електризації потоку рідини;
- d) Заземлення технологічного устаткування.

2) Розташування робочого місця (робочої зони) на висоті.

При відкритій заправці літака та монтажі системи, заміні агрегатів паливної системи робоча зона працівників може знаходитися на висоті більше 1,3 м. Необачні дії або неналежне оснащення можуть призвести до падіння, а як

наслідок і до травм працівника. Тому застосовують наступні заходи для попередження цієї ситуації.

- a) Використання закріпленої стопорними гвинтами драбини, з висотою огороження 1 м;
- b) Страхування, при відкритій заправці, водієм літака підйому заправника та подавання ним роздавального рукаву.
- 3) Недостатня освітленість робочої зони (робочого місця).

Незадовільне освітлення робочого місця (робочої зони) може призвести до погіршення зору працівника, а як наслідок до погіршення якості виконуваних робіт та низької продуктивності праці. Тому для зменшення цього шкідливого фактору використовують раціональне освітлення, що повинно бути:

- a) достатнім, щоб без напруги розглядати деталі;
- b) стабільним напруга в електричній мережі не повинна коливатися більше ніж на 4%;
- c) рівномірно розподіленим по робочим поверхням;
- d) комфортним - не яскравим;
- e) безпечним - не призводити до вибуху або пожежі у приміщенні.

4.3. Пожежна і вибухова безпека при експлуатації та технічному обслуговуванні паливної системи

Робоча рідина паливної системи – авіаційний керосин ТС-1, Т-1, Т-2, РТ, що являються вогненебезпечними речовинами, тому пожежна і вибухова безпека при технічному обслуговуванні паливної системи є дуже важливою та актуальною темою.

Загальні вимоги до пожежної безпеки визначаються ГОСТ 12.1.004-98 «ССБТ. Пожарная безопасность. Общие требования», а до вибухової безпеки – ГОСТ 12.1.010-76 ССБТ.

На території об'єктів ПММ вибухонебезпечні концентрації парів авіаційних палив утворюються при їх випаровуванні, а також при витіканні палива через нещільність агрегатів та трубопроводів. Якщо витікання не буде виявлено своєчасно, то це може призвести до небезпечної ситуації.

Джерелами, що спричинили запалювання палива можуть бути:

- іскра від розряду статичної електрики,
- іскри від переключення споживачів електричної енергії, короткого замикання в системах електропостачання заправних засобів та літаків, що заправляються
- прямий розряд блискавки в літак, що заправляється або засоби заправки,
- тепловипромінювання та високі температури конвективних потоків від відкритих джерел тепла, розташованих на відстані ближче ніж 25 м від літака, що заправляється.

Основними причинами виникнення пожеж є:

- недбале поводження з відкритим полум'ям при заправці літака, при електрозварювальних роботах;
- недбале поводження з інструментами;
- неправильний монтаж електроустановок;
- порушення технології заправки, зливно-наливних операцій;
- самозаймання палив при їх неналежному зберіганні;
- розряди статичної та атмосферної електрики разі неправильного виконання заземлення та блискавковідводів;
- куріння в пожежонебезпечних місцях.

Безпека людей має здійснюватись при виникненні пожежі в будь-якому місці виробничої будівлі, споруди або території підприємства.

Запобігання пожежі та пожежна безпека досягається:

- ✓ застосуванням, по можливості, негорючих або важкогорючих речовин;
- ✓ запобіганням утворенню горючого середовища та появи в ньому джерел запалювання;

- ✓ розташуванням місць стоянки літаків на відстані не менше 50 м від виробничих будинків та споруд та не менше 25 м – від ангарів.
- ✓ з'єднанням арматури гумотканевими рукавами, приєднаних до літака та засобам заправки, струмопровідними рукавами;
- ✓ обмеження відкривання кришок, люків та пробок заливних горловин та штуцерів заправки тільки призначеним для цих цілей інструментом, що виключає висікання іскри.
- ✓ максимальною механізацією та автоматизацією процесів зливу палива, перекачування, фільтрації, наповнення паливозаправників;
- ✓ установкою пожежонебезпечного обладнання в ізольованих приміщеннях (насосне обладнання) або на відкритих майданчиках (об'єкти розливу та роздачі палива);
- ✓ застосуванням для прийому, зберігання та відпускання герметичного обладнання;
- ✓ запобіганням поширенню пожежі, яке забезпечується облаштуванням пожежних розривів, захисних санітарних зон, налаштуванням агрегатів ПС аварійним відключенням в разі пожежі, автоматичне припинення заправки;
- ✓ застосуванням засобів, що запобігають та обмежують витікання палива;
- ✓ застосуванням засобів пожежогасіння;
- ✓ застосуванням засобів колективного та індивідуального захисту людей;
- ✓ застосуванням засобів пожежної сигналізації.

Організація гасіння пожеж

Майданчик, де встановлюється паливозаправник повинен мати бетонне покриття з поперечним нахилом не більше 0,015-0,02. при використанні декількох паливозаправників, відстань між ними повинна бути не менше 1 м. Паливозаправники допускаються до операції після перевірки справності засобів заземлення та укомплектованості протипожежними засобами. Всі з'єднання паливозаправників повинні бути герметичні. Кришки заливних горловин повинні мати прокладки.

Інженерно-технічні працівники, що обслуговують заправлення літака повинні проходити інструктаж з пожежної безпеки.

Під час гасіння парів, що горять, котрі просочуються через нещільності паливних баків, відкриті кришки заливних горловин тощо, необхідно закрити кришки або отвори, звідки просочуються пари, збити полум'я розпиленням або суцільним струменем води, накласти пластир з кошми або мокрого брезенту на місце витоку парів.

Під час гасіння пожежі, що виникла при централізованій заправці необхідно припинити операцію заправлення, від'єднати заправні рукави, відкотити паливозаправник, повідомити о пожежі та гасити паливо, що розлилося, а потім полум'я в паливозаправнику.

Типи вогнегасників, що застосовуються при роботі з паливною системою Ефективність гасіння пожежі залежить від правильного вибору способів та засобів гасіння, вогнегасильних речовин та уміння їх застосовувати.

Вогнегасники поділяються на хімічні, пінні, повітряно-пінні, вуглекислотні, хладонові та порошкові. По методу використання – на ручні (переносні) та пересувні.

Пінні вогнегасники використовуються на хімічній або повітряно-механічній піні. Хімічну піну отримують при розчині кислот та лугів, а повітряно-механічну - з водних розчинів та потоків робочого газу повітря, азоту або вуглекислого газу. Використовують даний тип вогнегасників при гасінні пожежі, що починається майже всіх твердих речовин та деяких легкозаймистих на площі не більше 1 м². Недоліком пінного вогнегасника являється вузький температурний діапазон використання (5...45°C) та висока корозійна активність заряду.

Повітряно-пінні вогнегасники бувають переносні: ОВП-5, ОВП-10 та стаціонарні ОВП-100, ОВП-250. Місткість вогнегасника ОВП-100 – 100 л, дальність струменю піни – не менше 5 м, маса з зарядом – 160 кг, мінімальний робочий тиск – 784,56 кПа.

Вуглекислотні вогнегасники понижують температуру джерела займання нижче точки займання та витісняють кисень з зони горіння. При переході вуглекислоти з рідкого стану в газоподібний відбувається розширення її об'єму та охолодження температури до -70°C . Тому цим видом вогнегасників не гасять обладнання та трубопроводи з високими робочими температурами, оскільки можна призвести до розгерметизації та їх руйнуванню внаслідок температурних напружень. Температурний діапазон використання від -40°C до $+50^{\circ}\text{C}$. До переносних вуглекислотних вогнегасників відносять: ОУ-2, ОУ-5, ОУ-8, до пересувних: ОУ-25 (УП-1М), ОУ-80 (УП-2М), ОУ-400 та інші. Вони застосовуються при гасінні різних речовин, а також електроустановок під напругою до 10 кВ.

Порошкові вогнегасники являються найбільш універсальними та загальнозживаними. Вони поділяються на вогнегасники з порошком А (для гасіння твердих речовин), В (для гасіння горючих рідин), С (для гасіння горючих газів). Температурний діапазон використання від -50°C до $+50^{\circ}\text{C}$. Пересувні порошкові вогнегасники типу ОПС-10, ОППС-100 призначені для гасіння займань лужноземельних матеріалів, електроустановок під напругою тощо. Також випускаються вогнегасники типів ОПС-10А, ОП-100, СП-120, та ручні порошкові вогнегасники типу ПС-1 та ПС-2.

Найбільшого розповсюдження на авіапідприємствах набули вогнегасники: хімічні пінні – ОХП-10, ОП-М, ОП-9ММ, аерозольні – ОА-1, ОА-3, ОА-10, СОТ-1, СОТ-5М, СОТ-6. На паливозаправнику зазвичай знаходяться 4 шт. вуглекислотних ОУ-2 та 2 шт. порошкових вогнегасників ОП-5, ємність з піском (25 кг), стаціонарна установка для гасіння пожежі, яка складається з стаціонарних вуглекислотних вогнегасників ОСУ-5П та випускних перфорованих трубопроводів та кошма $1\text{м} \times 1\text{м}$.

4.4. Інструкція з охорони праці при зберіганні ПММ

1. Загальні вимоги охорони праці

1.1. До роботи з ПММ допускаються особи не молодше 18 років, що пройшли медичний огляд, вступний інструктаж, первинний інструктаж, навчання та стажування на робочому місці, перевірку знань з охорони праці.

1.2. Перелік небезпечних і шкідливих виробничих факторів, які можуть впливати на працівника в процесі роботи:

- підвищена загазованість і запиленість повітря робочої зони;
- перевищення вмісту шкідливих речовин у повітрі робочої зони;
- відсутність або нестача природного освітлення;
- відсутність вентиляції;
- легкозаймисті підлоги і стіни приміщення робочої зони;
- вибухо-, пожежонебезпечність.

1.3. На місцях роботи із шкідливими матеріалами повинні бути аптечки з набором медикаментів, що включають нейтралізуючі розчини.

1.4. Про нещасні випадки, що сталися під час роботи, про порушення умов зберігання матеріалів слід негайно повідомити своєму безпосередньому керівнику та до відділу охорони праці.

1.5. У випадку травмування або нездужання необхідно припинити роботу, сповістити про це керівника робіт та звернутися до медичного закладу.

2. Вимоги безпеки перед початком роботи

2.1. Одягти спецодяг, спеціальне взуття, приготувати інші засоби індивідуального захисту.

2.2. Перевірити наявність та справність засобів пожежогасіння.

2.3. Перевірити справність освітлення та вентиляції.

3. Вимоги безпеки під час роботи

3.1. Склади для палива, мастильних матеріалів, фарб, розчинників та інших легкозаймистих матеріалів і рідин повинні розташовуватися в негорючих ізольованих приміщеннях з безпосереднім виходом назовні.

3.2. Всі матеріали, що надходять до складу повинні прийматися і видаватися для застосування тільки за наявності на них паспорта (сертифіката), в якому вказується хімічний склад.

3.3. Вся тара для зберігання цих матеріалів повинна мати бирки (ярлики) з точною назвою рідини, що в ній міститься.

3.4. Виробничі приміщення, місця (ділянки), виробничі майданчики для проведення робіт з ПММ повинні бути обладнані засобами пожежогасіння.

3.5. Зберігати в складах (приміщеннях) речовини і матеріали необхідно з урахуванням їх пожежонебезпечних фізико-хімічних властивостей (здатність до окислення, самобнагрівання та займання при потраплянні вологи, контакту з повітрям тощо).

3.6. Ємності з легкозаймистими рідинами повинні бути захищені від сонячного й іншого теплового впливу.

3.7. Відстань від світильників до товарів, що зберігаються повинна бути не менше 0,5 м.

3.8. Не допускається в приміщеннях, де зберігаються чи використовуються горючі та легкозаймисті матеріали та рідини, користуватися відкритим вогнем, паяльними лампами тощо.

3.9. Стоянка та ремонт транспортних засобів у складських приміщеннях не допускається.

3.10. Зберігати рідини дозволяється тільки у справній тарі. Пролита рідина повинна негайно забиратися.

3.11. Категорично забороняється зливати відпрацьоване масло в загальну каналізацію та ґрунт.

3.12. Усі працівники з ПММ повинні користуватися засобами індивідуального захисту.

4. Вимоги безпеки в аварійних ситуаціях

4.1. При виникненні аварій та ситуацій, які можуть призвести до нещасних випадків слід:

- негайно припинити роботи та сповістити свого керівника;

- оперативно вжити заходів щодо усунення причин аварій або причин, які можуть призвести до аварії і нещасних випадків.

4.2 У випадку виникнення пожежі або задимлення:

4.2.1 негайно повідомити в пожежну охорону, сповістити працюючих, поставити до відома керівника підрозділу, повідомити про займання на пост охорони.

4.2.2 Відкрити запасні виходи з будівлі, знеструмити електроживлення, закрити вікна та прикрити двері.

4.2.3 Приступити до гасіння пожежі первинними засобами пожежогасіння, якщо це не пов'язано з ризиком для життя.

4.2.4 Покинути будівлю та перебувати в зоні евакуації.

4.3 У разі займання рідкого палива та інших горючих матеріалів забороняється гасити полум'я водою. Для гасіння полум'я необхідно користуватися вуглекислотними вогнегасниками або протипожежною тканиною.

4.4 При займанні двигуна необхідно негайно припинити доступ пального.

5. Вимоги безпеки після закінчення роботи

5.1 Розлиті на підлогу фарби, розчинники та інші матеріали прибрати із застосуванням піску і тирси та видалити з приміщення.

5.2 Зняти та прибрати спецодяг та засоби індивідуального захисту в шафу, вимити руки та обличчя з милом.

5.3 Про всі недоліки, виявлені під час роботи, що впливають на безпеку праці, сповістити свого керівника.

4.5. Розрахунок контурного заземлення літака

Визначити кількість заземлювачів та довжину сполучної смуги контурного пристрою, що заземлює на стоянці літаків для захисту від статичної електрики.

Вихідні дані для розрахунку:

- питомий опір ґрунту (пісок) (з довідника) $\rho = 700 \text{ Ом} \cdot \text{м}$;

- пристрій заземлення – сталевий кутик, полка $b = 0,04$ м, довжина $l = 2$ м, прийmemo $d = 0,95 \cdot b$;
- глибина залягання $h = 2,5$ м;
- кількість одиночних заземлювачів $n = 3$;
- відношення $a/l = 2$;
- коефіцієнт використання сполучної смуги (з довідника) $\eta_{пол} = 0,6$;
- коефіцієнт використання кутику (з довідника) $\eta_{кут} = 0,8$;
- опір контуру (з довідника) $r_3 \leq 100$ Ом.

Розрахунок:

1. Визначимо опір розтікання струму від одиночного сталевого кутика:

$$R_y = 0,366 \frac{\rho}{l} \left(\lg \frac{2l}{d} + \frac{1}{2} \lg \frac{4h+l}{4h-l} \right) = 0,366 \cdot \frac{700}{2} \cdot \left(\lg \frac{2 \cdot 2}{0,95 \cdot 0,04} + \frac{1}{2} \cdot \lg \frac{4 \cdot 2,5 + 2}{4 \cdot 2,5 - 2} \right) = 270 \text{ Ом}$$

2. Визначимо глибину закладення сполучної смуги:

$$h_{пол} = h - 0,5 \cdot l = 2,5 - 0,5 \cdot 2 = 1,5 \text{ м},$$

3. Визначимо довжину сполучних смуг:

$$l_1 = n \cdot a = 3 \cdot 4 = 12 \text{ м}$$

4. Визначимо опір розтікання струму в землі від сталеві смуги:

$$R_{пол} = 0,366 \frac{\rho}{l_1} \lg \frac{2l_1^2}{b h_{пол}} = 0,366 \cdot \frac{700}{12} \cdot \lg \frac{2 \cdot 2^2}{0,04 \cdot 1,5} = 20 \text{ Ом},$$

5. Визначимо опір контурного пристрою, що заземлює:

$$r_{кз} = \frac{R_{ст} R_{пол}}{R_{ст} \eta_{пол} + n R_{пол} \eta_{ст}} = \frac{270 \cdot 20}{270 \cdot 0,6 + 3 \cdot 20 \cdot 0,8} = 77 \text{ Ом} \leq 100 \text{ Ом}.$$

Висновок: отримане значення опору прямокутного контурного пристрою, що заземлює складає, що менше нормованого, тому приймаємо кількість заземлювачів $n=3$, а довжину сполучних смуг $l_1=12$ м.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

1. Дипломна робота виконана згідно з вимогами та методичними рекомендаціями до дипломного проектування спеціальності «Літаки та вертольоти» у встановлені випускаючою кафедрою терміни.
2. Виконаний детальний опис систем живлення двигунів паливом, дренажу, централізованої заправки.
3. Розроблені принципові схеми систем живлення двигунів паливом, централізованої заправки та дренажу.
4. Розраховані гідравлічні характеристики системи живлення паливом двигунів.
5. Виконаний розрахунок висотності паливної системи та можливість живлення двигунів за виробітку палива самопливом.
6. Досліджені кавітаційні характеристики паливної системи.
7. Розроблений пристрій для визначення концентрації води в авіаційному паливі.
8. Спроектована паливна система за своїми характеристиками надійності, живучості, пожежної та вибухової безпеки, контролепридатності, експлуатаційної технологічності відповідає вимогам до паливних систем нормативних документів – АП-25 (FAR, JAR).
9. Матеріали дипломної роботи можуть бути використані при викладанні таких дисциплін, як: «Функціональні та РГС ЛА», «Гідропневмопристрої ЛА».

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. *Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории.* Межгосударственный авиационный комитет, 1994. – 322 с.
2. *Авиационные силовые установки. Системы и устройства : учебник /* Домотенко Н.Т., Кравец А.С., Никитин Г.А., Пугачев А.И., Сивашенко Т.И. – 2-е изд., перераб. и доп. – М. : Транспорт, 1976. – 312 с.
3. *Адлер Ю.П.* Планирование эксперимента при поиске оптимальных условий. – 2-ое изд. – М.: Наука, 1976. – 280 с.
4. *Баскаков С.И.* Радиотехнические цепи и сигналы: учебник / С.И. Баскаков. – М. : Высшая школа, 2000. Издание третье, переработанное и дополненное. – 462 с.
5. *Башта Т. М.* Гидравлика, гидромашины и гидроприводы: учебник для машиностроительных вузов / Т.М. Башта, Б.Б. Некрасов. – М. : Машиностроение, 1982. – 423 с.
6. *Волков О.М.* Пожарная безопасность на предприятиях транспорта и хранения нефтепродуктов / О.М. Волков, О.Г. Проскуряков. – М. : Недра, 1981. – 256 с.
7. *Воробьев В.Г.* Надежность и техническая диагностика авиационного оборудования: учебник / В.Г. Воробьев, В.Д. Константинов. – М. : МГТУ ГА, 2010. – 448 с.
8. *Гідрогазотермодинаміка: навч. посіб. /* В.М. Бадах, М.М. Глазков, Ю.С. Головка та ін.; за ред. Г.Й. Зайончковського. – К. : НАУ-друк, 2009. – 352 с.
9. *Глазков М.М.* Кавитация в жидкостных системах воздушных судов/ М.М. Глазков, В.Г. Ланецкий, Н.Г. Макаренко, И.П. Челюканов. – К. : КИИГА, 1987. – 62 с.

10. *Глазков М.М.* Кавітаційні пристрої для введення присадок в авіаційне паливо та контроль його обводнення / М.М. Глазков, В.Г. Ланецький, О.С. Пузік // Промислова гідравліка і пневматика. – 2011. – №4(34). – С. 105-108.

11. *Зайончковский Г.И.* Дроссельные кавитационные генераторы и их применение в технике / Г.И. Зайончковский, Т.В. Тарасенко, В.Г. Ланецкий, А.С. Пузік // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – №5(92). – С. 24-30.

12. *Ивченко В.М.* Гидродинамика многофазных жидкостей. Кавитация: учебное пособие // В.М. Ивченко. – Красноярск: Изд-во Красноярск. политехн. инс-та КПИ, 1980. – 91 с.

13. *Идельчик И. Е.* Справочник по гидравлическим сопротивлениям / Под ред. М. О. Штейнберга. – 3-е изд., перераб. и доп. – М. : Машиностроение, 1992. – 672 с.

14. *Казак В.М.* Надійність та діагностика електрообладнання: навч. посіб. / В.М. Казак, Б.І. Доценко, В.П. Кузьмін та ін. – К. : НАУ, 2013. – 280 с.

15. *Новосад А.А.* Зміна акустичного спектру гідродинамічної кавітації авіапалива на різних режимах роботи / А.А. Новосад, О.С. Пузік // Гідроаеромеханіка в інженерній практиці: XVIII Міжнародна науково-технічна конференція, Київ, 21-24 травня 2013 р.: тези доп. – К., 2013. – С. 15-16.

16. *Охрана окружающей среды. Том 2. Эмиссия авиационных двигателей: Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации.* ИКАО, Издание 5, июль 2014 г.

17. *Патент України на корисну модель UA 86480 U, GO1F 9/00, GO1F 23/00.* Спосіб визначення загального вмісту води в авіапаливі / О.С. Пузік, Т.В. Тарасенко. - № u201310931; заявл. 12.09.2013; опубл. 25.12.2013. – Бюл. № 24.

18. *Проектування паливних систем літальних апаратів : навч. посібник / Т. І. Сивашенко, П. Ф. Максютинський.* – К. : НАУ, 2015. – 192 с.

19. Пузік О.С. Гідродинамічні характеристики функціональних кавітаційних пристроїв / О.С. Пузік, М.М. Глазков, В.Г. Ланецький, Г.Й. Зайончковський, Т.В. Тарасенко // Вісник Національного авіаційного університету. – 2012. – №3. – С. 109-113.

20. Силовые установки летательных аппаратов с воздушно-реактивными двигателями : учеб. пособие / В. И. Поликовский, Д. Н. Сурнов. – М. : Машиностроение, 1965. – 261 с.

21. Таблиця стандартної атмосфери ГОСТ 4401-81.

22. Тарасенко Т. В. Спектральні характеристики гідроприводних кавітаційних генераторів коливань тиску / Т.В. Тарасенко, М.М. Глазков, В.Б. Радченко, А.С. Власов, О.С. Пузік // Промислова гідравліка і пневматика. – 2011. – №1(31). – С. 90–93.

23. Финкельштейн З.Л. Гидравлика и гидропривод (краткий курс): Учеб. пособие / З.Л. Финкельштейн, В.Г. Чебан. – Алчевск: ДГМИ, 2002. – 165 с.

24. ICAO Aircraft engine emission Databank. August 2020. URL: <https://www.easa.europa.eu/domains/environment/icao-aircraft-engine-emissions-databank>

25. Christopher Earls Brennen. Cavitation and bubble dynamics. – Oxford University Press, USA, 1995. – 282 p.

Додаток А