

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

ДОПУСТИТИ ДО
ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри

Бадах В.М.

«__»_____2021 р.

ДИПЛОМНИЙ ПРОЕКТ
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ
«БАКАЛАВР»

Тема: Паливна система пасажирського літака зі злітною масою 130 –140
ТОНН

Виконавець: студент 4-го курсу Вен Шо (Китай)

Керівник: старший викладач Ящук Олександр Петрович

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

Київ – 2021

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет Аерокосмічний
Кафедра Гідрогазових систем
Освітній ступінь Бакалавр
Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка
(шифр, найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри

«__» _____ 2021р.

ЗАВДАННЯ на виконання дипломного проекту студента

ВЕН ШО (Китай)

1. Тема проекту: Паливна система пасажирського літака зі злітною масою 130 –140 тонн
2. Затвердження наказом ректор від « 29 » квітня 2021р. № 684/ст.
3. Термін виконання проекту (роботи): 24.05.2021 – 20.06.2021
4. Вихідні дані до проекту: літальний апарат злітною масою 140 тон, дальність польоту без витрати АНЗ 6900 км, тип двигунів – P&W JT3D-3 с тягою 8170 кгс, 4 турбореактивних двигуни, максимальний запас пального 90290 кг, стартове значення питомої витрати пального – 0,36кг/кг.год., питома вага палива – 0,8 т/м³, перепад тиску при номінальній подачі не менш 65 кПа (0,65 кгс/см²).
5. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці): аналіз паливної систем літака, методи подачі пального до двигунів, гдравлічний розрахунок системи живлення двигунів паливом, характеристики та оптимізація системи нейтрального газу.
6. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: загальний вигляд літака (А1), компонування (А1), гдравлічна схема проектованої паливна система (А1).

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ п/п	Етапи виконання проекту (роботи)	Термін виконання етапів	Примітка
1	Уточнення завдання	24.05.2021	Виконано
2	Розподіл теми на основні частини	24.05.2021- 27.05.21	Виконано
3	Пошук необхідних даних та літератури по літакам прототипам	28.05.2021- 30.05.21	Виконано
4	Виконання аналізу паливних систем в основній частині проекту	31.05.2021- 2.06.21	Виконано
5	Розрахунок основних параметрів	2.06.2021- 6.06.21	Виконано
6	Розрахунок елементів системи живлення двигунів	7.06.2021- 12.06.21	Виконано
7	Розгляд та удосконалення системи нейтрального газу	13.06.2021- 14.06.21	Виконано
8	Підведення висновків	14.06.2021- 15.06.21	Виконано
9	Остаточна перевірка	15.06.2021- 16.06.21	Виконано
10	Захист	16.06.2021- 20.06.21	

Студент ВЕН ШО (Китай)

Керівник дипломного проекту (роботи) Ящук Олександр Петрович

6. Дата видачі завдання 03.05.2021 р

Керівник _____

(підпис)

Завдання прийняв до виконання _____

(підпис студента)

Дата _____

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломного проекту «Паливна система пасажирського літака зі злітною масою 130 – 140 тонн»: сторінок, 26 рисунків, 9 використаних джерел.

ЛІТАК, ДВИГУН, БАК, МАГІСТРАЛЬ ПОДАЧИ ПАЛИВА, ПАЛИВНА СИСТЕМА, НАСОС.

Об'єкт дослідження – система літака.

Предмет дослідження – параметри і характеристики паливної системи.

Метою даного проекту є проектування паливної системи літального апарату злітною масою 130-140 т.

Метод дослідження – статистичний аналіз, фізичне моделювання, математичний розрахунок.

Проведений аналіз існуючих систем та їх переваги/недоліки, обрана оптимальна система для заданого типу повітряного судна, обрано тип насоса.

Здійснено розрахунок паливної системи та визначені основні параметри її, та вибран насос.

Визначені параметри швидкодії системи, їх геометричні параметри. Проведений аналіз системи нейтрального газу та її використання.

ЗМІСТ

Вступ	
1. Основна частина	
1.1. Паливна система літального апарата.....	
1.2. Вимоги до паливних систем	
1.3. Проектування паливних систем літального апарата	
1.3.1. Методи подачі пального до двигунів	
1.3.2. Методи виробітки палива.....	
1.3.3. Розміщення палива в баках.....	
1.4. Методи підвищення надійності живлення двигунів	
1.5. Складові частини паливної системи	
1.5.1 Паливні баки.....	
1.5.2 Трубопроводи паливної системи.....	
1.5.3 Система очистки палива. Фільтри	
1.5.4 Паливні насоси.....	
1.5.5 Паливні крани та клапани.....	
1.5.6 Особливості технічного обслуговування паливної системи літака.	
1.6 Висновки до основної частини	
2. Спеціальна частина	
2.1 Вступ, порядок та методика розрахунку.....	
2.2 Конструкція літака	
2.3 Паливна система літака	
2.3.1 Загальні відомості.....	
2.3.2 Паливні баки.....	
2.3.3 Система живлення двигунів.....	
2.3.4 Система живлення допоміжної силової установки.....	

2.3.5 Система заправки паливних баків.....	
2.3.6 Система зливу і перекачування палива.....	
2.3.7 Система індикації кількості палива.....	
2.3.8 Система вентиляції паливних баків.....	
2.4 Розрахунок системи.....	
2.4.1 Опис паливної системи.....	
2.4.2 Принцип роботи.....	
2.4.3 Гідравлічний розрахунок паливної системи.....	
2.4.4 Розрахунок висотності проектованої паливної системи...	
2.5 Система нейтрального газу.....	
2.5.1 Призначення системи нейтрального газу.....	
2.5.2 Робота системи	

Висновки

Список використаних джерел

Додатки.....



РОЗДІЛ 1

ОСНОВНА ЧАСТИНА

1.1. Паливна система літального апарата

Паливна система літака призначена для розміщення і зберігання необхідного для виконання польоту запасу палива та безперебійним його поданням в працюючі двигуни у необхідній кількості і під необхідним тиском на усіх режимах польоту, а також в широкому діапазоні температур та висотах польоту.

Крім того паливо на деяких літаках може використовуватися для охолодження агрегатів, системи кондиціонування, радіоелектронної апаратури, балансування ПС, масла, привода постійної частоти обертання генератора та ін., а також може використовуватися як робоча рідина у різноманітних автоматичних пристроях, наприклад керування створками сопла та лопатками.

1.2. Вимоги до паливних систем

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

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

2. Забезпечення автоматичної виробітки палива в заданій послідовності

НАУ 21.31.26.00.00.000 ПЗ

Виконав	ШО ВЕН			Основна частина	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Ящук О.П.						
Консульт.	Ящук О.П.						
Н. контр.	Сивашенко Т.І.						
Зав кафедр	Бадах В.М.						
					гр. ЛВ - 401Б		

та при всіх можливих експлуатаційних варіантах заправки баків паливом на всіх режимах польоту ПС, передбачених КЛЕ. При цьому центрівка ПС повинна бути в допустимому діапазоні. Можливість ручного керування виробітком палива в необхідній послідовності при несправності автоматичного керування, при всіх можливих комбінаціях працюючих та непрацюючих двигунів. Для надзвукових ПС повинна бути передбачена автоматична балансуєча перекачка палива синхронно з переміщенням центру тиску.

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

1.3.Проектування паливних систем літальних апаратів.

При проектуванні паливних систем пасажирських літаків, як правило, вирішуються наступні завдання:

- необхідність збільшення маси палива;
- зниження сухої маси паливних систем;
- зменшенню залишків палива, що не виробляються;
- оптимізації вироблення палива з багатобакових паливних систем літаків з метою зменшення часу дії на крило згинаючого моменту;
- зменшення зміни положення центру тяжіння літака у польоті;
- підвищенню надійності роботи паливних систем.

Паливні системи всіх літаків можна умовно поділити на дві системи: зовнішню, або літакову, і внутрішню, або систему двигунів. До внутрішньої системи відносяться паливні агрегати і трубопроводи, що сполучають їх, встановлені на двигуні.

Літакова паливна система завжди складається: з паливних баків і наступних систем живлення паливом основних двигунів, живлення паливом двигуна допоміжної силової установки, перекачування палива, дренажу паливних баків, заправки паливом, а також системи автоматики витрати і виміру палива.

На сучасних літаках запаси палива можуть складати від 20 до 50 відсотків злітної маси літака.

Для розміщення палива використовують об'єми крила і фюзеляжу. На пасажирських і вантажних літаках паливо розміщують в крилі, звільняючи фюзеляж для корисного навантаження.

За принципом розміщення розрізняють внутрішні, підвісні, фюзеляжні, центроплані і консольні паливні баки, за характером застосування - витратні, передвитратні, балансування. Витратними називаються баки, з яких паливо подається до двигунів. Передвитратними називаються баки, з яких паливо подається у витратні баки. Балансуваннями називаються

баки, з яких паливо перекачується в інші паливні баки для забезпечення необхідного центрування літака. [2]

1.3.1. Методи подачі пального до двигунів

Для вибору найбільш раціональної схеми подачі палива до двигунів літака можуть впливати такі основні фактори:

- призначення та компоновка літака;
- режими його польоту;
- тип і кількість двигунів;
- сорт палива;
- заходи по забезпеченню висотності та безпеки польотів;
- умови експлуатації.

Складність створення та вибору найбільш раціональної схеми паливної системи обумовлена необхідністю розміщення великої кількості палива в обмеженому об'ємі а також вимога дотримання умови збереження заданого діапазону центрівки літака під час польоту та виробітки палива. Важливе значення грає забезпечення безперервної подачі палива в широкому діапазоні польоту який враховує висоту та швидкість польоту. Також грає роль включення автоматичних пристроїв для забезпечення порядку виробітки палива і контроль за оптимальною роботою паливної системи.

Автономна подача палива.

Суть цього методу полягає в тому, що подача палива до кожного двигуна ПС подається від своїх груп баків.

Централізована подача.

Вона виконується так, що паливо з одного витратного баку може подаватися до декількох двигунів.

Централізовано-автономна подача палива.

Суть цієї подачі полягає в тому що вона зроблена таким чином, що присутні наприклад, дві автономні магістралі подачі (ліва і права), але кожна з цих магістралей забезпечує живлення паливом різні двигуни.

Дольова.

Ця подача застосовується на літаках з непарним числом двигунів, які швидше всього розташовані в хвостовій частині фюзеляжу, коли подачу необхідного палива забезпечують НП1 двох забірних магістралей, які ведуть свій початок від двох витратних баків.

В деяких випадках але в межах допусків ці насоси можуть відрізнятися напірними характеристиками, що може привести до нерівномірного випрацювання палива насосами НП1 з баків й в наслідок чого може виникнути різниця рівнів палива у витратних баках.

Таке саме явище може відбутися при відкритті крана кільцювання та забезпеченні подачі палива різними насосами забірних магістралей до одного двигуна. Це виникає внаслідок різних гідравлічних втрат тиску в магістралях.

Для вирішення питання вирівнювання рівня палива у витратних баках при дольовій подачі можна виконати за рахунок самопливу при відчиненні крану об'єднання баків через переливну магістраль, тому в випадку при різному рівні палива в баках при відчиненому крані паливо буде відбуватися переливав з одного баку в інший або можна установити автомат вирівнювання. В такому випадку насос підкачки буде забирати паливо в тому баку, де менше палива, автоматично переводиться на знижений режим роботи або тимчасово відключається та після того як відбулося вирівнювання рівня палива включається знову.

Централізовано-дольова подача.

Цей тип подачі застосовується на ПС з непарним числом двигунів при подачі палива до трьох різних двигунів з одного витратного бака. В цьому випадку навіть різні подачі палива насосами НП1 у витратному баку не можуть змінити в ньому рівня.

Але в випадку коли насоси перекачки в додаткових баках мають різні напірні характеристики або в випадку крену ПС відбувається

оголення забірних насосів перекачки палива, то витрата палива з додаткових баків буде різною. В такому випадку в систему перекачки необхідно встановити автомат вирівнювання, з допомогою якого відбудеться вирівнювання витрати палива із правих і лівих симетрично розташованих груп баків. В цьому випадку буде відбуватися тимчасове відключення насосів перекачки того баку, де паливо менше. В таких випадках для підтримки заданого рівня палива у баку при перекачці, в ньому необхідно встановити поплавкові клапани граничного рівня.

Перехресне живлення.

При цьому методі забезпечення двигунів паливом (кільцювання, об'єднане живлення) може застосовуватися на ПС з декількома групами баків а також з двома або більшим числом двигунів.

Суть цього живлення полягає в тому, що забірні магістралі декількох двигунів об'єднуються між собою магістраллю в який розташований кран. Якщо виникає необхідність перевести живлення двох або більше двигунів від однієї магістралі, або при відмові одного з двигунів, коли треба перевести живлення працюючого двигуна на систему відмовленого двигуна цей кран відчиняється. Але проте з баків забірної магістралі з вийшовши з ладу НП1 паливо не буде застосовуватися, і це відобразиться на боковій центрівці ПС, дальності та тривалості польоту. Також ця магістраль перехресного живлення може використовуватись для вирівнювання залишку палива у витратних баках.

1.3.2. Методи виробітки палива

Одним з важливих фрагментів схеми ліній подачі палива до двигунів літака є виробітка робочого палива з баків. Для забезпечення виробітки палива з баків можна застосувати наступні методи: самопливом, витисканням, насосом підкачки.

Прикладами способу вироблення палива і паливної системи літака, розробленими в другій половині ХХ століття, можуть служити спосіб вироблення палива з паливної системи літака, приведені в книзі [3].

Спосіб вироблення палива при цьому повинен включити спорожнення в заданій черговості баків системи, розміщених послідовно уздовж правої і лівої консолей крила, при якій паливо переміщають між баками кожної консолі крила під дією сили тяжіння у витратні відсіки, що розміщуються поряд з фюзеляжем, і подають з витратних відсіків в двигуни, причому спорожнення витратних відсіків ведуть в останню чергу.

При використанні цього способу передбачається першочергове вироблення палива з баків, що розміщуються на периферії крила, потім в області середніх частин крила і в завершенні - з областей крила, розміщених в області, суміжній з фюзеляжем.

Першочергове вироблення палива з периферійних областей крила веде до дуже тривалого за часом дії на крило згібаючого моменту.

Окрім вказаних елементів паливна система містить паливні акумулятори, магістралі подання палива в двигун з допомогою підкачуючих насосів, входи цих насосів сполучені з першими баками груп баків - витратними баками.

Паливні акумулятори повинні використовуватися для постачання паливом двигунів при негативних перевантаженнях.

Недоліками цієї паливної системи є наступні.

Використання баків консолей крила, прилеглих до центроплану, в яких розміщені основні запаси палива та які мають великі об'єми, виникає потреба в якості витратних відсіків призводить до необхідності наявності у складі системи паливних акумуляторів, що збільшує масу паливної системи і масу залишку палива, що не виробляється. Для цього вирішення характерна і невелика маса палива, що заправляється у баки паливної системи, що утрудняє використання цього технічного рішення в конструкції сучасних пасажирських літаків.

Прикладом технічного рішення витратного відсіку паливних систем літаків може служити рішення відсіку, який може включати в себе вхідний

патрубок для підведення у відсік палива, розміщений з проміжком відносно днища бака а також розсіювач, який встановлено всередині відсіку перед вхідним патрубком, виконаний у вигляді сітки. При поданні плинного середовища через вхідний патрубок всередину відсіку розсіювач дробить струмінь, що входить, що знижує спінювання і завихрення палива у баку. [4]

Проте це технічне рішення неефективне, крім того, воно не забезпечує розділення вхідного потоку на рідку і газоподібну фази, не забезпечує відведення відокремленої газоподібної фази за межі паливного відсіку.

Певним кроком в розвитку методів вироблення палива і паливних систем літаків стало тоді коли відбулося введення в паливні системи центрального паливного бака, що розміщується в центроплані, і вдосконалення способів вироблення палива з багатобакових систем з широким використанням систем міжбакового переміщення палива під час польоту. Це дозволило з одного боку забезпечити початкове вироблення палива з центрального паливного бака, ну з другого затягування в часі процесу вироблення палива з паливних баків, розміщених на периферії крила.

Проте це технічне рішення виявилось малоефективним, крім того, воно не завжди забезпечує розділення вхідного потоку на рідку і газоподібну фази. А також не забезпечує відведення відокремленої газоподібної суміші за межі паливного відсіку.

Спосіб вироблення палива передбачає вироблення палива, при якому спочатку виробляють бак центроплану, потім виробляють паливо з баків, розміщених поряд з центропланом, потім з баків, розміщених на периферії консолей крила, а потім - в серединній частині консолей крила. Вироблення палива повинне супроводжуватися міжбаковим переміщенням палива, при якій паливо з усіх баків переміщають у баки, розміщені в серединній частині крила.

Надлишки палива які виникають в серединних баках послідовно перенаправляють в периферійні баки крила, у баки, розміщені поряд з центропланом, і у бак центроплану. Переміщення палива забезпечують перекачуванням палива або переливанням його під дією гравітаційних сил. Ця система включає магістралі перекачування палива, верхні і нижні канали переливань, що забезпечують міжбакові переміщення палива. Передбачається переміщення палива з усіх баків в основні відсіки баків, розміщених в серединній частині крила, з яких паливо переміщається у витратні відсіки.

Конструкція витратного відсіку припускає необхідність наявності в ньому розпилювача плинного середовища яке необхідно для відділення газових включень, що забезпечує можливість, від рідкого палива, що подається у витратний відсік.

При виборі оптимального методу виробітки спрощується управління виробленням палива та вибір часу початку і кінця переміщення палива з баків паливної системи в треті паливні баки, починаючи переміщення палива в треті баки до початку подання з нього палива в двигуни, продовжуючи переміщення залишків палива з повітрям з баків у міру їх спорожнення і закінчуючи переміщення палива після закінчення подання палива з витратних відсіків в двигуни.

Також стає непотрібним ряд традиційної операції, які виконується при вироблення паливо з паливної система. Стає непотрібним контроль маси палива яке виробляється з кожного баку паливної системи. Стає непотрібним включення і виключення в заданий послідовності насосу перекачування.

1.3.3. Розміщення палива в баках

В випадках коли необхідні запаси палива, для виконання польоту на великі відстані виникають проблеми в його розміщенні на літаку. При дуже великій кількості палива є потреба в ємностях для його зберігання.

Це затрудняє монтаж баків і їх розташуванні на літаку. В таких випадках можна поступати наступним чином:

1. Послідовне об'єднання баків

Для того щоб оптимізувати подачу палива до двигунів витримуючи норму малих гідравлічних втрат тиску, невеликою масою магістралей та при цьому забезпечиваючи необхідний діапазон центрівки, паливні баки об'єднують в окремі групи шляхом послідовного з'єднання. В такому випадку групи баків можна розглядати як один великий бак з перегородками.

Паливна магістраль подачі палива до двигунів при цьому методі дає можливість в процесі польоту керувати витратою палива за будь-якою програмою. Послідовність випрацювана може бути виконано за рахунок роботи насосів на різних діапазонах роботи.

2. Паралельне з'єднання баків

В цьому випадку в кожній групі баків необхідно встановити підкачуючі насоси, які дозволяють працювати в широкому діапазоні часу на різних режимах. Кожен режим буде визначатися частотою обертання колеса насосу. подача палива до двигуна буде виконуватися з тієї групи баків, де насос підкачки буде створювати тиск найбільшого. Цей процес (переключення живлення з однієї групи баків на іншу) повинен відповідати наступним вимогам:

- подача палива к двигунам відбувається безперервно;
- повинно бути повне випрацювані палива групи для того щоб перейти на послідууючу.

3. Послідовне об'єднання груп баків

Магістраль подачі палива до двигунів цим об'єднанням баків виконується так, що з кожного бака паливо може перетікати самопливом або повинно перекачуватися насосами перекачки у витратний бак, а вже з нього подається к двигуну літака. Така система може забезпечувати просту систему керування та дуже малу масу.

При застосуванні послідовного об'єднання груп баків паливна система повинна мати надійний дренаж баків для паливної магістралі. Однак наявність хоч одного витратного баку знижує живучість всієї паливної системи.

З додаткових баків паливо подається у витратний бак самопливом або за допомогою підкачуючих насосів, які працюють в визначених режимах, через переливні або перекачуючі магістралі. Перекачуючі насоси (ПН) подають паливо з додаткових баків у витратний бак під невеликим тиском. Це необхідно для подолання гідравлічних втрат тиску на перекачуючій ділянці. Це приводить до того що в зв'язку малими перепадами тиску, добиваються відповідно, менших габаритів й маси, ніж НП1.

Регулювання та підтримка заданого рівня палива у витратному баку може бути забезпеченим встановленням у витратному баку поплавкових клапанів граничного рівня. В інших випадках це досягається застосуванням подачі палива через дроселі або дросельні пакети постійної витрати.

Для того щоб запобігти переповненню витратного баку паливом при процесі перекачки можуть застосовуватися магістралі зворотного переливу, за допомогою цих магістралей витратний бак з'єднується з додатковими.

Коли на ПС встановлені декілька двигунів для оптимального забезпечення їх живлення паливом використовують автономні, централізовані, комбіновані, дольові й централізовано-дольові подачі.

Вибір, в кінцевому підсумку, того чи іншого засобу подачі палива залежить від числа та конструкції двигунів на ПС, загальної схеми компонування літака та інших багатьох факторів.

1.4. Методи підвищення надійності живлення двигунів

Існують багато методів для підвищення надійності:

1. Дублювання роботи НП1.

Суть цього методу полягає в тому, що у витратному баку необхідно встановити два паралельно - з'єднаних працюючих насоса, Котрі підключені до забірної магістралі з такою умовою, що НП1 повинен забезпечити живлення паливом двох двигунів.

При сумісній роботі НП1 кожен с цих насів має подачу палива в два рази меншу, ніж потрібна витрата двигуна, що дозволяє знизити потрібний кавітаційний запас тиску та збільшує його висотність. Але дублювання насосів приводить до збільшення маси конструкцій та потребує додаткових потужностей приводу.

2. Резервування НП1.

Ідея цього методу полягає в тому, що у витратний бак необхідно встановити паралельно два НП1 у яких різні типи приводу. При виході з ладу будь яких причин одного насосу в роботу вступає іншій насос у якого свій привід.

3. Забірні відсіки зі зворотними клапанами.

В цьому випадку застосовуються зворотними клапанами для виключення відливу палива від НП1 при розвитку ПС і при дії перевантажень. Ці клапани забезпечують живлення двигунів паливом при його відходу від підкачую чого насосу. На окремих видах паливних систем коло забірної відсіку може встановлюватися насос перекачки. Він слугує для заповнення витратного відсіку паливом. У верхній частині забірної відсіку необхідно встановити клапани переливу палива. В такому випадку забірний відсік завжди буде заповнений паливом.

Для підвищення надійності живлення двигунів можуть застосовуватися надув баків повітрям, установкою паливних акумуляторів, паливні фільтри повинні споряджатися клапанами перепуску палива.

1.5 Складові частини паливної системи

Паливна система любого літака складається с наступних частин: паливні баки, трубопровідна арматури (клапани, крани, фільтри, розподільники і т.п.), трубопроводи.

1.5.1 Паливні баки

Для розміщення палива на борту літального апарату використовують паливні баки. Їх зазвичай розміщують у крилі, а рідше – у фюзеляжі. На сучасних літаках запаси палива можуть досягати декількох десятків тон. В залежності від їх місцезнаходження, вони поділяються на зовнішні та внутрішні, підвісні та конформні. При проектуванні паливних баків, дотримуються насамперед сертифікаційних вимог.

В конструкції кожного паливного баку треба передбачити захист від пошкоджень. Він повинен витримувати без пошкоджень і втрати нормованої герметичності навантаження, інерційні сили, вібрації, масу всього палива і від конструкції а також від інших дій, яким може наражатися літак при експлуатації.

Паливні баки-відсіки (баки-кесони) повинні мати засоби для внутрішнього огляду і ремонту. Паливні баки, які розміщені у фюзеляжі, не повинні руйнуватися і втрачати герметичність під дією інерційних сил, зазначених у 25.561 для випадку аварійної посадки. Крім того, вони повинні бути захищені таким чином, щоб унеможливити тертя баків о землю [1].

При проведенні різних випробувань паливних баків має бути доведено та продемонстровано, що ті паливні баки які встановлені на літаку можуть працювати без пошкодження або течі при найбільш критичних перепадах тиску. Крім цього, за допомогою аналітичного аналізу або технічних випробувань повинна бути наглядно продемонстровано здатність поверхонь паливних баків можуть витримувати внутрішній тиск $0,25 \text{ кг/см}^2$ та 125% від максимального тиску повітря, який може утворюватися в паливному баку швидкісним напором. Кожен конструкційний бак повинен бути підданий різним вібраційним випробуванням які імітують дійсну установку на літаку. За винятком, коли бак, наповнений на $2/3$ водою або будь-якою іншою рідиною, яка підходить для проведення випробувань, повинен бути підданий вібраційним випробувань протягом 25 годин з амплітудою коливань не

менше 0,8 мм, виключаючи випадки коли не вказується інша достатньо обґрунтована для даного випадку амплітуда. Частота вібраційних коливань при різних випробуваннях повинна бути такою, що в звичайному нормальному робочому діапазоні частот при обертанні роторів двигуна повинна бути відсутня критична частота вібрації бака. Частота вібрації при випробуваннях повинна дорівнювати 2000 коливань за хвилину (33,3 Гц). Якщо в нормальному робочому діапазоні частот обертання двигуна є тільки одна критична частота коливань бака, то випробування повинні проводитися з цією частотою, а якщо в нормальному робочому діапазоні частот обертання роторів двигуна критичної виявиться більш ніж одна частота, то випробування повинні проводитися з найбільш критичною частотою [1].

В залежності від типу літака, його конструкційним особливостям, різним теплових режимів його роботи, від рівня виникнення деформації крила в польоті, а також в залежності від того місця де розташовані паливні баки на літаках можуть використовуватися м'які баки або баки-кесони [3].

Такі м'які паливні баки можуть використовуватися на різних типах вертольотів та легких літальних апаратах. Найбільший плюс застосування цих баків – що вони можуть набухати та зтягувати пробоїни при пошкодженнях, оскільки вони виготовляються шляхом склеювання слоїв гасостійкої гуми та спеціальних видів тканини. Основним недоліком цих баків – вважається вірогідність виникнення пожежі або вибуху в випадку виникнення течії палива через порушення герметичності паливного баку. Також обмежене застосування їх обумовлено температурними умовами. Наприклад, на надзвукових літаках та в гарячих зонах м'які паливні баки не можуть бути застосовувані. Іншим недоліком є те що при зниженні температури (в зимових умовах) такі паливні баки можуть втрачати свою еластичність .

Тому використання таких баків-кесонів, які утворені конструкцією крила та фюзеляжу, отримало широку популярність в якості паливних баків. На літаках де відбувається великий нагрів конструкції, використання м'яких баків признано нераціональним.

Використання кесонів крила в якості паливних баків дає ряд переваг та надає можливість більш раціональному використанню функціоналу об'єму літака. Що дозволяє:

- Суттєво збільшити запас палива на борту літального апарату;
- Можливість розміщення магістралей та агрегатів паливної системи в середині баків;
- полегшення монтажу та експлуатації.

Згідно норм льотної придатності кріплення паливних баків до корпусу літака не повинно допускати концентрації навантажень від маси палива. Між корпусом бака та його елементами повинні встановлюватися прокладки, які виготовлені з неабсорбуючих матеріалів. В конструкції порожнин баків повинні бути передбаченні дренажні отвори для вентилявання і не допуску скупчення вологи. Кожен паливний бак в конструкції літака повинен бути ізольований від кабін персоналу і пасажирського салону, щоб не допускати туди проникнення пари і палива.

Кришки люків паливних баків мають бути розташовані в зоні, в якій, судячи з досвіду експлуатації або аналізу, при можливій взаємодії з шматками шин, уламками двигунів, що володіють енергією, або іншими подібними уламками, мінімально піддаються пробиванню або деформації. Також усі кришки люків повинні бути вогнестійкими. Для паливних баків з наддувом повинні бути засоби, що перешкоджають утворенню надмірного перепаду між тиском усередині бака і зовні. Паливні баки, повинні бути сконструйовані, розташовані і встановлені так, щоб при виникненні якоїсь аварійної ситуації паливо не виливалося ні в фюзеляж, ні поблизу фюзеляжу, ні поблизу двигунів, в такій кількості, щоб почалося небезпечне запалення з сприятливими для виживання умовами [1].

1.5.2 Трубопроводи паливної системи

Трубопроводи виконують роль одного з основних компонентів систем любого літального апарату. Трубопроводи виконують роль каналів для проходження по ним робочої рідини. Невелике порушення герметичності окремого трубопроводу може викликати відмову усієї системи, тим самим привести до аварійної ситуації. Маса усіх трубопроводів складає від 30 до 35 відсотків від загальної маси гідросистем.

Трубопроводи можуть класифікуватися за різними критеріями:

- технологічність;
- конструктивності;
- функціональності, і т.д.

Але всі трубопроводи можна розділити на жорсткі трубопроводи та гнучкі шланги. Всі трубопроводи – стандартизовані і їх не можна замінювати іншими.

Трубопроводи мають ряд вимог, в яких вони повинні експлуатуватись. Згідно «Авіаційні Правила Частина 25.993» «кожний паливний трубопровід повинен бути встановлений і закріплений так, щоб він не відчував надмірної вібрації і витримував навантаження від тиску палива і впливу перевантажень в польоті в усіх очікуваних умовах експлуатації. У всіх трубопроводах паливної системи, сполучених з частинами літака, між якими можливе відносне переміщення, повинні бути передбачені заходи, що забезпечують необхідну гнучкість (рухливість). У гнучкому з'єднанні паливної системи, які можуть піддаватися впливу осьових навантажень та тиску, повинні застосовуватися шланги та інші компенсуючі елементи. Гнучкий шланг повинен бути схваленого типу або повинно бути показано, що він придатний для даного застосування. Гнучкі шланги, на які несприятливо впливають високі температури, не повинні

встановлюватися в місцях, де під час роботи двигуна або після його вимикання мають місце високі температури. Конструкція та встановлення всякого трубопроводу паливної системи всередині фюзеляжу повинні допускати прийнятну деформацію і подовження без течії» [1].

Як правило в авіації для виготовлення різних трубопроводів використовують металеві матеріали, частіше за все це алюмінієві сплави АМг та АМц, латунь та сталь. Для того щоб уникнути корозію алюмінієві трубопроводи – анодуються, а сталеві – оцинковуються.

Для нагнітаючих магістралей, які в більшості випадків працюють під високим тиском робочої рідини та можуть піддаватися впливу гідроударів та пульсацій потоку рідини, повинні виготовлятися із нержавіючої сталі або титану. Для їх прокладки в середині системи використовують безшовне з'єднання.

Жорсткі трубопроводи повинні виготовлятися з алюмінієвого сплаву та з'єднуються з трубопроводною арматурою, однак в тих зонах де є підвищені температури, трубопроводи виготовляють із нержавіючої сталі.

Гнучкі шланги повинні виготовлятися із синтетичного каучуку, фторопласту або гуми, але в той же час зміцнюються волокнистим металевим плетінням. Вони можуть застосовуватися, коли можливе відносно переміщення з'єднаних агрегатів. Шланги, які оплетені декілька шарами, можуть працювати при робочому тиску рідини в 60...80 МПа.

Діаметри всіх паливних шлангів та трубопроводів повинні визначатися в залежності від потрібної подачі в системі та швидкості рідини. Потім отримані розміри діаметрів необхідно округлити до найближчого стандартизованого ГОСТа (або ОСТ) та знаходять гідравлічні втрати. Товщину стінок усіх трубопроводів знаходять з умови міцності при заданому робочому тиску рідини, але не більше ніж 0,8...1 мм для

алюмінієвих труб та 0,5 мм – для сталевих. При виборі товщини трубопроводів необхідно звернути увагу на можливість зменшення ваги конструкції. Рекомендовані втрати складають 5...6 % від робочого тиску джерела (в деяких випадках допускається до 12 %) [4].

В процесі конструювання систем існує кілька процедур установки паливних шлангів та жорстких магістралей.

Шланги слід встановлювати щоб не було скручування, та підтримувати розподіл між усіма паливними шлангами та електропроводкою. Якщо в деяких випадках розподіл неможливий, то потрібно прокласти паливний трубопровід на рівні – нижче за будь-яку електропроводку. Це пов'язано з тим що є вірогідність витоку палива, воно не повинно торкатися з електропроводкою.

Всі металеві паливні лінії та всі компоненти паливної системи літаків повинні бути заземлені на конструкцію літального апарату. Це має велике значення, оскільки паливо, проходячи через паливну систему, може генерувати статичний струм. Для кріплення жорстких паливних магістралей застосовуються спеціальні затискачі.

Крім того потрібно мати на увазі, що трубопровід можна монтувати і демонтувати не більше 15 – 20 разів, після – потрібна заміна. Монтаж повинен бути таким, щоб при деформації крила в паливних трубопроводах не виникало високих напружень [4].

Для зручності експлуатації літака усі трубопроводи фарбуються та мають своє маркування, як правило, для паливних магістралей – це жовтий колір.

1.5.3 Система очистки палива. Фільтри

«Однією з конструктивних особливостей агрегатів паливних, масляних, гідравлічних та пневматичних систем сучасних літальних апаратів являється наявність прецизійних пар тертя, мінімальний

діаметральний зазор яких не складає 5 мкм. В зв'язку з цим робочі рідини в системах повинні бути вельми чистими. В паливі для газотурбінних авіаційних двигунів не повинно бути забруднених частинок розміром більше ніж 5 мкм при загальному обсягу частинок розміром до 1,2...2 г на тону» [5].

Під забрудненістю фільтра можна прийняти масу всіх частинок усіх типорозмірів. Кількість забруднення визначається згідно ГОСТ 10577-78 або методом оптичної густини фільтра на початку його експлуатації. Ресурс фільтра знаходять методом моделювання.

Згідно ГОСТ 17216-71 «існує 17 класів чистоти рідини також :

- Частинками забруднення вважаються всі сторонні частки, включаючи смолоутворення, органічні частинки, колонії бактерій та продукти їх життєдіяльності. Розмір забруднення, окрім волокон, приймається по найбільшому вимірюванню.
- Забруднення розміром більше 200 мкм (окрім волокон) в рідинах не допускаються.
- Класи чистоти рідин вказуються у технічних вимогах до рідин при їх транспортуванні, зберіганні та експлуатації» [5].

Отже, встановлення різних фільтрів в паливній системі повинно не лише захищати її агрегати від забруднень, а й мати безпосередній вплив на загальний рівень забруднення циркулюючої в системі робочої рідини. Щоб правильно, с найбільшою продуктивністю підібрати паливний фільтр необхідно поставитись з усім розумінням до закономірності зміни фільтруючої здатності, а також необхідно виконувати усі вимоги ГОСТ 17216-71 в будь-який період експлуатації. Але це не єдині вимоги, які пред'являються до паливних фільтрів. Існує перелік загальних вимог для сертифікації паливних фільтрів «Авіаційні Правила Частина 25.997. Паливні фільтри.»

Згідно АП-25 «між забірником палива із бака і входом або у нагнітальний насос об'ємного типу, що приводиться двигуном, або у

апаратуру, яка регулює передачу палива, в залежності від того, що ближче до баку, повинен встановлюватися сітчастий або інший паливний фільтр.

Такий паливний фільтр повинен:

- бути доступним для зливу відстою або очищення і мати сітку чи елемент, який швидко знімається;
- мати відстійник зі зливом, виключення є випадок, коли злив не потрібен, якщо сітчастий або інший фільтр легко знімається для цієї задачі;
- бути встановленим таким чином, щоб його маса не навантажувала приєднані трубопроводи або вхідний чи вихідний штуцери самого фільтра, якщо не передбачено достатнього запасу міцності трубопроводів та штуцерів при всіх випадках навантаження;
- мати перепускную здатність (враховуючи експлуатаційні обмеження, встановлені для двигуна), яка забезпечуватиме нормальну роботу паливної системи двигуна на паливі, яке забруднене до ступеня (у відношенні розміру частинок і їх концентрації у паливі), що перевищує встановлений для двигуна Частиною 33 Авіаційних Правил» [1].

Також можна вважати, що фільтр відповідає умовам експлуатації, якщо його конструкція відповідає наступним вимогам:

«

- гідравлічний опір з чистим фільтруючим елементом не повинен перевищувати 0,02 МПа при температурі від 15 до 35 °С і мати пропускну здатність в 200 л/хв. При 0,03 МПа максимальна перепускна здатність повинна бути не менше ніж 340 л/хв.;
- призначений ресурс фільтра повинен бути не менше аніж 3000 годин польоту;

- за тиску від 0,05...0,06 МПа повинен спрацьовувати сигналізатор забруднення фільтроелемента, а від 0,07...0,08 МПа – відкриватися клапан перепуску рідини.» [1].

Основною перевагою встановлення фільтра на нагнітаючій лінії є те, що фільтр без ніякої дії на насос видаляє паливні забруднення, які можуть надходити до агрегатів та елементів паливної системи, але при всіх цих перевагах фільтри мають суттєвий недолік – вони вимагають підвищеної міцності.

Для того, щоб виконати цю вимогу, тобто підвищити міцність паливних фільтрів необхідно використовувати каркаси (переважно циліндричні або конічні) із спеціальної сітки, яка має комірчасту структуру, дротяних спіралей, які повинні зберігати фільтруючий матеріал від великих перепадів тиску у системі та листового матеріалу.

Для того щоби знизити гідравлічні втрати, у фільтрах паливних систем, фільтруючий елемент необхідно виготовляти гофрованим. А для того щоб підвищити технологічність виготовлення, використовують замість повздовжніх гофр сочевидноподібні диски.

Якість фільтрування суспензій залежать від наступних чинників:

- характеристики фільтрів;
- властивостей рідини;
- властивостей твердих фаз самої суспензії.

По цім причинам неможливо визначити якість розділеної суспензії, знаючи тільки характеристику фільтруючого матеріалу.

В теперішній час ефективність фільтрів оцінюють за їх здатністю затримувати забруднення, вважаючи при цьому властивості рідкої фази – незмінною [6].

За своєю конструкцією та призначенням авіаційні фільтри можна поділити:

- відстійні;
- прямоточні;

- зливні.

Робоча рідина у відстійному фільтрі вводиться по нормалі до тіла його корпусу, в результаті чого у нижній частині цього фільтра утворюється «зона відстою», в якій збираються всі затримані забруднення.

В прямоточному фільтрі робоча рідина поступає в його корпус по осьовому напрямку. В цьому випадку «зона відстою» не утворюється.

У зливному фільтрі очищена рідина зливається у внутрішній простір паливної системи.

В системі очистки в комплекті з фільтром ставиться один або два перепускні клапани. Функцією цих клапанів є перепуск рідини в обхід фільтруючого елемента. Ці клапани спрацьовують в автоматичному режимі, коли перепаду тиску на фільтроелементі досягненні заданого. Перекривний клапан призначений для запобігання витікання рідини із системи при промиванні або заміні фільтруючого елемента. Спрацьовує клапан – автоматичному режимі [6].

Деякі конструкції фільтрів які встановлюються в паливних системах літаків мають сигналізатори перепаду тиску, ці сигналізатори спрацьовують при досягненні певної відмітки надлишкового тиску або коли відбувається при відкритті перепускного клапана.

Системи очистки палива згідно умови роботи фільтрів діляться на розімкнуті та зімкнуті [6].

У розімкнутих системах, робоча рідина після того як поступила на фільтр – не повертається назад в систему. Це характерно для паливних систем літальних апаратів.

В протилежність від розімкнутих, у замкнутих системах робоча рідина подається на фільтр, після його поступає до споживача, а після – знову повертається в бак. Така схема фільтрації характерна для гідравлічних та масляних систем, так рух рідини проводиться по замкнутому контуру на протязі всієї роботи споживача.

Паливні системи літаків можуть оснащатися фільтрами декількох типорозмірів в яких максимальна перепускна здатність від 10 до 1000л/хв. Кожен с цих фільтрів випускається з фільтроелементом двох видів, один з яких може забезпечити номінальну тонкість очистки 16 мкм, а інший – 32 мкм. При цьому перший елемент має абсолютну тонкість очистки 25 мкм, а другий – 40 мкм. Фільтри з перепускною здатністю від 10 до 200 л/хв. розраховані на робочий тиск в 1 МПа (10 кгс/см²), а від 340 л/хв. і вище – на 2 МПа (20 кгс/см²) рис. 1.1 [6].

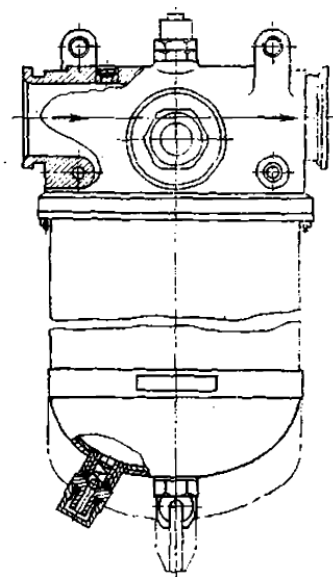


Рис. 1.1 Фільтр

Перепускна здатністю 670 л/хв.

Коли виникає потреба очистки потоку палива з максимальною перепускною здатністю більше за 1000 л/хв. використовуються стандартні фільтри зібраної в блоки рис.1.2 [6].

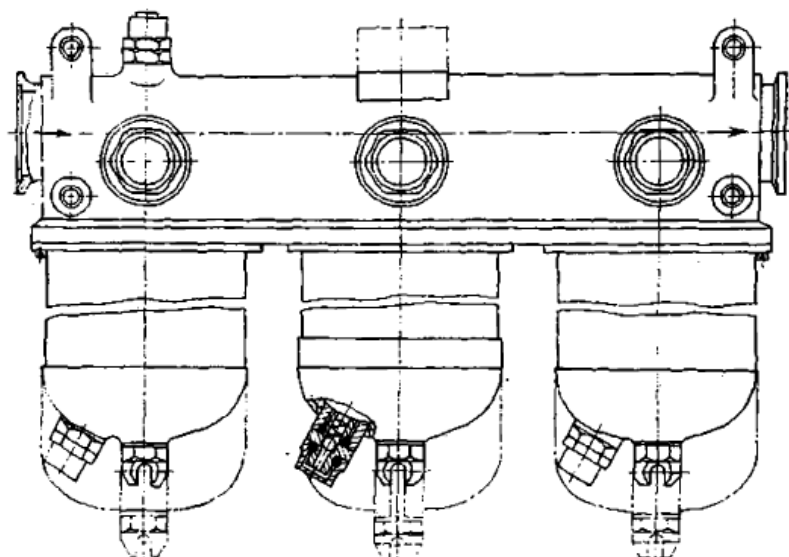


Рис. 1.2 Блок фільтрів

Перепускна здатністю 1000 л/хв.

Фільтроелемент конструктивно виготовляють у вигляді гофрованого циліндра. Згідно умов технологічності конструкції та виготовлення та в цілях забезпечення експлуатації, виробництво фільтрів уніфіковано, а їх розміри – стандартизовано.

Розглянемо принцип роботи фільтра на рис. 1.3 [6].

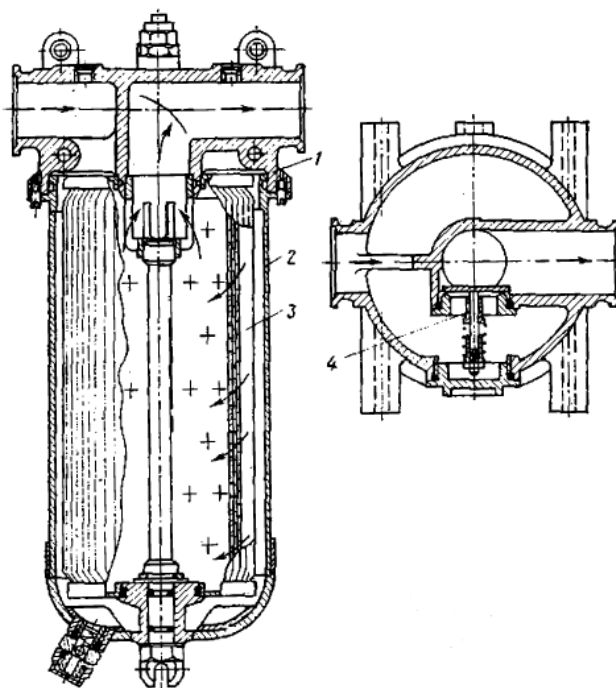


Рис. 1.3 Схема роботи паливного фільтра:

1 – кришка; 2 – стакан; 3 – фільтруючий елемент; 4 – перепускний клапан.

Робоча рідина (паливо) поступає на вхідний отвір, який знаходиться у кришці 1, потім потрапляє у стакан 2. Через фільтруючий елемент 3 здійснюється очищення палива від домішок. В результаті робоча рідина проходить перепускний клапан 4 і потрапляє в систему для подальшого відправлення до споживача.

В залежності від типу фільтруючого елемента, паливні фільтри діляться на 4 групи: «

1. Фільтри грубої очистки (рівень фільтрації рідини 12...16 мкм), що мають фільтруючий елемент із сітки 80/720;
2. Фільтри м'якої очистки (рівень фільтрації рідини 20...30 мкм), що мають фільтруючий елемент із сітки 004;
3. Фільтри середньої очистки (рівень фільтрації 56 мкм), що мають фільтруючий елемент із сітки 0056;
4. Фільтри високої очистки (рівень фільтрації 1000 мкм), що мають фільтруючий елемент із сітки 01. » [6].

Для досягнення надійної роботи фільтрів в умовах експлуатації може бути досягнута шляхом виконання ряду певних вимог, а також своєчасним проведенням повного об'ємах профілактичних робіт.

Всі основні експлуатаційні вимоги можна звести до наступного: «

- Не можна застосовувати фільтри на режимах, які не пройшли розрахункову перевірку пропускнуї здатності та перепаду тиску на фільтруючому елементі.
- Перед тим як встановлювати фільтри у систему, він повинен бути промитим і перевіреном на чистоту згідно стандартів.
- Перепад тиску на фільтруючому елементі повинен лежати у межах, які вказані в паспорті, але якщо фіксований тиск менший аніж мінімально допустимий, то має місце бути

прориву самого елемента або неправильна геометрична посадка фільтра. У випадку, коли тиск більший – потрібно негайно промити або замінити фільтр, якщо потребується.» [6]

Отже, основними заходами, які необхідно проводити для забезпечення умов, що перераховані вище, є регламентована промивка фільтруючих елементів та строгий контроль їх чистоти.

1.5.4 Паливні насоси

Паливні насоси систем, в залежності від літака, повинні забезпечувати подачу палива від 0,3 до 100 м³/год під тиском 0,2...0,3 МПа. Насоси повинні мати велику надійність у роботі та мати малі габаритні та масові характеристики. Ще від паливних насосів вимагається ряд спеціальних вимог, що обумовлено специфікою роботи: перевантаження, положенням агрегату у просторі та температурними характеристиками палива та оточуючого повітря.

Відповідно до «Авіаційні Правила Частина 25.991» «кожен паливний насос, необхідний для правильної роботи двигуна або для задоволення вимог до паливної системи, вважається основним насосом. Для кожного основного насоса повинна бути передбачена можливість перепуску надмірної кількості палива. Виняток робиться для насосів безпосереднього вприскування палива, схвалюваних як частина двигуна. До насосів безпосереднього вприскування відносяться насоси, що забезпечують вприскування палива безпосередньо в двигун, а не в карбюратор» [1].

Найбільше цим вимогам відповідають лопатеві та струменеві насоси. Незважаючи на те що вони мають менший коефіцієнт корисної дії, вони мають ряд переваг:

- можуть працювати на великих частотах обертання робочого колеса;
- вони невеликі за габаритами та масою;

- легко з'єднуються з приводом без складних передавальних механізмів;
- забезпечують систему рівномірним потоком робочої рідини.

В паливній системі передбачені аварійні насоси або додатковий основний насос для живлення кожного двигуна паливом [7].

Струменеві насоси (рис.1.4) в порівнянні з лопатевими мають найменшу масу. Вони діють за принципом передачі кінетичної енергії потоку робочої рідини до потоку рідини, яка перекачується.

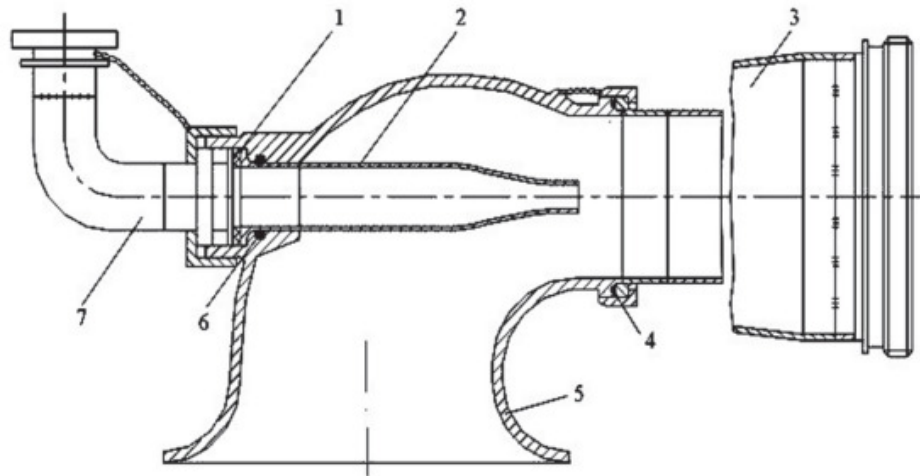


Рис. 1.4 Струменевий насос:

1,4,6 – ущільнювальні кільця; 2 – сопло; 3 – дифузор; 5 – корпус; 7 – трубка.

Робоча рідина через трубку 7 під тиском потрапляє в сопло 2. В соплі рідині надається велика швидкість та кінетична енергія. При цьому тиск зменшується і у всмоктуючій камері виникає вакуум. Під дією вакууму рідина з баку потрапляє у камеру всмоктування.

Перевагою струменевих насосів є:

- надійність в роботі;
- простота їх конструкції;
- невеликі габаритні розміри, та вартість.

Також в системах літаків використовують відцентрові насоси.

В залежності від конструювання, відцентрові насоси можуть бути кесонні або магістральні. Вони можуть розміщатися як всередині так і

поза паливним баком. Магістральні насоси, які розташовані поза баком не набули широкого розповсюдження в зв'язку з тим що виникає проблема через охолодження паливом двигуну та використання певного об'єму вільного простору [7].

Схема відцентрового насоса що знаходиться всередині баку показана на рис. 1.5.

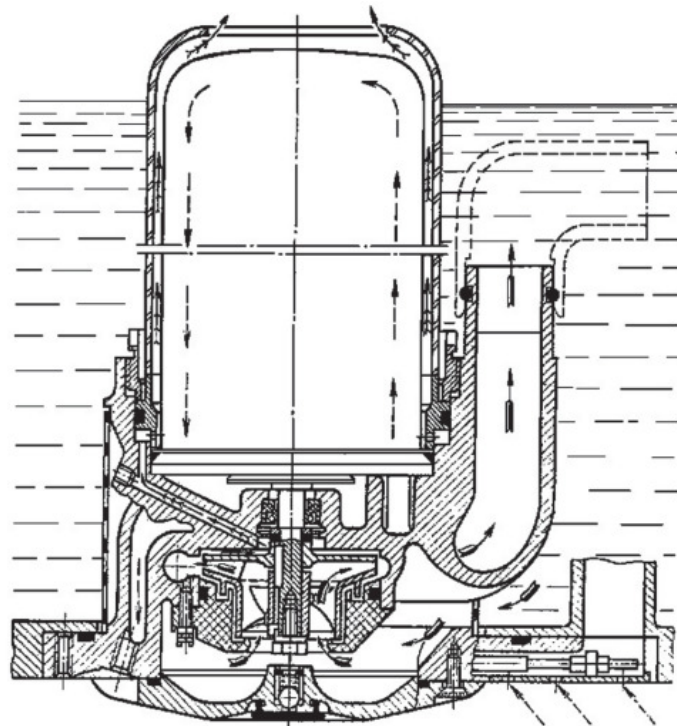


Рис.1.5 Внутрішньобаковий відцентровий насос

В паливних системах літальних апаратів особливо на великих швидкостях приводом паливних насосів являється гідротурбопривід.

Гідротурбопривід уступає електроприводу в простоті транспортуванню та локалізації пошкоджень так сам як і пневмоприводи.

Живлення цього приводу виконується високонапірним паливом, які відбирається з другого ступеню відцентрового насосу. Тиск палива, що подається не повинен перевищувати 1...2,5 МПа. Перевагою його є можливість частого включення порівняно з електроприводом. Тому при використанні гідротурбоприводу управління порядком перекачки палива треба виконувати не кранами як зазвичай, а дроселюванням палива, що подається на гідравлічну турбіну [7].

В залежності від конструювання гідротурбіни можуть виконуватися радіальними або осьовими.

Схему відцентрового насоса з гідротурбоприводом показана на рис.1.6 [7].

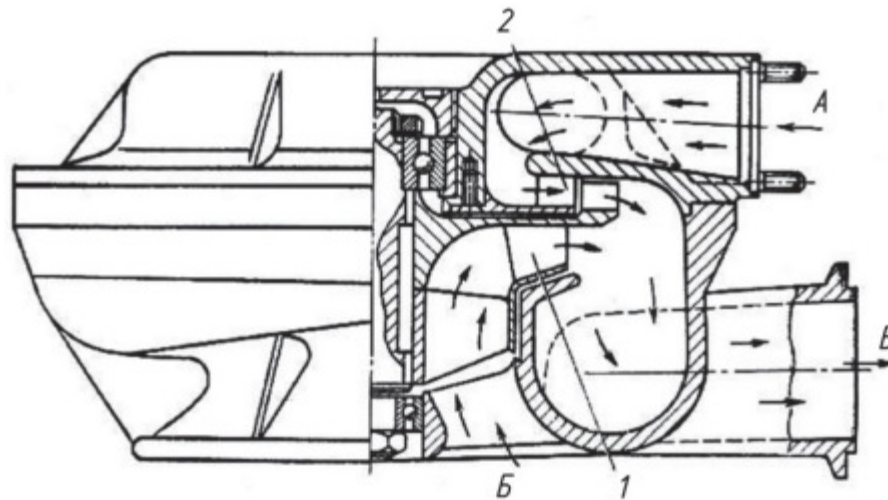


Рис.1.6. Відцентровий насос з гідротурбоприводом:

1 – ступінь з лопатями гідротурбіни; 2 – направляючий апарат турбіни;

A – підвід палива для приводу турбіни; B – привід перекачки палива;

B – відвід палива.

1.5.5 Паливні крани та клапани

З точки зору функцій, які можуть виконувати клапани в паливній системі літака їх ділять:

- запірні;
- регулюючі;
- зворотні;
- запобіжні.

Запірні клапани призначені для повного перекриття паливної магістралі. В своєму управлінні вони можуть мати різні типи приводів: гідравлічний, електричний, механічний і т.д.

На рис.1.7 показано перекривний кран, що призначений керувати під тиском заправкою паливних баків.

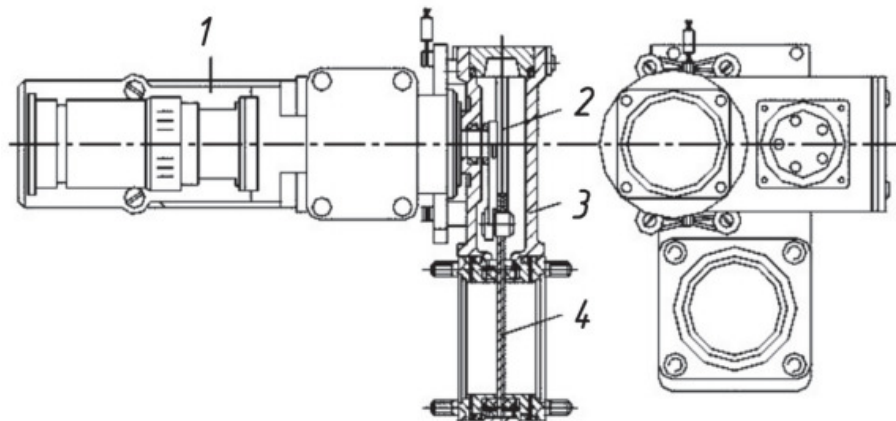


Рис.1.7 Перекривний кран:

1 – електромеханізм; 2 – кулісний механізм; 3 – корпус крана; 4 – заслінка.

Відкривається та закривається кран за допомогою електромеханізм 1. Він призводить в дію заслінка 4, яка встановлена у корпусі 3 і відкриває або закриваю отвір магістралі.

У тому випадку, коли не спрацьовує електрична система – використовується поплавковий клапан (рис.1.8).

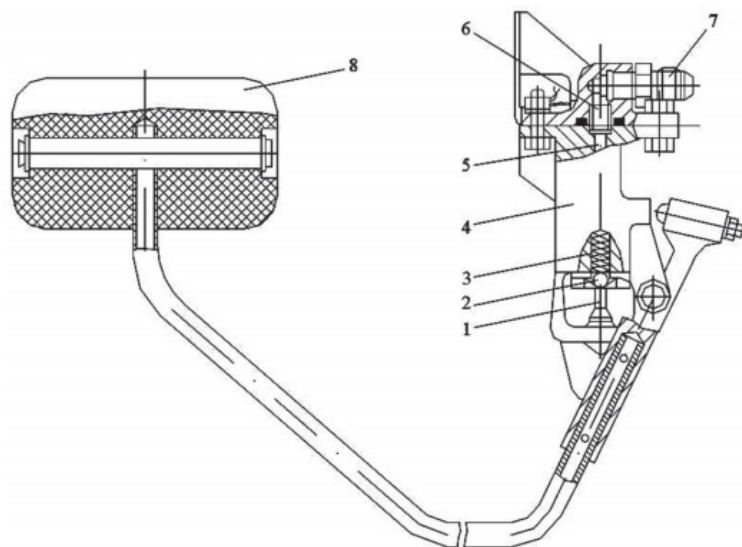


Рис.1.8. Поплавковий клапан:

1 – голка; 2 – шарик; 3 – пружина; 4 – корпус; 5 – канал; 6 – втулка;
7 – штуцер; 8 – поплавок.

Пусковий клапан призначений для подачі палива на турбіну гідронасосів або у струменеві насоси. Пусковий клапан (772400) показано на (рис.1.9) [4].

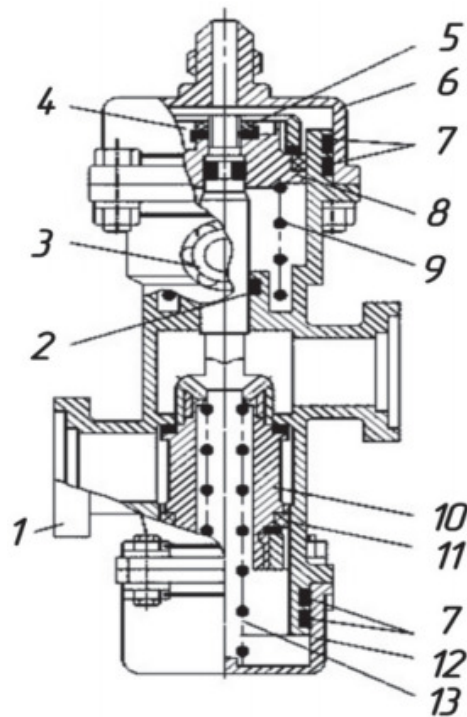


Рис.1.9 Пусковий клапан:

1 – корпус; 2,7,11 – ущільнювальні кільця; 3 – дренажний штуцер; 4 – шайба стопоріння; 5 – гайка; 6 – кришка із штуцером; 8 – поршень; 9,13 – пружини; 10 – клапан; 12 – кришка.

Для подачі регулюючого командного тиску до виконавчих органів системи застосовуються електромагнітні клапани. В своїй конструкції вони складаються із двох частин: електромагнітної та паливної, що з'єднані між собою.

Конструкція електромагнітного клапана МКПТ – 903 показана на (рис1.10).

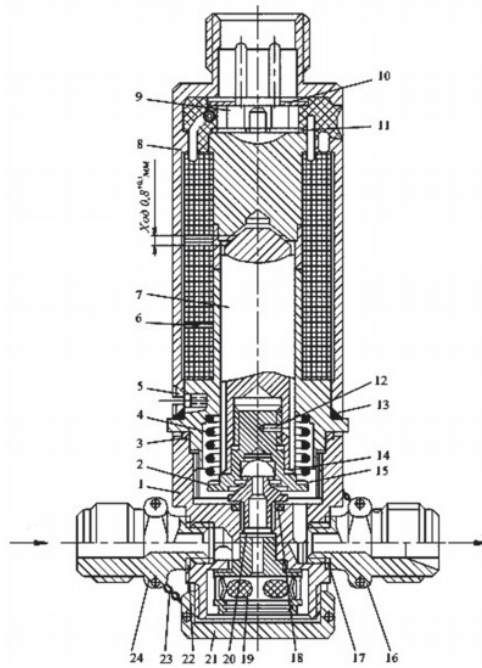


Рис.1.10 Електромагнітний клапан.

Найбільш розповсюджений вид клапанів – це зворотні клапани. Основною їх функцією є зміна напрямлення потоку робочої рідини у системі.

Зворотні клапани пропускають паливо в одному напрямку та перекривають його проходження в протилежному. Вони працюють автоматично. За допомогою зворотних клапанів захищають трубопроводи, насоси та інше.

Зворотній клапан типу 989АТ-2 показано на рис.1.15 [4].

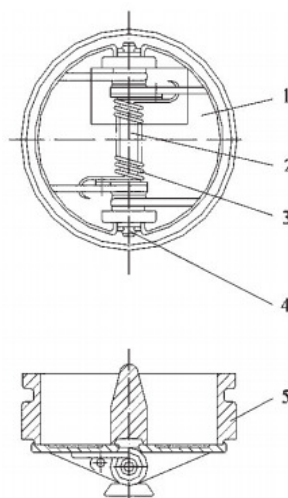


Рис.1.11 Зворотній клапан типу 989АТ-2:

1 – ступка; 2 – втулка; 3 – пружина; 4 – вісь; 5 – корпус.

Так само важливими є запобіжні клапани, функцією яких є захист ємностей від механічного пошкодження та різних трубопроводів від надлишкового тиску шляхом автоматичного випуску надлишку палива із системи під тиском.

1.6 Особливості технічного обслуговування паливної системи літака.

При технічному обслуговуванні паливної системи літака необхідно з особливою ретельністю дотримуватися вказівки по техніці безпеки.

«Роботи по заміні агрегатів, трубопроводів і інші роботи, пов'язані з можливістю відкритої течії палива на землю або на конструкцію літака, виконувати при знеструмленій електромережі літака. Не допускається попадання палива на електропроводи і агрегати електроустаткування літака.

Роботи в паливних кесон - баках потрібно проводити в спецодязгу в масці або протигазі у присутності зв'язкового для спостереження.

Спецодяг повинно бути з бавовняної тканини із застібками або гудзиками, що не дають іскріння. Зв'язковий для спостереження повинен бачити працюючого у баку і сигнали, що подаються їм, в течії усієї роботи, щоб вжити заходи у разі сигналу про допомогу. При роботі усередині бака вийняти з кишені усі непотрібні інструменти і особисті речі, не брати у бак металеві речі з відкритими краями.

Для запобігання пожежі при заправки літака потрібно надійно заземляти літак, заправні шланги і паливозаправники. Під колесо паливозаправника встановити колодки. Необхідно пам'ятати, що джерелом пожежі можуть бути розряди статистичної електрики і іскри, що з'являються в результаті ударів металевих предметів один від одного. Тому в уникнення появи розрядів статистичної електрики забороняється користуватися при промивальних роботах вовняними або текстильними матеріалами.

Горловина кесон - баків і інших ємностей з горючими матеріалами відкривати руками, не ударяючи по них металевими предметами, щоб не допустити появи іскри. Не допускається тертя і волочіння таких - або металевих предметів (драбин, ящиків і так далі) поблизу літака або під ним при відкритих паливних баках. Не допускається ходіння в черевиках, підбитих цвяхами і металевими пластинами, у безпосередній близькості від відкритих баків.

Основними роботами по обслуговуванню паливної системи є:

- перевірка стану трубопроводів і агрегати системи;
- перевірка роботи підкачуючих і перекачуючих насосів, паливного насоса ВСУ;
- перевірка герметичності системи живлення основних двигунів і перекривних кранів;
- роботи по заправці і зливу палива;
- визначення працездатності агрегатів системи;
- подання протівозамерзаючої рідини та її заправка.

В процесі експлуатації необхідно ретельно стежити за герметичністю і надійністю усіх з'єднань трубопроводів. За наявності течі по з'єднаннях замінити в них кільця ущільнювачів.

При демонтажі сполучних металевих муфт трубопроводів потрібно злити паливо з трубопроводу і расконтрить гайки муфти спеціальним ключем ослабити одне гайку, а іншу повністю відвернути.

Після цього зрушити муфту у бік ослабленої гайки. Зняти кільця ущільнювачів. При знятих кільцях ущільнювачів відвернена сполучна муфта повинна вільно переміщатися по кінцях труб.

При монтажі сполучної муфти гайки повинні навертатися на муфту без обкручування гумових кілець ущільнювачів.

Деталі, що мають на ущільнювальних поверхнях забоїни, подряпини і задираки, установці на літаку не підлягають.

При з'єднанні трубопроводів за допомогою муфти необхідно забезпечити співвісність трубопроводів на стиках. Проміжок між кінцями стикуємих трубопроводів має бути 9+3мм.

Оглянути магістралі паливної і дренажної системи . На трубопроводах не повинно бути вм'ятин, подряпин, потертостей. Не допускається контакт між трубопроводами і елементами каркаса літака.

Переконайтеся у відсутності потьоків палива в місцях прокладення трубопроводів і кріплення їх до агрегатів.

Перевірити цілісність перемичок металізації і їх кріплення.

Для кріплення трубопроводів, що знаходяться усередині кесон - баків, для уникнення корозії застосовувати хомути тільки з оцинкованою сталевною стрічкою.

При огляді агрегатів паливної системи необхідно переконається у відсутності течі, патьоків, тріщин, забоїв, ушкодження лакофарбного покриття, послаблення болтів кріплення і порушення контріння.

При огляді поплавцевого облаштування порціонера звернути особливу увагу на стан поплавців і їх важелів.

При проведенні робіт необхідно стежити, щоб в кесон - баки, трубопроводи і агрегати не потрапили сторонні предмети, вода, сніг, бруд.

Для демонтажу насосів необхідно зливати паливо з баків. Забороняється піднімати насоси.

При монтажі насоса не допускається ушкодження захисного кожуха електродвигуна.

Перед монтажем агрегатів потрібно перевірити цілісність ущільнень, стежити, щоб на гумових кільцях не було закушувань, подрізів, вм'ятин, деформації сіток старіння. Після монтажу насосів перевірити їх працездатність включенням вручну в пілотській кабіні і прослуховуванням їх.

Після ремонту і демонтажу трубопроводів і агрегатів паливної системи необхідно перед першим запуском двигуна зробити промивання

трубопроводів подання палива до двигунів, методом включення паливної системи необхідно перед першим запуском двигуна зробити промивання трубопроводів подання палива до двигунів, посередством включення паливних підкачуючих насосів.

У будь-яку пору року необхідно стежити за чистотою забірника повітря системи дренажу паливних баків.

Зливний трубопровід заправної горловини не має бути засмічений, оскільки конденсат, що знаходиться в ній може замерзнути, розірвати його і через цей розрив паливо витікатиме з бака.

Перевірка робота підкачуючих насосів і герметичності системи живлення основних двигунів виконується по черговим включенням насосів витратного бака.

Для перевірки герметичності системи живлення основних двигунів відкрити перекирвання крани і після 5 хвилин (не менше) роботи підкачуючих насосів оглянути паливні магістралі і переконається в їх герметичності. За наявності течі по з'єднаннях трубопроводів між собою і агрегатами замінити гумові кільця ущільнювачів.

Заправка літака паливом здійснюється відповідно до завдання на політ за допомогою системи заправки під тиском . Основним паливом для двигунів літака і двигуна ВСУ є гас марок Т- 1, ТС- 1, РТ і суміші вказаних марок.

Приблизно через 15 хв. після заправки, злити відстій з кожного кесон - бака по 0,5-1 л в чистий скляний посуд через зливні паливні клапани. Відстій зливається за допомогою спеціального шланга з наконечником, який приєднується до зливного крану баків.

В процесі заправки ходити по крилу можна тільки в спеціальному взутті. На шлангу, вживаному для заправки, не повинно бути бруду і піску. Перед початком заправки необхідно встановити металізацію між горловиною бака і заправним пістолетом. Заправку можна робити одночасно будь-якою кількістю пістолетів від одного або двох заправників.

Через 15 мін після заправки злити відстій по 0,5-1 л через зливні паливні клапани.

Злив палива може бути зроблений трьома способами:

Через крани зливу за допомогою паливних насосів як при автоматичному, так і при ручному управлінні ними. У обох випадках слив робити в порядку черговості витрати палива.» [1]

1.7. Висновки до основної частини

1. Розглянути паливні системи літаків та методи їх оптимізації
2. Проаналізовано загальні вимоги до паливних систем та вимоги з урахуванням АП-25.
3. Розглянуто та проаналізовано загальну схему паливної системи літака та її компоненти.
4. Розглянуто та проаналізовано схеми подачі палива до двигуна.
5. Розглянуто конструкцію та принцип роботи агрегатів паливної системи.

СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

2.1 Вступ, порядок та методика розрахунку

Розробка паливної системи повинна відбуватиметься в декілька етапів.

Самого початку необхідно проаналізувати паливні системи як вітчизняних так і закордонних літаків. Після того як був проведений повний аналіз приступають до вибору літака прототипа, вибору схеми, на основі якої буде проводитися подальші розрахунки.

Кінцевий варіант принципової схеми обираємо по результатам оцінки ряду параметрів. Образ схеми будемо формулювати в залежності від типу літака та та його двигунів, а більшість елементів схеми будемо використовувати без змін, а лише будемо додавати нові.

Після того як була вибрана принципова схема, ми приступаємо до розгляду принципу роботи.

Наступний етап – гідравлічний розрахунок проектованої паливної системи, в якій необхідно провести підбір необхідних трубопроводів та та вибір необхідного тиску та подачу насосів роботи двигунів.

Кінцевий етап – розрахунок схеми на висотність та розрахунок системи дренажу і наддуву паливних баків.

На основі аналізу літаків-прототипів (A320, B777, B707-320C, B747-400) доцільно за основу вибрали літак Boeing 707-320C.

НАУ НАУ 21.31.26.00.00.000 ПЗ

Виконав	ШО ВЕН			Спеціальна частина	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Ящук О.П.						
Консульт.	Ящук О.П.						
Н. контр.	Сивашенко Т.І.						
зв. кафедр	Бадах В.М.						
					Гр. ЛВ - 401Б		

2.2 Конструкція літака

Суцільнометалевий низкоплан із стріловидним крилом і оперенням, чотирма ТРД на пилонках під крилом

Фюзеляж - суцільнометалевий напівмонокок з алюмінієвих сплавів відмовостійкої конструкції. Переріз у вигляді вісімки, верхня частина якої має більший радіус. Стижки кіл випрямлені до овального перерізу.

Довжина фюзеляжу 44,35 м, ширина 3,76 м, висота 4,33 м. Він складається з чотирьох секцій - носовий, від носа до вхідних дверей по правому борту, передніх від цих дверей до задньої кромки крила, задньої до заднього гермошпангоута і хвостової. Носова і хвостові частини негерметичні. У носовій частині знаходиться антена радіолокатора. Далі гермокабіна з постійним тиском не менше 60 кПА.

Довжина гермокабіни, включаючи кабінку екіпажа, 33,99 м, максимальну ширину 3,55 м, максимальну висоту 2,31 м. Об'єм кабіни на Boeing 707-320С - 226 м³.

У центральній секції кабіни пола прикріплений до верхньої частини конструкції крила. Попереду і позаду крила під підлогою кабіни є багажні відсіки. Передній об'ємом 24,65 м³, задній, - 25,62 м³.

Крило - суцільнометалева стріловидна трапецієвидна відмовостійка конструкція. Встановлено під кутом 20 до горизонтальної площини. Стреловидність на чверті хорди 350.

Конструкція дволонжеронна. Хорда у кореневої частини 10,33 м, на законцовках - 2,84 м. Центроплан інтегрований з фюзеляжем.

На внутрішній і зовнішній частині крила є елерони, зібрані їх алюмінієвих стільникових панелей. Також є два закритки Фаулера і

обтічний закрилок. Інша механізація - передкрилки на увесь розмах крила. На кожному напівкрилі попереду закрилків є по 4 гідравлічно навісних керованих спойлера. Площа елеронів 11,24 м², закрилків - 44,22 м², передкрилків - 14,31 м².

Оперення - однокільове, вільнонесуче суцільнометалеve стріловидне. Конструкція дволонжеронна.

Киль з кермом напряду і електричною системою протизаморожувача. На вершині кіля змонтована високочастотна антена. Кермо напряду збалансоване з тримером. Площа кіля 30,47 м², керма напряду з тримером 9,48 м².

Стабілізатор з кермом висоти, на кожному з яких також є тример. Розмах стабілізатора 13,95 м, площа - 58,06 м². Площа керма висоти з тримерами 14,03 м².

Двигун - чотири ТРД, встановлених в гондолах на пилонах, що кріпляться до нервюр крила. Застосовувалися наступні типи двигунів :

- Pratt & Whitney JT3D - 7 - 93,4 кН - двоконтурний турборе

2.3 Паливна система літака

2.3.1 Загальні відомості

Паливна система призначена для розміщення палива на літаку і подання його до двигунів і допоміжної силової установки в усіх можливих умовах експлуатації літака.

Призначення паливної системи - забезпечити подання палива до двигунів на усіх можливих для цього літака режимах польоту (по висоті, швидкості і перевантаженням) в потрібній кількості і з необхідним тиском. Крім того, за допомогою перекачування палива (вперед - назад) можна змінювати центрування літака.

Паливна система BOEING 707-320C включає паливні баки які інтегровані - чотири основних, два резервних і один центральний.

Розташовані в крилі між лонжеронами. Загальний запас палива стандартна місткість 90 160 літрів. Паливо JP - 1 або JP - 4., система вентиляції, система живлення паливом двигунів і ВСУ, система заправки і зливу, система аварійного скидання палива, і система індикації кількості палива.

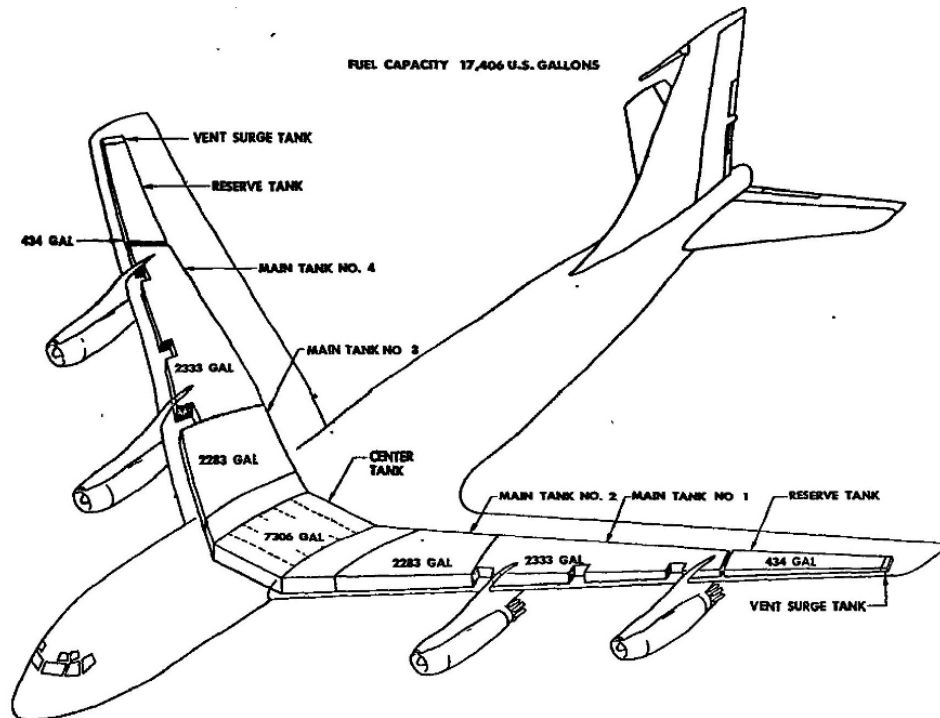


Рис. 2.1 Схема розташування паливних баків на літаку

2.3.2 Паливні баки

Паливні баки розташовані між 3 і 31 нервюрами, обох крил. Баки кесонної конструкції. Сухі порожнини розташовані в передній кромці крила над пилоном, для запобігання витоку палива. Нервюри 5 і 18 запечатані, і мають клапана в нижній частині перегородки. Ці перегородки потрібні для рівномірного розподілу палива в паливних баках і запобігання скупченню пари.

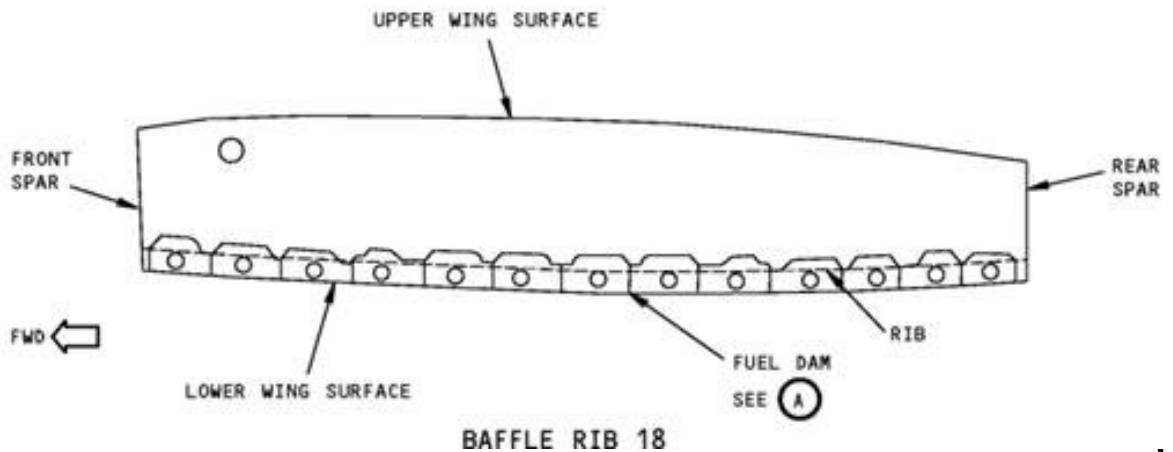


Рис 2.2 Нервюра

Основні баки можуть обігріватися за допомогою обігріву передкрилків. Паливні баки мають 59 овальних отворів, для доступу, розташовані в нижній частині крила. У нижній частині баків є дренажні клапана, для зливу відстою.

Центральний бак розташований в центроплані, між нервюрами 3. Центральний бак розділений на три частини ліві, праві, і центральну. Як і в крильових баках, центральний бак теж має сухий відсік, розташований в передній частині бака. Три секції сполучені між собою патрубками, для перетікання рідини, і пари. Центральний бак має два підкачуючі насоси, встановлених в лівій і правій секції. Клапана для зливу відстою встановлені до нижньої частини кожного бака.

2.3.3 Система живлення двигунів

Система живлення забезпечує підведення палива під тиском до двигунів і допоміжної силової установки. Система живлення розділяється на дві підсистеми. Підсистеми працюють незалежно одна від другої. В своєму складі вони мають клапана закріплення, для рівномірного вироблення палива з баків і перекачування. Зазвичай кожен двигун живиться від свого бака. Якщо клапан закріплення відкритий, то кожен двигун живитиметься з будь-якого паливного бака. Замочний

клапан контролює вступ палива до двигуна.

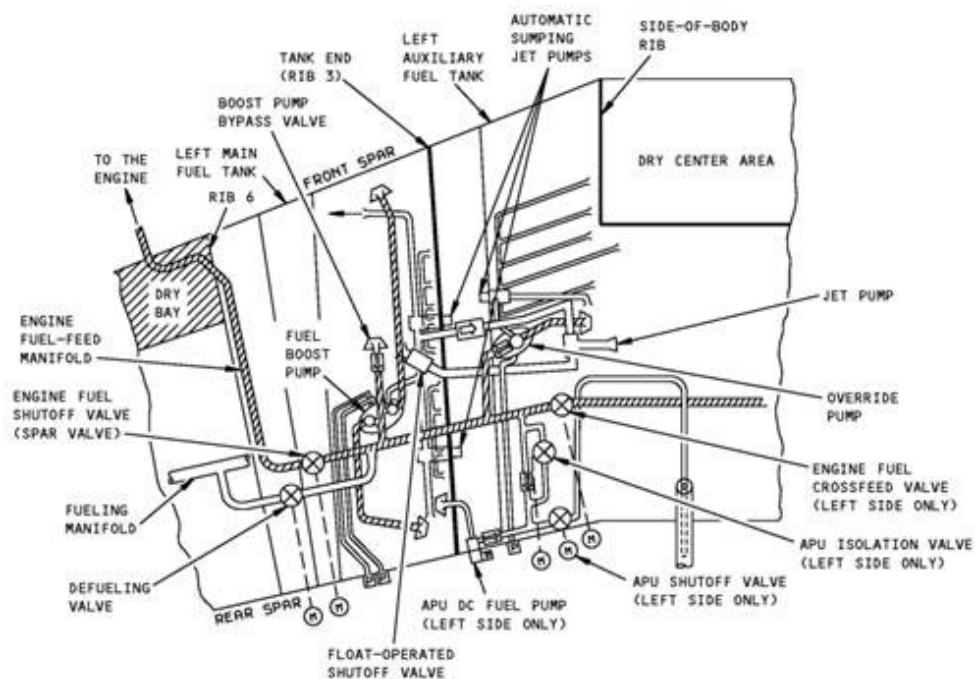


Рис. 2.3 Система живлення двигунів

Тиск в паливній системі забезпечується двома підкачуючими електричними насосами 115В. 400Гц. 3фази встановленими в одному корпусі. Розташовані насоси по одному в кожному крильовому баку. Два підкачуючі насоси 115В. 400Гц. 3 фази, встановлені в центральному баку, лівій і правій секції. Продуктивність насоса 13 600 кілограм в годину, мінімальний тиск 15psi. Підкачуючі насоси центрального бака живлять відповідно ліву і праву підсистеми, і створюють тиск вище чим тиск підкачуючих насосів крильових баків. Що дозволяють в першу чергу виробити паливо центрального бака.

Автоматичні струминні насоси, встановлені по два в кожному баку, призначені для збору з нижньої частини баків різні забруднення і воду. Працюють за рахунок розрідження, що створюється підкачуючими насосами.

2.3.4 Система живлення допоміжної силової установки

У лівій частині центрального бака розташовані компоненти системи

живлення Допоміжної силової установки. За винятком кожуха патрубків і приймача.

До компонент відносяться;

Підкачуючий насос постійного струму 28В.

Замочний клапан

Трубопровід

Ізоляційний клапан

Кожух трубопроводу.

Підкачуючий насос складається з корпусу, приймача, електродвигуна, датчика тиску, клапан тиску, температурного клапана, розрядний клапан, зворотний клапан

Зворотний клапан запобігає подачі палива у зворотному напрямі.

Клапан тиску регулює тиск насоса. Палива проходячи через насос, охолоджує його і змащує рухливі деталі. Електродвигун розташований із зовнішнього боку бака. Двигун обертається з частотою 6600 оборотів в хвилину, і створює тиск 1,8 МПа. Подача насосу 11.75 літра в хвилину. Температурний запобіжник запобігає перегріванню електродвигуна. Запобіжник відключає насос при перевищенні температури більше $1778C^0 \pm 88C^0$. Ізоляційний клапан працює від постійного струму 28В. Встановлений в центральній лінії подання палива. Запобігає від руйнування елементів паливної системи допоміжної установки.

2.3.5 Система заправки паливних баків

Система заправки сконструйована таким чином щоби забезпечити швидке наповнення паливних баків паливом, як в автоматичному режимі так і в ручному. Система індикації кількості палива контролює заправку тільки в автоматичному режимі, але при необхідності можна заправкою управляти в ручну.

Система розподіляє паливо від заправної станції за допомогою колектора і системи клапанів.

Заправна станція розташована на передній кромці лівого крила. Вона має всі елементи які необхідні для заправки літака (вмикачі, індикатори і дві заправних горловини).

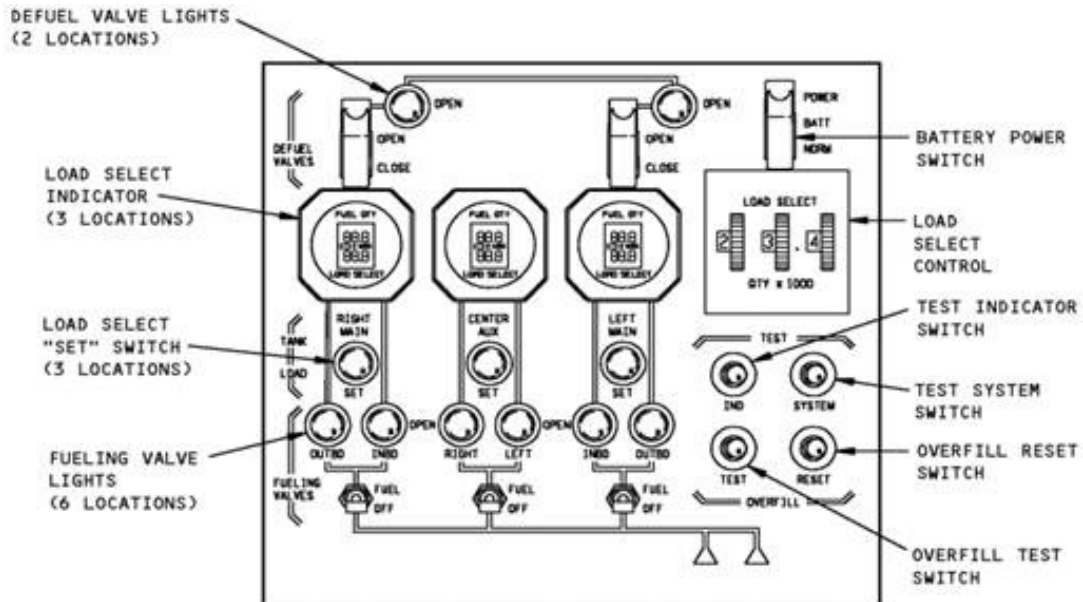


Рис 2.4. Щиток заправки

Заправний колектор який іде від заправної станції проходить до заднього лонжерона, а після проходить по усій довжині крильових баків. Заправна горловина забезпечує доступ палива в колектор. Заправний колектор є частиною заправної системи. Дренажні клапани встановлені на заправному колекторі.

Вакуумний клапан встановлений між заправним колектором і колектором лівого дозвільного бака. Вакуумний клапан дозволяє повітрю вийти із заправного колектора.

Заправні замочні клапана з'єднані з колектором і розподільними відгалуженнями. Розподільні відгалуження розподіляють паливо в

кожного з паливних баків. Замочні клапана контролює доступ палива із заправного колектора в секції бака. На кожному з цих відгалужень встановлені зворотні клапана палива, які повинні запобігати перетіканню у зворотному напрямі.

2.3.6 Система зливу і перекачування палива

Система зливу палива призначена для зливу палива з баків в автоматичному режимі. Система перекачування палива забезпечує перекачування палива з одного бака в інший.

Система зливу має в своєму складі клапани які розташовані в кожному баку. Вони сполучають між собою заправний колектор і колектор живлення двигунів. Панель управління клапанами встановлена на верхній панелі в кабіні пілотів.

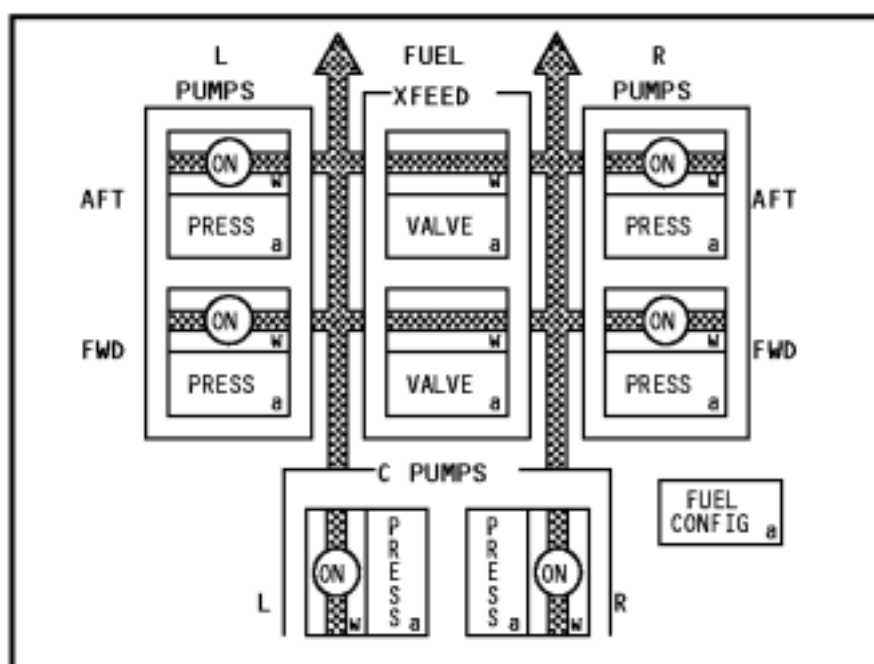


Рис. 2.5. Панель управління клапанами

Зливний клапан в своєму складі має кулісу, електродвигун 28В постійного струму, кінцеві вимикачі відкритого і закритого положення. Електродвигун встановлений із зовнішнього боку бака. Для зливу і перекачування палива використовують тиск підкачуючих насосів.

2.3.7 Система індикації кількості палива

Система індикації кількості палива виконує наступні функції:

- забезпечує вимір кількості палива;
- калькуляцію;
- вимір температури;
- виведення даних на дисплей.

В своєму складі система складається з процесора, паливомірів, вимірників щільності рідини, компенсаторів, індикаторів кількості палива.

Процесор отримує інформацію з паливомірів, вимірників щільності, і обчислює об'єм і вагу. Система індикації має тестове устаткування для обчислення несправностей роботи. Для виміру кількості палива система застосовує принцип електроємнісного виміру. Місткість паливомірів пропорційна місткості всіх паливних баків. Дисплей індикації палива розташований на верхній панелі в кабіні пілотів. Він вказує загальну кількість палива, і кількість палива в кожному баку. А також є показчик температури палива. У систему входять три компенсатори, три вимірники щільності, 37 паливомірів.

14 паливомірів розташовані в крильових баках і 9 в центральному баку. Усі паливоміри однакові, але мають різну довжину. Призначені для обчислення рівня палива у баках.

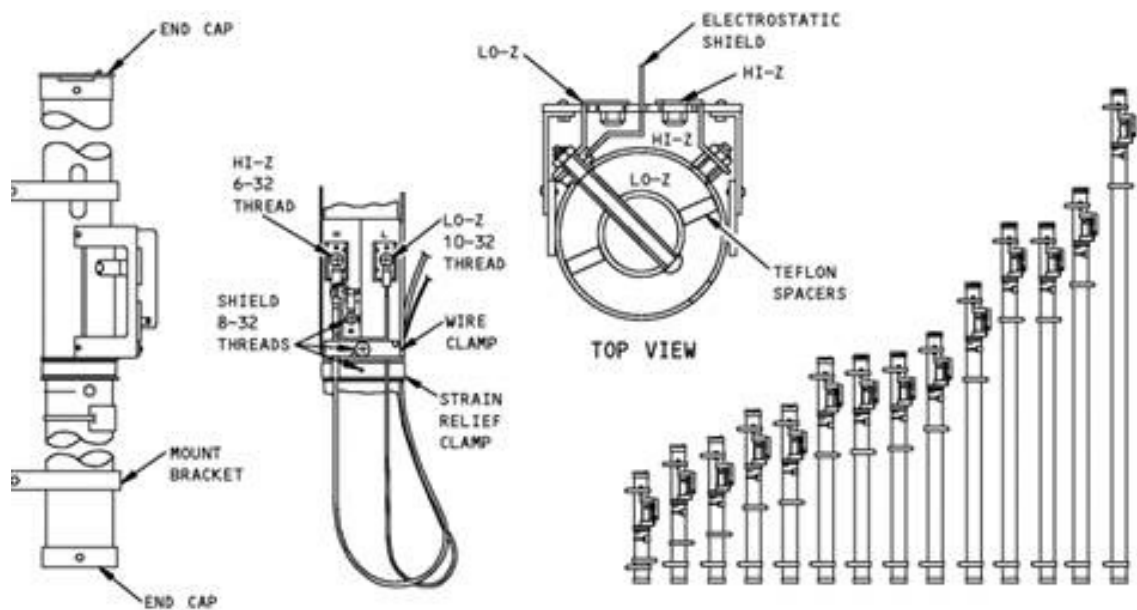


Рис. 2.6. Паливоміри

Компенсатори встановлені по одному в кожному баку. Усі компенсатори однакові, і встановлені *аналогічним* чином, як і паливоміри. Компенсатори призначені для обчислення діелектричної проникності.

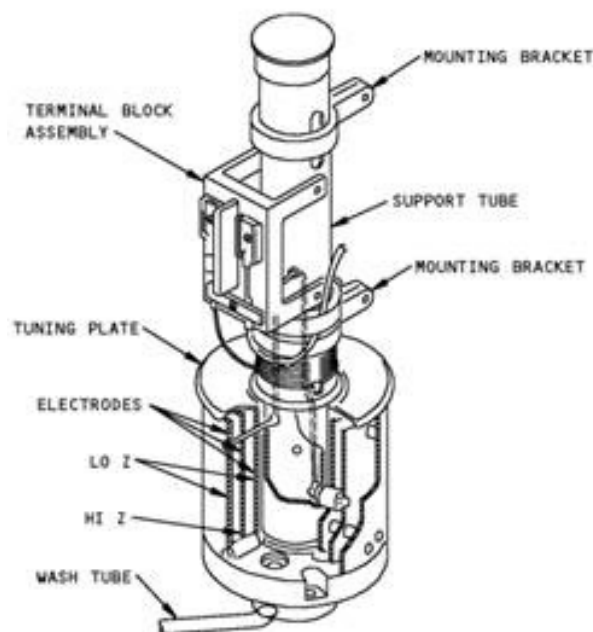


Рис. 2.7 Компенсатор

Вимірники щільності повинні бути встановлені в кожному баку на задньому лонжероні.

Вимірник складається з емітора і блоку електроніки, двох чутливих

труб, підсилювача, процесора, і електронного з'єднання. Вони живляться напругою 28 В постійного струму. Висока напруга 1400 Вольт подається на анод чутливих труб. Дві чутливі трубки заповнені газом ксенон. Взаємодія газу і гамма - випромінювання від випромінювача, викликають зміну напруги на анодах. Емітор встановлений усередині паливних баків, а блок електроніки із зовнішньої частини бака. Зняття блоку електроніки не вимагає зливу палива.

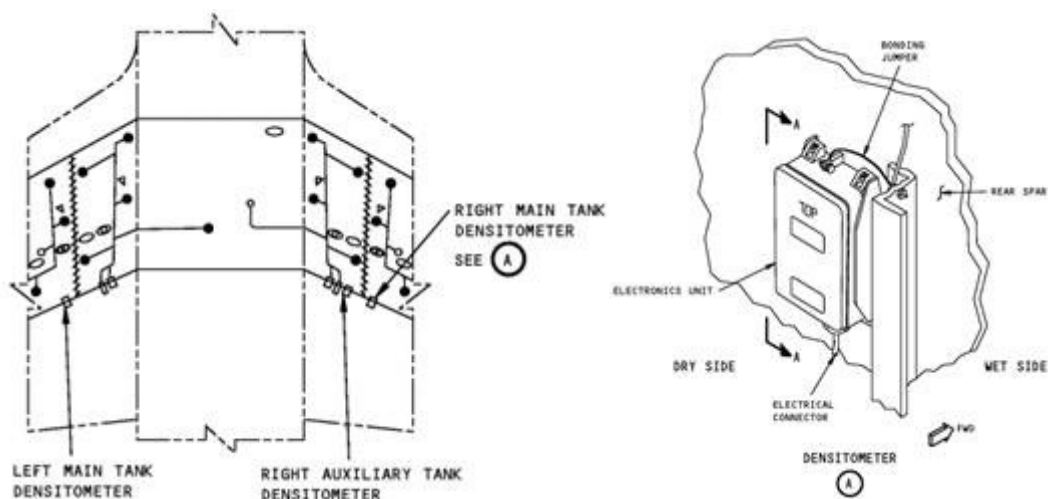


Рис.2.8 Вимірники щільності

Система виміру температури палива призначена для виміру температури палива і виведення її на дисплей. У систему входять температурний датчик, встановлений в задній частині лівого бака, показчик температури. Показчик температури встановлений на верхній панелі кабіни пілотів.

Система виміру включає в свій склад магнітні краплині вимірники. Що дозволяють зробити виміри вручну. Ці виміри можна використовувати у тому випадку, коли індикатор виміру кількості палива працює неправильно.

Виміри можуть проводитися тільки за наявності відповідної документації.

Існують в цілому 16 вимірників, розташованих в нижній частині паливних баків, по 7 в крильових баках, і 2 в центральному баку.

2.3.8 Система вентиляції паливних баків

Система вентиляції паливних баків забезпечує зв'язок баків з атмосферою для того щоб запобігти утворенню надмірного тиску, і запобігає скупченню вибухонебезпечної пари усередині паливних баків.

По всій довжині паливних баків повинні бути розташовані вентиляційні канали. У цих каналах встановлені поплавкові клапани палива, які повинні запобігати перетіканню, в дозвільний бак, і між відсіками літака.

Вентиляційні патрубки сполучені з вентиляційними каналами, і забезпечують скидання тиску при наборі висоти і збільшення коли поплавок клапан закриті.

Існують два типи поплавкових клапанів в системі вентиляції паливних баків. Різниця між ними полягає в положенні установки. Перший тип встановлений горизонтально у вентиляційному каналі баків. Другий тип встановлений вертикально у верхній частині перегородок 18. Клапан закритий, коли рівень палива підтримує поплавець.

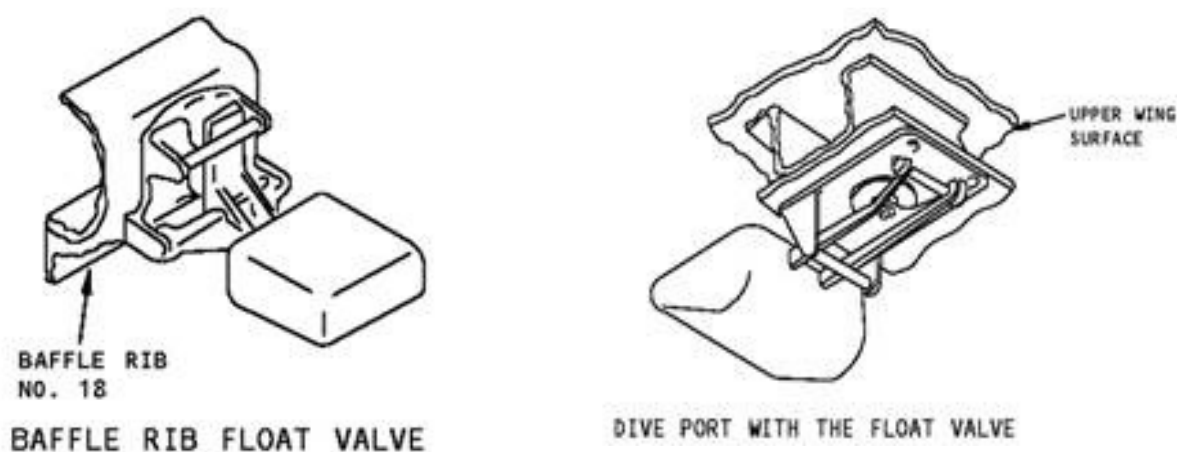


Рис.2.9 .Поплавкові клапана

Дренажні поплавкові клапана встановлюються на кожному вентиляційному патрубку.

Баки які розташовані на кінцях крил, між нервюрою 31 і нервюрою 34, забезпечують скидання небезпечної пари, і служать дренажними баками паливної системи.

Паливо з розширювальних баків зливається в центральний бак, через дренажні патрубки і зворотні клапана. Зворотні клапана повинні бути встановлені в центральному баку.

Вентиляційний ківш на нижній поверхні крила створює позитивний тиск під час паліту. Пари палива з дозвільного бака виходять назовні через полум'ягасник і вентиляційні отвори. Запобіжний клапан граничного тиску який розташовано в розширювальному баку, повинен забезпечувати скидання тиску, якщо вентиляційний ківш засмічений.

Кожен крилевий бак має два вентиляційні канали. Поплавковий клапан запобігає попаданню палива в вентиляційний канал. Вторинний вентиляційний канал не має клапанів тому вільно сполучається з дозвільним баком. Цей канал запобігає утворенням надмірного тиску у разі проблем паливної системи.

Третій канал призначений для вентиляції центрального бака. Кожен відсік центрального бака сполучений з протилежним дозвільним баком. Це забезпечує правильну вентиляцію центрального бака.

Два патрубки сполучають зовнішні секції центрального бака. Один патрубок розташований в передній верхній частині центральної секції. Цей патрубок сполучає між собою зовнішні секції центрального бака. Другий патрубок розташований в задній нижній часті, і дозволяє вільне перетікання палива між зовнішніми секціями.

Вентиляція сухого відсіку центрального бака здійснюється за допомогою патрубка того, що сполучає сухий відсік з атмосферою. Патрубок розташований в передній частині відсіку, і виведений з лівого боку фюзеляжу.

2.4. Розрахунок системи

Розробка та розрахунок паливної системи відбуватиметься в декілька етапів. На першому етапі необхідно спочатку проаналізувати паливні системи вітчизняних та закордонних аналогів, та за даними цього аналізу обрати доцільну схему, на основі якої будуть відбуватимуться подальші розрахунки.

Принципову схему ми обираємо по результатам оцінки ряду параметрів.

Варіанти образу схеми формуємо в залежності від типу та призначення проектного літака та характеристиками його двигунів. Більшість елементів вибраної схеми – залишаємо без змін, а лише доповнюємо новими елементами.

Після вибору та затвердження принципової схеми – розглядаємо принцип роботи та порядок виробітку палива, аналізуємо масові та економічні характеристики літака.

Наступний етап – гідравлічний розрахунок проектного паливної системи, в якій будемо підбирати необхідні трубопроводи та елементну базу. Після визначаємо необхідний тиск та подачу насосів підкачки палива для стабільної роботи двигунів.

Кінцевий етап – розрахунок проектного схеми на висотність та розрахунок системи дренажу і наддуву паливних баків.

2.4. 1 Опис паливної системи

Вхідні дані літака, в якому проектується паливна система, беремо з проектного літака-прототипа на основі Boeing 707-320C (табл.2.1).

Таблиця 2.1

Характеристики літака-прототипа

Характеристика	Одиниці вимірювання	Величин а
----------------	------------------------	--------------

Екіпаж	чол.	3
Максимальне злітна маса	кг	142000
Крейсерсь швидкість	км/год.	920
Висот польоту	м	12000
Дальність польоту	км	9260
Питоме навантаження на крило	Па	4850
Тягооснащеність	кН/кг	2,4
Злітна дистанція	м	3250
Посадкова дистанція	м	2200
Швидкість зльоту	км/год.	31
Посадкова швидкість	км/год.	260
Злітна маса	кг	302017
Кіл кількість т тип двигунів	4 ТВД Pratt Whitney	JT3D-7
Злітна тяга	Н	4 x 8600
Ступінь підвищення тиску		32
Ступінь двохконтурності		4,8
Еквівалентний діаметр фюзеляжу	м	6,6

Подовження фюзеляжу	м	9,5
Стрілоподібність крила по ¼ хорді	град	35
Стрілоподібність ГО по ¼ хорді	град	38
Стрілоподібність ВО по ¼ хорді	град	49

На основі аналізу літаків-прототипів (A320, B777, B707-320, B747-400) доцільно за основу вибрали паливну систему літака Boeing 707-320С. Вона складається з наступних елементів (рис.2.11).

Паливні баки літака розміщені в кесоні крила і складаються з одного центрального бака, двох головних зовнішніх, двох головних внутрішніх та двох резервних баків. Максимальний запас палива цього літака становить 72128 кг при густині палива 800 кг/м³ або 90160 л.

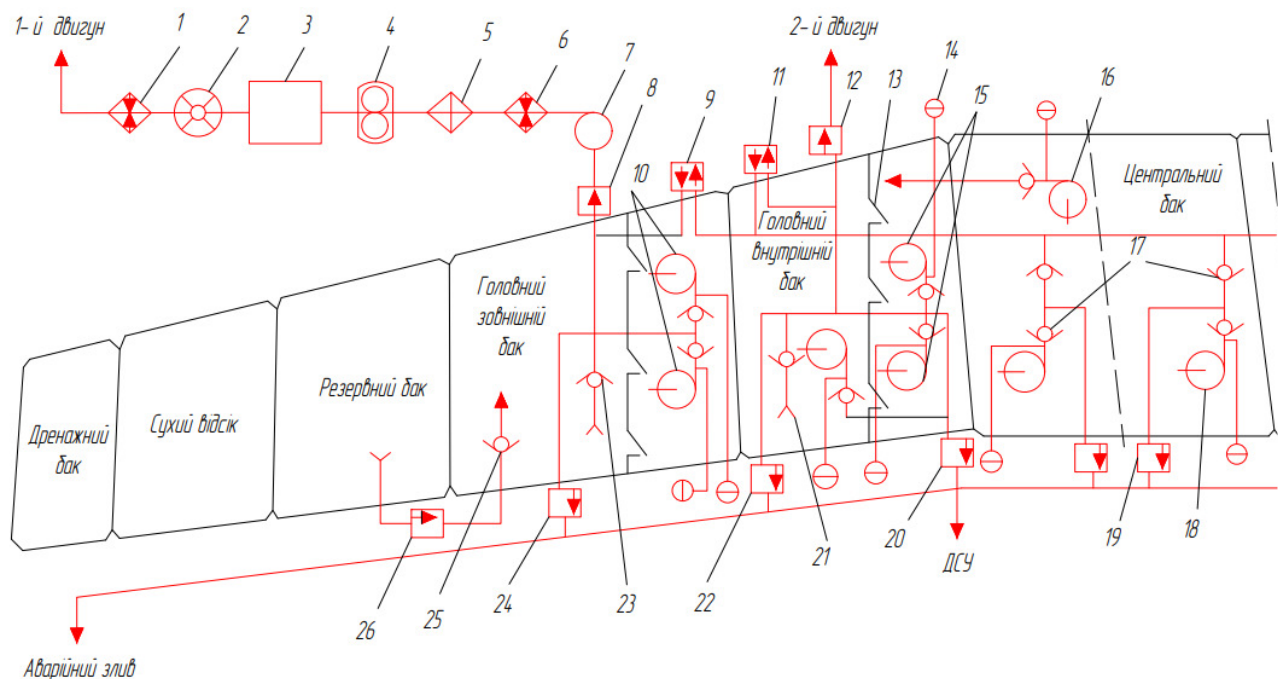


Рис.2.10 Схема паливної системи:

паливо-повітряний підігрівач - 1, датчик витратоміра - 2, регулятор

*подачі палива – 3, паливний насос високого тиску – 4, паливний фільтр - 5,
паливомастильний радіатор – 6, підкачувальний насос - 7,
протипожежний кран – 8,12, магістральні крани – 9,11,26, крани
аварійного зливу – 19,22,24, додатковий насос – 16, зворотній клапан –
17,23,25*

2.4.2 Принцип роботи.

Проектована паливна система побудована за принципом послідовного вироблення баків. «В першу чергу виробляється паливо з центрального бака насосом 18 через магістральні крани 9 та 11. Паливо поступає відразу в усі 4 двигуни. До вироблювання залишку невикористаного палива основними насосами забезпечується додатковим насосом 16. Після того як паливо з центрального баку вироблено – насоси 15 вмикаються і подають паливо через крани 9 та 11 з лівого внутрішнього бака в 1-й та 2-й двигуни та з правого внутрішнього – у 3-й та 4-й двигуни відповідно. Якщо залишається паливо у внутрішніх головних паливних баках, яке дорівнює кількості палива у зовнішніх головних та резервних баках, магістральні крани 9 та 11 закриваються, а крани 26 – відкриваються. Після чого резервний бак з'єднується з головним. Потім насоси 10 вмикаються і відбувається одночасне вироблення палива у 1-й та 4-й двигуни з зовнішніх головних баків які з'єднані з резервними паливними баками. З внутрішніх паливних баків відбувається подача у 2-й та 3-й двигуни відповідно. У випадку знеструмлення паливної системи живлення двигунів забезпечується самопливом через 23 та 25 зворотні клапани. Так як головні паливні баки мають великий об'єм, то у них встановлені насосні перегородки з пластинчатими клапанами 13. Під кінець польоту літак потрібно кілька разів кренувати ліворуч і праворуч, щоб заповнилися насосні відсіки паливом з головних паливних баків» [7].

«Кожна магістраль живлення двигуна має протипожежний кран 8, підкачувальний насос 7, паливомастильний радіатор 6, паливний фільтр 5,

паливний насос високого тиску 4, регулятор подачі палива 3, датчик витратоміра 2 та паливо повітряний підігрівач 1» [7].

На літаку-прототипі Boeing 707-320 застосована система аварійного зливання в польоті. Аварійне зливання палива здійснюється підкачувальними насосами всіх баків через крани аварійного зливу 19, 22 та 24. Під час аварійного зливання паливо викидається в атмосферу.

2.4.3 Гідравлічний розрахунок паливної системи

Для того щоб розрахувати паливну систему потрібно використовувати її монтажну схему, яка містить в собі розрахункову магістраль та агрегати і їх тип, що містяться в ній; кількість арматури, розгалужень, протяжність та конфігурацію магістралі.

Метою любого гідравлічного розрахунку паливної системи літака є підбір робочого насоса, який би повністю задовольняв живлення двигуна потрібною подачею та робочим тиском. В тому випадку коли треба отримати більш точні дані, всі розрахунки будемо проводити в найбільш несприятливих умовах:

- аварійний злив палива;
- робота чотирьох двигунів на злітному режимі;
- подача палива із зовнішнього бака.

Всі вхідні дані для повного гідравлічного розрахунку паливної системи літака та гідравлічні коефіцієнти місцевих втрат тиску, які пов'язані з підбором робочих насосів та трубопроводів зводимо в таблицю 2.2 та 2.3, які наведені нижче. Так як будемо мати справу зі складними математичними розрахунками – для зручності будемо використовувати програму OpenOffice Calc. Це зроблено для того щоб великий об'єм даних представити у вигляді електронних таблиць.

Таблиця 2.2

Вхідні дані для розрахунку паливної системи

Назва та розмірність параметрів	Позна чення	Значе ння параметрів
Злітна тяга двигуна, кН	$R_{\text{зліт}}$	150
Питома витрата палива двигуном на злітному режимі, кг/Н*год	$C_{\text{п}}$	30
Густина палива, кг/м ³ за температури плюс 40 °С за температури мінус 50°С	$\rho_{\text{п}}$	760 830
Кінематична в'язкість палива, м ² /с за температури плюс 40 °С за температури мінус 50°С	$\nu_{\text{п}}$	1,0·10 ⁻⁶ 14,8·10 ⁻⁶
Тиск насиченої пари, КПа за температури плюс 40 °С за температури мінус 50°С	$p_{\text{т}}$	8,13 1,65
Кавітаційний запас насоса двигуна, МПа	$\Delta p_{\text{кав}}$	0,03
Швидкість потоку палива при живленні двигунів, м/с	$v_{\text{п}}$	2,5

Таблиця коефіцієнтів місцевих втрат тиску ξ

Поворот 90 °	0,5
Поворот 45 °	0,6
Зворотній клапан	2
Пожежний кран	2
Дат и витратом ра	8

Випадок 1.

В першому випадку розглядаємо ситуацію коли всі чотири двигуни працюють на злітному режимі.

В цьому випадку подача палива на двигуни здійснюється з центрального та головних внутрішніх баків. Метою цього розрахунку є визначення потрібної подачі та тиску, які можуть створювати підкачувальні насоси системи. Крім того визначаються також діаметри трубопроводів.

Витрата палива двигуна на злітному режимі визначатиметься за формулою:

$$Q_{\text{двигуна}} = \frac{C_{\text{п}}}{\rho_{\text{п}}} \cdot R_{\text{зліт}} [\text{м}^3/\text{с}] \quad (2.1)$$

Діаметр трубопроводу основної магістралі:

$$d_{\text{осн}} = 2 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot Q_{\text{двигуна}}}{\pi \cdot v_{\text{п}}}} [\text{м}] \quad (2.2)$$

Діаметр трубопроводу насосної магістралі:

$$d_{\text{нас}} = 2 \cdot \sqrt{\frac{Q_{\text{двигуна}}}{\pi \cdot v_{\text{п}}}} [\text{м}]$$

Потрібний тиск на вході в двигун знаходимо за формулою:

$$p_{\text{вхід}} = 1,25 \cdot p_t + \Delta p_{\text{кав}} [\text{МПа}] (2.3)$$

Інерційні та гідростатичні втрати тиску знаходимо за формулою:

$$\Delta p_{\text{інер}} = n_y \cdot l_y \cdot \rho_{\text{п}} \cdot g [\text{МПа}] (2.4)$$

Знаходимо число Рейнольдса по формулі:

$$\Re = \frac{v_{\text{п}} \cdot d_{\text{МАГ}}}{\nu_{\text{п}}} (2.5)$$

Визначаємо коефіцієнт опору тертя по формулі:

$$\lambda_{\text{тертя}} = \frac{0,316}{\sqrt[4]{\Re}} (2.6)$$

Визначаємо приведений коефіцієнт гідравлічних втрат по формулі:

$$K_{\text{пр}} = \frac{4}{\pi \cdot d_n^2} \cdot \sqrt{\lambda_{\text{ТР}} \cdot \frac{l_n}{d_n} \cdot \sum \xi_{\text{сум}}} (2.7)$$

Сумарний приведений коефіцієнт гідравлічних втрат визначаємо за формулою:

$$K = \frac{K_{\text{пр1}} \cdot K_{\text{пр2}} \cdot K_{\text{пр3}}}{K_{\text{пр1}} \cdot K_{\text{пр2}} + K_{\text{пр1}} \cdot K_{\text{пр3}} + K_{\text{пр2}} \cdot K_{\text{пр3}}} (2.8)$$

Визначаємо гідравлічні втрати тиску:

$$\Delta p_t = \frac{1}{2} \cdot \rho_{\text{п}} \cdot K^2 \cdot Q_{\text{двигуна}}^2 [\text{МПа}] (2.9)$$

Визначаємо потрібну подачу і тиск для стабільної роботи злітного режиму:

$$Q_{\text{нас.}} = Q_{\text{двигуна}}$$

$$p_{\text{насоса}} = p_{\text{вхід}} + \Delta p_{\text{інер}} + p_t [\text{МПа}] (2.10)$$

Отримані результати для зручності зводимо в таблицю див. Додаток

А

Випадок 2.

В цьому випадку розглянемо ситуацію коли потрібно зробити аварійний зливу палива із різних баків. Це можна зробити за допомогою шести підкачувальних насосів та через усі магістралі з використанням форсованого режиму. Так як ємність паливних баків літака більша за 90 м³, то аварійний злив палива повинен бути не більше ніж за 30 хв. з витратою у 3 м³/хв. Для того щоб уникнути додаткового опору, швидкість потоку палива обираємо 5 м/с.

Так як потрібно злити велику кількість палива за короткий проміжок часу, то ліва та права консоль крила повинна мати в своїй будові систему аварійного зливу.

В цьому випадку подача, потрібна для аварійного зливу визначатиметься наступним чином:

$$Q_{\text{авар}} = 0,05/2 = 0,025 \text{ [м}^3\text{/с]}$$

Наступні розрахунки проводяться за формулами (2.1 – 2.10).

Так як аварійна магістраль має паралельно-послідовне з'єднання трубопроводів, то сумарний приведений коефіцієнт визначатиметься за наступною формулою:

$$K = \sqrt{K_{\text{пр1}}^2} + (2.11)$$

Отримані результати для зручності зводимо в таблицю див. Додаток Б

Випадок 3.

В цьому випадку будемо розглядати ситуацію коли відмовили половина основних підкачувальних насосів. Тоді подача палива здійснюватиметься із зовнішніх головних баків на двигуни 1 та 4. Розрахунки проводимо за формулами (2.1 – 2.11), а отримані результати зводимо в таблицю див. Додаток В

За всіма отриманими даними ми зможемо підібрати насос, який

задовольняє розрахунковій характеристиці. Для зручності зведемо отримані дані в таблицю.

Таблиця 2.4

Розрахункові характеристики насосів підкачки

Випадок який розглядається	$Q, \frac{\text{л}}{\text{с}}$	$p_{\text{насоса}}$ (+ , МПа	$p_{\text{насоса}}$ (- , МПа
Злітний режим	3,5	0,1453	0,14 63
Аварійний злив	16,6 7	0,2203	0,29 09
Імітація відмови половини насосів підкачки	4,92	0,1517	0,15 33

З наведеної вище таблиці, робимо висновок, що необхідний насос для системи, повинен створювати тиск більше ніж 0,3 МПа та забезпечувати подачу в 17 л/с так як одні й ті самі насоси працюють на всіх режимах польоту, в тому числі і при аварійному зливі.

По заданим характеристика для проектованої системи підходить герметичний внутрішньобаковий відцентровий насос з трифазним електродвигуном змінного струму ЕВН-321МК, який забезпечує систему подачею палива у 60000 л/год, та створює тиск не менший ніж 0,1 МПа.

2.4.4 Розрахунок висотності проектованої паливної системи



Висотність паливної системи буде характеризуватися найбільшою висотою польоту літака, до якої буде забезпечуватися надійне живлення двигунів. Вона може обмежуватися мінімальним тиском на вході в насос бака. В цьому випадку повинна забезпечуватися безкавітаційна робота. В нашому випадку коли відкритий дренаж паливних баків постійно з'єднує паливні баки з атмосферою та забезпечує наддування, яке виникає за рахунок швидкісного напору, то тиск у баках складається з атмосферного тиску та перепаду тиску від наддування [8].

Отримуємо рівняння, відносно якого можемо визначити атмосферний тиск на висоті польоту, до якої забезпечується безкавітаційна робота насосів підкачки.

$$\Delta p_h + \Delta p_{\delta} + 1,25p_t + \Delta p_{\text{п.кав.}} + \frac{\rho_{\text{п}} v_{\text{п.вх}}^2}{2} \quad (2.12)$$

Визначаємо висотність насосів підкачки під час роботи при температурі 20 °С:

$$\Delta p_h + 1,25p_t + \Delta p_{\text{п.кав.}} + \frac{\rho_{\text{п}} v_{\text{п.вх}}^2}{2} - \Delta p_{\delta}$$

де $\rho_{\text{п}} = 776 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$; $p_t = 5,16 \cdot 10^{-3} \text{ МПа}$; $v_{\text{п.вх}}^2 = 2 \frac{\text{м}}{\text{с}}$; $\Delta p_{\delta} = 0,001$

Визначаємо кавітаційний запас насоса підкачки за формулою

$$\Delta p_{\text{кав.н.п.}} = 10 \rho_{\text{п}} g \left(\frac{n_k}{C} \right)^{\frac{4}{3}} Q_{\text{н.п.}}^{2/3}$$

де $n_k = 7500 \text{ об/хв}$; $C = 1000$; $Q_{\text{н.п.}} = 3,0 \text{ л/с} = 0,003 \text{ м}^3/\text{с}$;

$$\square p_{\text{кав.н.в.}} = 10 \cdot 760 \cdot 9,81 \cdot \left(\quad \right)^{4/3} \cdot 0,003^{2/3} = 0,0165 \text{ МПа}$$

$$\square p_{\text{кав.н.в.}} = 0,0165 \text{ МПа}$$

Визначаємо мінімальний атмосферний тиск до якого забезпечуватиметься безкавітаційна робота насосів підкачки.

Залежність атмосферного тиску від висоти польоту виражаємо формулою

$$p_h = p_{h0} e^{-0,125h}, \text{де } h - \text{висота, км.}$$

$$\text{Звідси маємо } e^{-0,125h} = \frac{p_h}{p_{h0}} = \frac{0,022}{0,0981} = 0,22.$$

$$\text{Виводимо } -0,0130h = \ln 0,22 = -1,6$$

$$h = \quad = 12,15$$

Отже безкавітаційна робота паливних насосів підкачки нашої проектованої системи забезпечується до висоти польоту 12 км, що цілком відповідає льотно-технічним характеристикам.

До розрахунків висотності паливної системи також входить визначення надлишкового тиску, який мають створювати насоси підкачки на максимальній висоті польоту [7].

$$\Delta p_{\text{н.п.тн}} = \frac{\rho_{\text{п}} v_{\text{п.маг}}^2}{2} \Delta p_{\text{max}} + \Delta p_{\text{г}} + \Delta p_{\text{вхлд}} - (\Delta p_h + \Delta p_{\text{с}});$$

$$p_h = p_{h0} e^{-0,125h} = 0,0981 e^{-0,125 \cdot 12} = \frac{0,0981}{4,47} = 0,022 \text{ МПа}$$

Визначаємо за Різними температурами

Отже, насос підкачки проектованої паливної системи має створювати надлишковий тиск $p_{\text{н.в}} \geq 0,3 \text{ МПа}$ в разі подачі $Q_{\text{н.п}} = 3,0 \text{ л/с}$ за висотою $h = 12 \text{ км}$. Отримані значення для зручності зводимо таблицю.

Таблиця 2.4.

Розрахункові значення параметрів висотності паливної системи

Температура палива, °	h, м	ρ, кг/м ³	υ, м/с	Δp _г , МПа	Δp _{max} , МПа	Δp _{вх.н.д.} , МПа	Δp _{б.} , МПа
40	1	76	2,5	0,034	0,24	0,035	0,002
	2	0	5	034	4	35	0
□ 50	1	83	2,5	0,035	0,25	0,036	0,002
	2	0	5	035	5	28	00

Живлення паливних баків самопливом.

У випадку коли відмовлять паливні насоси підкачки, подача палива до двигунів може відбуватися самопливом. Рівняння Бернуллі для вироблення палива самопливом:

$$\Delta p_h + \Delta p_b = \frac{\rho_{п} v_{п}^2}{2} + K_{н.п.} \Delta p_{г} + \Delta p_{max} + \Delta p_{вх.н.д.}, \quad (2.13)$$

де $K_{н.п.}=1,15$ – коефіцієнт додаткових гідравлічних втрат у насосі, що не працює.

Розв'язуючи рівняння (2.13), визначаємо висоту польоту, до якої забезпечується подача палива самопливом.

$$\Delta p_h = \frac{\rho_{п} v_{п.ном.}^2}{2} + K_{н.п.} \Delta p_{г} + \Delta p_{max} + \Delta p_{вх.н.д.} - \Delta p_b.$$

Приймаємо $Q_{об.ном.} = 0,7Q_{об.зліт.}$ і $v_{п.ном.} = 0,7 v_{п.зліт.}$ та $\Delta p_{г.ном.} = 0,5\Delta$

Мінімально допустимий кавітаційний запас насоса підкачки $\Delta p_{кав.н.д.} = 0,02\text{МПа}$, а перепад тиску в баках $\Delta p_{\delta} = 0,002$.

Знаходимо мінімальний атмосферний тиск, за якого здійснюється подача палива самопливом.

Згідно розрахунків живлення двигунів паливом самопливом забезпечується на висотах польоту від 5,2 км до 6,31 км.

Знаходимо допустимі перевантаження, при яких забезпечується подача палива самопливом:

$$\Delta p_{max} (\Delta p_{h=0} + \Delta p_{\delta}) - \left(\frac{\rho_{п.взліт.} v_{п.взліт.}^2}{2} + K_{н.п.} \Delta p_{г.} + \Delta p_{вх.н.д.} \right),$$

де $\Delta p_{h=0} = 0,0981\text{МПа}$; $\Delta p_{\delta} = 0,001$

$$\square p_{max} \leq 0,11\text{МПа}$$

З формули $\Delta p_{max} = n_y \cdot l_y \cdot \rho_{п.} \cdot g$ виводи

Допустиме перевантаження не перевищує максимальне $n_y = 2,6$

2.5 Система нейтрального газу

2.5.1 Призначення системи нейтрального газу

Система нейтрального газу використовується для запобігання утворенню парів полива у баках паливної системи які вогненебезпечні для літака. Це відбувається шляхом зниження вмісту кисню в надтопливном просторі.

Зниження вмісту кисню в надтопливном просторі паливних баків може відбуватися шляхом подання збагаченого азотом повітря в паливні баки літака.

2.5.2 Робота системи

Система працює наступним чином. Відбувається відбір повітря від двигуна літака і ВСУ (правого колектора). Витрата повітря контролюється замочним клапаном, який регулюється в автоматичному режимі за допомогою блоку керування.

2.7.2.1 Складові частини системи

Вхідний замочний клапан

Вхідний замочний клапан є клапаном з управлінням електричним приводом. Який спрацьовує коли в обмотці соленоїда відсутній струм, або в іншому випадку - коли тиск в системі опускається нижче $1,055 \text{ кгс/см}^2$. Цей елемент відключає систему, якщо тиск відбираного повітря опуститься нижче допустимих значень.

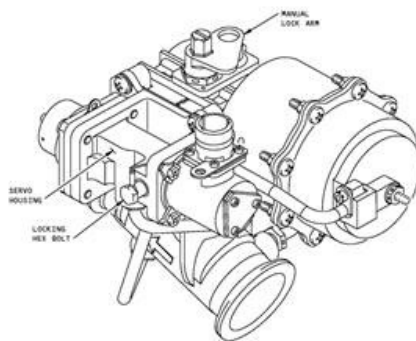


Рис. 2.11 замочний клапан

На вході в систему виникає необхідність встановити комбінований датчик тиску та температури, який передає данні на блок керування. виходячи з цих показників, блок керування контролює тиск за допомогою замочного клапану.

Установлений замочний клапан може виконувати дві ролі, по перше він контролює тиск в системі, а по друге він є клапаном діактивації системи.

Діаметр клапана складає 51 мм, в нейтральному положенні клапан закритий. Також клапан має ручне управління для діактивації і два кінцевих вимикача відкритого та закритого положення. Замочний клапан повинен підтримувати тиск близько 5 атмосфери.

Після клапану відібране повітря повинне проходить через озоновий конвертор. Який перетворює активний озон, що поступає хімічним способом в кисень, тим самим захищаючи від різних ушкоджень мембранний матеріал блоку розподілу повітря. Вміст озону в повітрі знижує продуктивність модуля розділення повітря.

Блок теплообмінника

За озоновим перетворювачем встановлений блок теплообмінника з клапаном. Цей клапан виступає в якості регулятора температури. У теплообміннику повітря, яке поступає в систему блоку, охолоджується. Це відбувається за рахунок холодного повітря яке поступає з повітрязбірника ВКВ. Це зроблено для того щоби усунути дію гарячого повітря яке може пошкодити мембранний матеріал блоку-сепаратора. Тому електронний блок управління системи контролює роботу клапана-регулятора температури, який призначений для регулювання потоку повітря, що проходить через теплообмінник, щоб температура повітря забезпечувала оптимальну роботу сепаратора.

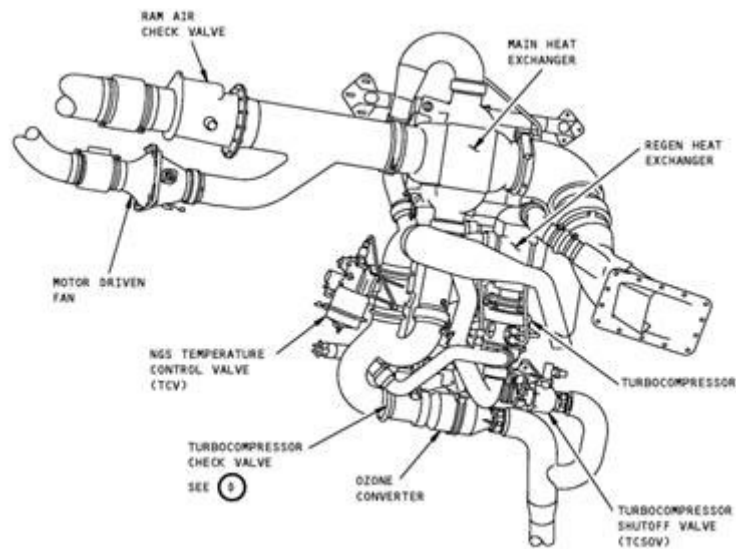


Рис. 2.12 блок контролю температури

Щоб добитися цього, перший температурний датчик вимірює температуру повітря нижче по потоку від теплообмінника. Цей температурний датчик передає ECU системи OBIGGS відхилення від заданого значення температури на вході в ASM для забезпечення оптимальної температури повітряного потоку. Функція оцінки відхилення значення температури не залежить від функції відключення системи OBIGGS при її перегріванні. Теплообмінник знижує температуру повітря до 210F (99 градусів Цельсія). Турбокомпресор стискає відбираний перед поданням його у блок розділення повітря. Турбокомпресор складається з валу, і двох крильчаток. Коли блок управління посилає сигнал на клапан турбокомпресора, клапан відкривається і відбиране повітря розкручує вхідну частину турбіни. Відбиране повітря всмоктується через вихідну частину турбіни. Потужність турбіни використовується для приведення в дію компресор. Повітря на виході з турбіни охолоджується за рахунок дозволу і допомоги повітряного радіатора.

Далі повітря проходить через фільтр, який видаляє різні забруднення частинки пилу, різний домішці, перед входом в серце системи, модуль розділення повітря (air separation unit).

Диференціальне реле тиску розташоване на вході у фільтр,

контролює стан фільтру, шляхом виміру тиску перед фільтром і за фільтром.

Далі встановлено термореле і замочний термоклапан. Термореле сполучене через електронний блок управління із замочним термоклапаном. У разі, якщо температура відібраного повітря вища за допустиму, термореле подає електричний сигнал на закриття замочного термоклапана. Замочний термоклапан перекривається, тим самим захищаючи мембранний матеріал сепаратора від ушкодження.

За замочним термоклапаном встановлений датчик температури, який додатково захищає систему від перегрівання. Він вимірює температуру повітря, що поступає, за замочним термоклапаном. При різниці температури повітря (нижче або вище) встановленого фіксованого значення, датчик температури передає сигнал в електронний блок управління. Електронний блок управління видає сигнал на закриття замочного термоклапану і за допомогою двохпотокowego клапану відбувається відключення їх від електричного живлення. За датчиком температури встановлений датчик тиску, який служить для захисту системи від надмірного тиску. Цей датчик працює аналогічним чином. При тиску в системі нижче або вище встановлених значень, датчик видає сигнал в електронний блок управління, який подає сигнал на закриття замочного термоклапана.

Стисле повітря що поступає в систему, складається з 78 відсотків азоту та 21 відсотку кисню, і одного відсотка мікроелементів. Повітря на вході в модуль повинно поступати через порожнисту частину волокон. Через стінки волокон може проходити тільки кисень, азот пройти не зможе, внаслідок чого повітря, що виходить з дальшого кінця модуля, складається з 99.9 відсотків азоту. Повітря, що містить кисень що не пройшов через модуль викидається за борт.

За сепаратором встановлені кисневий датчик і датчик тиску. Призначення кисневого датчику вимір концентрації кисню у збагаченому

азотом повітрі. Ці виміри треба робити на крейсерському польоті, це пов'язано з тим що витрата повітря яке проходить через систему нейтрального газу мінімальна, а концентрація кисню максимальна. Датчик тиску призначений для виміру тиску збагаченого азотом повітря на виході з сепаратора. Обидва ці датчики тиску і датчик кисню служать для контролю роботи сепаратора. Якість оцінювання роботи основана на різниці тисків на вході і на виході з сепаратора і за процентним змістом кисню на виході з сепаратора.

Робота системи має два оптимальні режими експлуатації - режим низької витрати і режим високої витрати.

У режимі низької витрати система забезпечує найменшу витрату і споживає найменший об'єм відібраного повітря. При цьому режимі досягається забезпечення найбільш високої міри чистоти потоку, що при цьому режимі роботи концентрація O_2 буде найменшою. Цей режим використовується у тих випадках, коли під час крейсерського польоту літака в надтопливном просторі бака необхідно створити найменшу, наскільки це можливо, концентрацію O_2

Клапан потоку призначений для вибору режиму подання нейтрального газу в паливний бак. Трубопровід від модуля розділення повітря ділиться на два магістралі різних діаметрів. Клапан потоку необхідно встановити на трубопровід більшого діаметру. При нормальній роботі нейтральний газ подається у бак через трубопровід меншого діаметру. При зниженні, вступ повітря в паливний бак з атмосфери збільшується, клапан високого потоку відкривається, і вступ нейтрального газу у бак збільшується.

Збагачене азотом повітря повинно поступати в центральний бак паливної системи через зворотній клапан і пристрій який не дозволяє полум'ю розповсюджуватись (при його появі). Зворотний клапан встановлений для запобігання попаданню палива і його пари в систему генерування нейтрального газу. Полум'яутримувач виконує роль

запобіжника (для запобігання поширенню полум'я в паливні баки у разі виникнення пожежі).

Електронний блок управління

Управління системою та її моніторинг повинен здійснюється за допомогою спеціального електронного блоку управління. В цей блок поступають вихідні дані від різних датчиків системи, блок обробляє їх, використовуючи аналогові і цифрові схеми, та використовуючи цю додаткову оброблену інформації забезпечує адекватну роботу всієї системи.

Загальні відомості: Електронний блок управління сконструйований згідно стандартом. У німу є адаптер , за допомогою якого може робиться як прийом, так і передача даних. На боковій частині блоку є засіб візуального зворотного зв'язку, який (на землі) дозволяє бачити яким чином працює блок. На блоці є в наявності лише одна кнопка, яка застосовується для перезавантаження блоку у разі його збою в роботі і для самотестування.

Блок управління збирає дані від систем літака та управляє компонентами системи нейтрального газу.

Блок управління виконує наступні функції:

Контроль клапана регулювання температури

Контроль положення заслінки теплообмінника

Управління замочним клапаном

Управління клапаном турбокомпресора

Управління клапаном перегрівання

Управління клапаном високого тиску

Виведення свідчень на дисплей

Отримання даних від датчика перепаду тиску

Тестування системи

Контроль кисню в паливному баку.



Основні компоненти системи

Озоновий конвертер

Для сітки озонового фільтру використовується каталітичний нейтралізатор. А саму конструкцію яка апробована на фільтрах літаків комерційної авіації. Основним недоліком та відмов цього виду фільтру - поступова повільна деактивація каталізатора внаслідок його забруднення. Кількісно це може проявляється в нездатності каталізатора перетворювати O₃ в O₂. Деактивація може відбуватися у тому випадку, коли різні забруднюючі речовини, що містяться у відбіраному повітрі, особливо фосфор, кремній, і/або сірка можуть потрапляти на поверхню каталізатора. Забруднюючі речовини покривають поверхню каталізатора і знижують його корисну дію на озон, від чого не даючи можливості статися реакції перетворення O₃ в O₂.

Необхідні рівні забруднень, при яких може відбуватися відмова, низькі, тому на каталізаторі не видно скільки-небудь видимих відкладень і помітного збільшення перепаду тиску в різних частинах не відбувається. Швидкість з якою може відбуватися деактивація каталізатора значною мірою регулюється його технологічними особливостями, тому ця технологія має патентний характер.

Фільтр є зварною конструкцією і ремонту на місці не підлягає. На місці можна лише оцінити фізичні ушкодження, такі як забоїни, тріщини і тому подібне, які можуть привести до відмови в роботі фільтру.

Термін служби озонового фільтру складає 6000 годин роботи. Під час очищення з поверхні каталізатора необхідно прибрати забруднюючі речовини, які перешкоджають доступу озону до активних ділянок каталізатора. Щоб сталася реакція, озон повинен контактувати з каталізатором. Немає необхідності для очищення витягати ґрати з фільтру, після очищення фільтру вона проходить перевірку на працездатність у складі фільтру. Її термін придатності при зберіганні не

обмежений.

Фільтр

Конструкція фільтра у зборі припускає періодичну заміну його елемента відповідно до графіку техобслуговування і умов експлуатації літака. Фільтр-елемент підлягає заміні приблизно через кожні 7000 годин експлуатації.

Фільтр у зборі складається з фільтруючого елемента, який застосовується для затримання часток домішок і виробленого з гофрованого, склеєного смолою, скловолокна із здатністю фільтрувати повітря з продуктивність 99.997%, , для часток розміром 0,1 мк і більше.

Фільтр здатний затримувати частки пилу, аерозолів і рідин, таких як масло та вода.

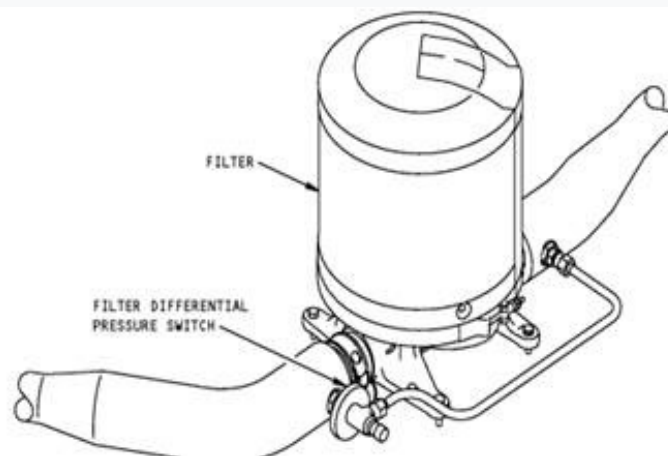


Рис.2.13 Фільтр

Фільтруючий елемент надівається на сітку з нержавіючої сталі і алюмінію та має на торцях алюмінієві кришки. Фільтруючий елемент і сітка встановлені в торцеві кришки і залиті в них компаундом на основі епоксидної смоли. Фільтр у зборі, включає патрон який розміщується всередині корпусу з алюмінію, та складається з двох частин які стягнути хомутом. Така конструкція забезпечує доступ для техобслуговування. На корпусі також розташовані порти входу/виходу для забезпечення

інтерфейсів і засобу механічного кріплення.

Модуль розділення повітря

Модуль розділення повітря складається з трьох паралельних алюмінієвих трубок, кожна з яких близько 40 см в довжину і 20 см в діаметрі. Трубки модуля заповнені волокном. Товщина однієї нитки волокна не більше товщини людського волоса.

Модулі мають фітинг для кріплення трубопроводів. Також в склад модуля входить вхідна камера, для повітря з підвищеною концентрацією азоту і камера випуску повітря з підвищеною концентрацією кисню. Поступаюче стисле повітря складається з 78 відсотків азоту, 21 відсотку кисню, і одного відсотка мікроелементів. Повітря на вході в модуль поступає в порожнисту частину волокон, через стінки волокон проходить тільки кисень, азот пройти не може, внаслідок чого повітря, що виходить з далекого кінця модуля, складається з 99.9 відсотків азоту. Повітря, що містить кисень що не пройшов через модуль викидається за борт.

Вбудовані засоби діагностики контролера

Контролер може відстежувати стан компонентів системи, шляхом проведення безпосереднього контролю величини електричного струму або напруги на компоненті, відстежуючи статус позиційних перемикачів або резервних датчиків, якщо це передбачено комплектацією компонента.

Контролер може забезпечити проведення чотирьох видів перевірки для внутрішньої діагностики:

Діагностика при підключенні живлення (РВІТ)

Безперервний контроль (СВІТ)

Контроль кисню (ОВІТ)

Примусовий / експлуатаційний контроль (ІВІТ)

Контролер проводить діагностику мережевого живлення відразу ж після подання вхідного живлення (РВІТ). Крім того, він веде безперервний контроль стану всієї системи, аналогових сигналів, дискретних вхідних сигналів. Під час крейсерського польоту він перевіряє функціонування системи методом виміру вмісту кисню в агрегаті і передає інформацію про вміст кисню в газовій суміші яка поступає в паливні баки.

Персонал по обслуговуванню і ремонту також може провести контроль разом з іншими заходами для виявлення несправностей в роботі системи. Результати діагностики передаються ECU на літак по інтерфейсу ARINC 429.

ВІТЕ дисплей призначений для визначення наявних несправностей, несправностей тих, що виникли у польоті, для проведення наземних тестів, і інших функцій.

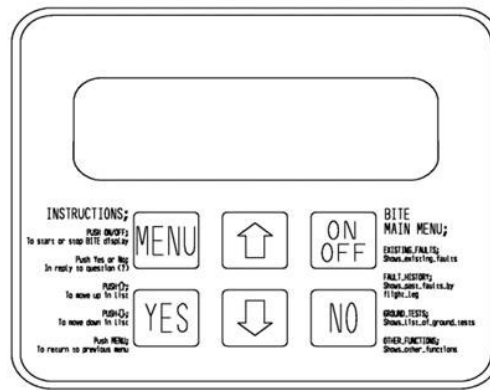


Рис. 2.14 BITE дисплей

Індикатор працездатності повинен показувати візуальний стан системи нейтрального газу.

Індикатор працездатності має три світлові індикатори, які показують стан системи.

Оперативною - зелений

Погіршення роботи - синій

INOP - бурштиновий

Зелене світло показує робочий стан системи, і не потребує обслуговування. Синій вказує що система справна, але працює не на повну потужність. Бурштиновий вказує не то що системі несправна. В цьому випадку необхідно в ручному режимі перевести замочний клапан в положення «закрито».

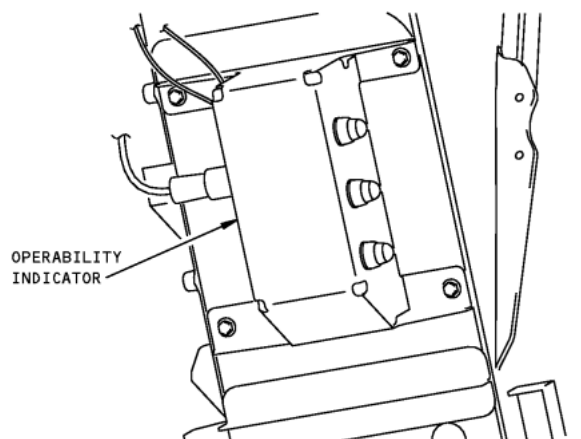


Рис. 2.15 індикатор працездатності

Клапан температури забезпечує резервний захист елементів модуля розділення повітря. На вході в модуль повинно бути встановлено температурне реле. Клапан контролюється електрично, і управляється пневматично. Клапан закритий, коли живлення літака вимкнене.

Розподільна система

Розподільна система призначена для розподілу нейтрального газу усередині паливного бака.

У розподільну систему входять;

- Дренажний клапан;
- Зворотні клапана;
- Вентиляційний клапан;
- Поплавковий клапан;
- Полум'ягасник.

Дренажний клапан розташований між компонентами системи розділення повітря і системою розподілу. Призначений для зливу рідини з трубопроводу. У нижній частині є зливний отвір.

Зворотний клапан запобігає вступу палива в модуль розділення повітря, при переповнюванні паливного бака. Один клапан розташований на вході в центральний бак, другий клапан розташований на виході з модуля розділення повітря.

Полум'ягасник встановлений на кінці вентиляційного патрубку, і захищає від займання горючої пари.

Будова системи

Будова системи OBIGGS виконана з урахуванням вимог безпеки системи. Функціональні характеристики системи і конструкція компонентів, що дозволяють системі виконувати ці функції, були розглянуті в ході проведення Аналізу безпеки системи (SSA). В результаті цього аналізу було встановлено, що усі, що мають відношення до системи ризики були належним чином розглянуті і приведені у відповідність з документами CS 25.981 і CS 25.1309.

Три умови, які ідентифікувалися як «катастрофічні» і одне, що

ідентифікується як «небезпечне», визначили остаточний варіант архітектури OBIGGS. До таких умов відносяться:

Вибух усередині системи OBIGGS - катастрофічна ситуація

Самозаймання палива/ пари палива - катастрофічна ситуація

Надмірний тиск/обмеження потоку газу, що подається в паливний бак, - катастрофічна ситуація

Збільшення вмісту кисню у вільному просторі бака в порівнянні з тим, яке б мало місце у разі невикористання системи нейтрального газу -- аварійна ситуація.

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ

Абревіатури:

$G_{взл}$	Злітна маса
$V_{кр.}$	Крейсерська швидкість
L	Дальність польоту без витрати АНЗ
$L_{нсн}$	Дальність планування
H_0	Висота початку крейсерського польоту
H_k	Кінцева висота крейсерського польоту
Д-436	Тип двигунів
n	Кількість двигунів
C_{p0}	Стартове значення питомої витрати пального
m	Ступінь двухконтурності двигуна
M	Число Маха
K_{max}	Максимальна якість
W	Розрахункова швидкість зустрічного вітру
ρ	Питома вага палива
$S_{кр.}$	Площа крила
L	Розмах крила
V	Кут поперечного V

Прийняті позначення для одиниць вимірювання (СІ):

Найменування	Осн.	Альт.
Метр	м	m
Сантиметр	см	cm
Міліметр	мм	mm
Ньютон	Н	N
Паскаль	Па	Pa
Джоуль	Дж	J
Кілограм	кг	kg
Секунда	с	s



СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ:

1. Авіаційні правила. *Міжнародний авіаційний комітет. Частина 25. 2009.* URL: <http://www.gostf.com/normadata/1/4293795/4293795750.pdf>
2. Домотенко Н.Т., Кравец А.С., Никитин Г.А., Пугачев А.И., Сивашенко Т.И. “Авиационные силовые установки. Системы и устройства.”, М: Транспорт, 1976. 312с
3. Сивашенко Т.І., Максютинський П.Ф. Проектування паливних систем літальних апаратів. Київ. 2015.
4. Захаров А. С., Сабельніков В. І. Авіаційне гідравлічне обладнання. Підручник / за ред. А.С. Захаров. Новосибірськ, 2006. с. 391
5. Промислова чистота. Державний стандарт союзу ССР. URL: <https://files.stroyinf.ru/Data2/1/4294835/4294835443.pdf>
6. Рибоков К. В., Дмитрів Ю. І., Поляков А. С. Авіаційні фільтри для палива, мастил, гідравлічних рідин та повітря. Навчальний посібник, Москва, 1982. С. 103
7. Лещинер Л. Б., Ул’янов І. Е., Тверський В. А. Проектування паливних систем літаків. Підручник / за ред. В. А. Степанова. 1991. С. 320
8. Дорошко В. П., Шевченко В. С. Висотність паливних систем літальних апаратів. URL: https://rep.bntu.by/bitstream/handle/data/38783/Vysotnost_toplivnyh_sistem_letatelnih_apparatorov.pdf?sequence=1&isAllowed=y
9. Чепурних І. В., Чепурних С. А. Системи бортового обладнання літаків і вертольотів. URL: https://knastu.ru/media/files/page_files/page_421/posobiya_2015/_Sistemy_bortovogo_oborudovaniya_samoletov_i_vertoletov._Toplivnaya_sistema_i_kabinnoye_oborudovaniye.pdf