

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

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

Бадах В. М.

“___” _____ 20__ р.

ДИПЛОМНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТРА

Тема: «Розробка та дослідження паливної системи середньомагістрального
транспортного літака з 2 ТРДД зі злітною масою 35-40 тонн»

Виконавець: студент(ка) 2-го курсу Коваленко Антон Ігорович

_____ (підпис)

Керівник: д.т.н., проф., Стадниченко В'ячеслав Миколайович

_____ (підпис)

Консультанти з розділів:

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

_____ (підпис)

Охорона навколишнього

середовища: д.т.н., професор, Фролов Валерій Федорович

_____ (підпис)

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

_____ (підпис)

Київ 2020

6. Календарний план

№ п/п	Етапи виконання роботи	Терміни виконання етапів	Відмітка про виконання (підпис)
1.	Початок роботи над роботою, визначення мети та завдань роботи	05.10.2020	
2.	Розподіл теми на основні частини	06.10.2020	
4.	Пошук необхідних даних та літератури по літакам прототипам	08.10.2020	
5.	Виконання аналізу паливної системи середньомагістрального літака	17.10.2020	
6.	Проведення розрахунку відцентрового насосу	02.11.2020	
7.	Виконання розділу охорони праці	16.11.2020	
8.	Виконання розділу охорони навколишнього середовища	18.11.2020	
9.	Підведення висновків	05.12.2020	
10.	Перевірка, внесення правок та підписання роботи	21.12.2020	

7. Консультанти з окремих розділів роботи:

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

Дата видачі завдання “___” _____ 2020р.

Керівник: _____ Стадниченко В. М.
(підпис)

Завдання прийняв(ла) до виконання: _____ Коваленко А. І.
(підпис)

Дата _____

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломного проекту «Паливна система середньо-магістрального літака з двома ТРДД» містить 94 сторінки, 34 рисунків, 8 таблиць, 10 використаних джерел.

ЛІТАК, ПАЛИВО, ПАЛИВНА СИСТЕМА, ПРОЕКТУВАННЯ, КОНСТРУКЦІЇ, СИСТЕМА ДРЕНАЖУ, ВІДЦЕНТРОВИЙ НАСОС.

- Об'єкт дослідження – паливна система літака.
- Предмет дослідження – характеристики паливної системи.
- Мета проекту - проектування паливної системи середньо-магістрального літака з двома ТРДД.
- Метод дослідження - детальний аналіз, моделювання, математичний розрахунок.

Після проведення аналізу існуючих паливних систем, визначення їх переваг та недоліків, обрано оптимальну схему для даного літака, також був підібраний підкачуючий насос . Було здійснено розрахунок паливної системи, тобто: кількість палива та об'єм паливних баків, визначено діаметри трубопроводів, подачу насоса та висотність паливної системи взагалі. Була представлена необхідна характеристика насоса, вказані оптимальні системи захисту паливних баків від пожежі, а також система нейтрального газу з мембраною розділення повітря.

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

Зміст:

Перелік скорочень.....	7
Вступ.....	8
1. Основна частина.....	10
1.1. Вимоги до паливних систем.....	10
1.2. Фактори, що впливають на роботу паливної системи.....	12
1.3. Магістралі подачі палива до двигунів.....	14
1.3.1. Методи подачі палива до двигунів.....	14
1.3.2. Схеми подачі палива до двигунів.....	16
1.4. Конструктивні елементи.....	20
1.4.1. Паливні баки.....	23
1.4.2. Трубопроводи.....	23
1.4.3. Фільтри.....	24
1.4.4. Паливні акумулятори.....	24
1.5. Технічні вимоги.....	25
1.6. Опис паливної системи, що проектується.....	27
1.7.1. Паливні баки.....	32
1.7.2. Система дренажу паливних баків.....	33
1.7.3. Система централізованої заправки.....	39
1.7.4. Система подачі палива до двигунів.....	45
1.8. Вихідні дані літака-прототипа.....	50
1.8.1. Визначення необхідної кількості палива.....	52
1.8.2. Розрахунок ємкості паливних баків.....	54
1.8.3. Схема дренажної системи, що використовується на літаку.....	56
1.8.4. Визначення тривалості живлення при вертикальному перевантаженні.....	57

1.9. Висновки до основної частини.....	58
2. Спеціальна частина.....	59
2.1. Підбір підкачуючого насоса та розрахунок діаметра трубопроводів забірної магістралі.....	65
2.2. Висотність паливної системи	70
2.3. Опис відцентрового насоса ЕВН 5-2-М.....	73
2.4. Висновки до спеціальної частини.....	75
3. Охорона праці.....	76
4. Охорона навколишнього середовища.....	87
5. Загальні висновки.....	92
6. Список використаних джерел.....	93
7. Додатки.....	94

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ:

ВНД - відцентровий насос двигуна

ЛА - літальний апарат

ДСУ- допоміжна силова установка

ЗК- зворотній клапан

ВВ- витратний відсік

АРП- автомат розподілу палива

СНГ- система нейтрального газу

ПС – паливна система

ЕВН - електровідцентровий насос

НП- насос підкачки

СН- струменевий насос

ПСН- паливострумні насоси

ВСТУП

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

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

Паливні системи сучасних літаків являють собою складний комплекс великої кількості пов'язаних між собою підсистем: подачі палива до двигунів, перекачування палива, управління порядком використання палива з баків, наддуву і дренажу паливних баків, заправки і зливу палива на землі та в процесі польоту, охолодження та контролю. Через велику кількість функціональних та конструктивних зв'язків у паливній системі при проектуванні є необхідним дослідження й порівняльний аналіз різних варіантів конструктивного виконання, і застосування оптимальних рішень, які забезпечують створення найбільш вигідної системи для певного літака.

Це робиться з метою одержання надійної, стійкої, високоефективної та максимально раціональної системи у відповідності до призначення заданого ПС.

Загальною метою розробки є проектування паливної системи, яка за своїми характеристиками надійності та живучості, пожежо- і вибухобезпеки, ремонтно- та контролепридатності, експлуатаційній технологічності задовольняла б сучасні нормативні, експлуатаційні та економічні вимоги.

Під час проектних робіт обґрунтовуються основні принципи виконання, проводиться розробка принципової і конструктивної схем паливної системи, що включає також порівняльний аналіз переваг та недоліків різних схем та різних конструктивних рішень стосовно даної системи, а також обґрунтування обраної схеми і її конструктивна реалізація, опис роботи й особливостей конструктивного виконання.

ОСНОВНА ЧАСТИНА

1.1. Вимоги до паливних систем

До паливних систем пред'являють такі основні вимоги:

1. Система повинна надавати надійну подачу пального до двигунів на всіх їх режимах роботи, а також на всіх режимах і висотах польоту ЛА і в діапазоні температур : від -60°C до 45°C .

2. Забезпечення автоматичної виробітки пального в заданій послідовності та при всіх можливих експлуатаційних варіантах заправки, також забезпечувати центрування ЛА та тримають його в допустимому діапазоні. Має бути наявна можливість ручного керування виробіткою пального при виході з ладу автоматичного керування виробіткою, при всіх можливих комбінаціях працюючих та непрацюючих двигунів.

3. Забезпечення безпеки, живучості та пожежної безпеки при польоті та стоянці. Для цього потрібне окреме вмикання та вимикання підкачуючих насосів, можливість перехресної подачі палива з будь-якого бака, до будь-якого двигуна, резервування роботи найбільш важливих агрегатів.

4. Внутрішній об'єм баків ЛА має забезпечувати розміщення необхідної кількості палива для польоту на задану максимальну дальність або тривалість і резервний запас (навігаційний запас) палива на 45 хв. Польоту при використанні усіх марок палива, які допущені для експлуатації для данного типу ЛА.

Для повітряних суден місцевих повітряних ліній розмір резервного залишку пального повинен містити не менше 15% від максимальної передбаченої заправки.

5. Закрита заправка баків паливом, якщо місткість баків складає більше 3 м^3 , з швидкістю подачі пального не менше 25 л/с через всі заправні точки, при тиску, не більше $0,45\text{ МПа}$.

При меншій місткості заправка здійснюється через заливні горловини. Під час заправки паливом, не повинно утворюватися небезпечних розрядів статичної електрики.

6. Забезпечення зливу пального при польоті для ЛА, що мають обмеження по посадковій масі та центріві. Середня витрата під час зливу до 10 м³.

7. Забезпечення повного зливу пального, з трубопроводів та агрегатів на землі на випадок ремонтних робіт та обслуговування ПС. Насоси в цьому випадку використовуються для прискорення зливу пального та зменшення кількості точок зливу. Залишок пального не повинен перевищувати 1% від загальної місткості баків.

8. При постачанні до двигунів пального з двох або декількох груп баків потрібно забезпечити рівномірну виробітку пального. Нерівномірність виробітки не повинна перевищувати 5%. На багатьох літаках встановлюють автомати вирівнювання, які надають можливість автоматичної підтримки рівномірної виробітки пального.

9. Обов'язковою є наявність надійного дренажу паливних баків для підтримки у них необхідного тиску, при усіх умовах і режимах польоту.

10. Забезпечення фільтрації палива з очищенням, що відповідає «РЛЕ».

11. Необхідна наявність захисту агрегатів паливної системи від корозії, обмерзання та мікроорганізмів, статичної електрики, перегріву, забезпечення міцності та віброміцності.

12. Паливна система повинна мати високу технологічність і водночас пристосованість до проведення робіт з обслуговування за максимально коротким часом з мінімальною кількістю виконавців.

1.2. Фактори, що впливають на роботу паливної системи

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

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

Безпека польоту ПС сильно залежить від надійності роботи силової установки. Тому пальне повинне забезпечувати в очікуваних умовах експлуатації якомога краще протікання процесів згорання, утворення суміші, і при цьому не викликати перегріву деталей двигуна, його забруднення та корозії.

Для того щоб задовольнити ці вимоги пальне, повинно мати гарні енергетичні характеристики, фізико-хімічні властивості та експлуатаційні якості. Енергетичні характеристики визначаються високою теплотою згорання.

Потрібні експлуатаційні якості передбачають малу гігроскопічність палива, пасивним по відношенню до конструкційних матеріалів. Воно не повинне бути отруйним, хімічно- та термічностабільним.

Швидкість випаровування пального відображає його властивість переходити у газоподібний стан. Вона в значній мірі впливає на легкість запуску двигунів. Випаровування палива оцінюється за фракційним складом і тиском насичених парів.

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

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

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

При цій температурі тиск називають тиском по Рейду.

Густина палива характеризується коефіцієнтом кінематичної густини:

$$\nu_{\text{T}} = \frac{\mu_{\text{T}}}{\rho_{\text{T}}} \left[\frac{\text{м}^2}{\text{с}} \right],$$

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

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

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

Густина палива впливає на роботу паливної системи і якість розпилу пального. Чим нижча густина, тим менші гідравлічні втрати і кращий розпил пального. Висока густина пального призводить до зменшення пропускної здатності фільтрів, підвищенням навантаженням у паливних насосах, погіршується якість згорання. Мала густина також несе негативний вплив, оскільки підвищується швидкість зношування насосів, для яких пальне є мастильним елементом. Тому густина пального стандартизується.

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

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

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

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

1.3. Магістралі подачі палива до двигунів

1.3.1. Методи подачі палива до двигунів

На вибір правильної схеми подачі палива до двигунів впливають такі основні фактори, як призначення та компоновка ЛА, режими польоту, тип і кількість двигунів, тип пального, заходи спрямовані на забезпечення висотності та безпеки польотів, умови експлуатації. Складність проектування паливної системи зумовлена необхідністю розміщення великої кількості пального в обмеженому об'ємі, дотримання умови збереження центрівки ЛА при виробітці пального, забезпечення безперебійної подачі пального в широкому діапазоні висот і швидкостей польоту, включення автоматичних пристроїв для забезпечення порядку випрацювання пального і контроль за роботою паливної системи.

Для того щоб графічно відобразити систему використовують креслення та їх спрощені варіанти у вигляді структурної, принципової та монтажної схем, що виконуються за ЄСКД (ДОСТ 2,701-68, 2,782-68, 2,784-70 та ін.).

На структурній схемі (блок-схемі) показують основні агрегати системи, їх призначення та взаємозв'язки

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

На монтажній схемі показують фактичне розміщення агрегатів. Схему виконують у масштабі в прямокутних або аксонометричних проекціях.

На кольорових схемах агрегати і гідроприводи пофарбовані в такий самий колір, як і на виконаних конструкціях: паливні – жовтий, масляні – коричневий, повітряні – чорний, пожежні - червоний, кисневі – блакитний колір.

Одним з важливих елементів схеми магістралей подачі пального до двигунів є вироблення палива з баків. Для забезпечення вироблення палива з баків застосовуються наступні способи: самопливом, витисканням, насосом підкачки.

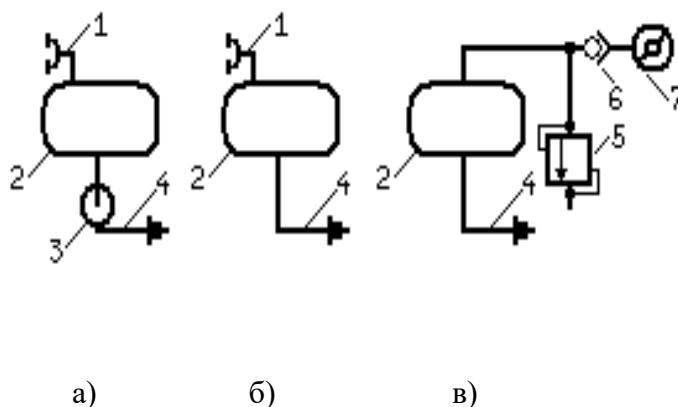


Рис. 1.1 Способи виробітки палива з баків:

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

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

Подача палива самопливом:

При подачі палива самопливом (рис. 1.1, б) пальне з баку потрапляє до двигуна за рахунок розрядження насоса двигуна та різності рівня. Паливний бак з'єднаний забірником дренажу з атмосферою.

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

Подача палива витисненням:

При виробітці пального з баків витисненням (Рис. 1.1,в), паливний бак знаходиться під тиском, який створюється джерелом тиску (стиснутим повітрям від компресора двигуна або нейтральними газами). Надпаливний простір баків ізолюваний від атмосфери. Перевагами такої схеми виробітки пального є: відсутність обмежень по висоті польоту, відсутність необхідності використання

паливних насосів. Проте цей спосіб має суттєві недоліки такі як: велика маса завантажених надлишковим тиском баків, мала живучість баків при пошкодженні.

Подача палива за допомогою насосів:

Найбільш розповсюдженим способом виробітки пального в сучасних ЛА - є виробітка пального з баків насосами підкачки (Рис. 2.1, а). В цьому випадку баки не навантажені великим надлишковим тиском. Насос легко контролюється, існує можливість застосування заданої автоматичної виробітки пального з баків. Підкачуючі насоси надають необхідний тиск на вході в двигун на всіх можливих режимах та висотах польоту ЛА. Недоліками даного способу є: суттєве підвищення маси паливної системи, зниження пожежної безпеки у випадку застосування електроприводних насосів, а також можливість відмови насосів через їх малу висотність.

1.3.2. Схеми подачі палива до двигунів

Автономна подача пального до двигунів (1.3) полягає в тому, що паливо до кожного з двигунів ЛА подається від своїх груп баків.

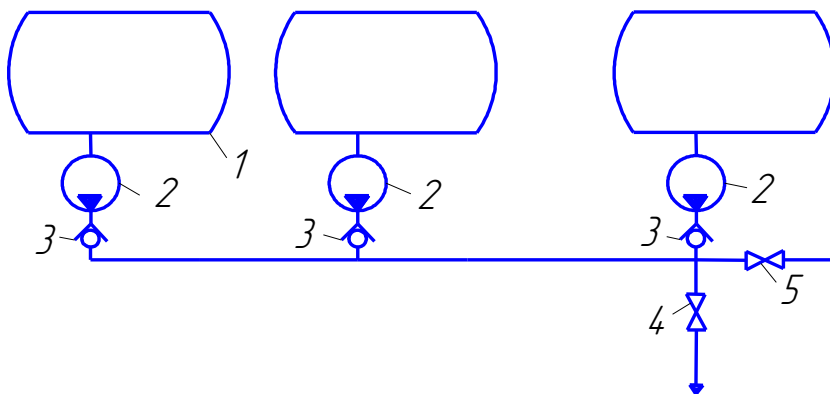


Рис. 1.2. Фрагмент схеми забірної магістралі з паралельно об'єднаними баками.

1 – баки; 2 – НПІ; 3 – зворотні клапани; 4 – пожежний кран; 5 – кран кільцювання.

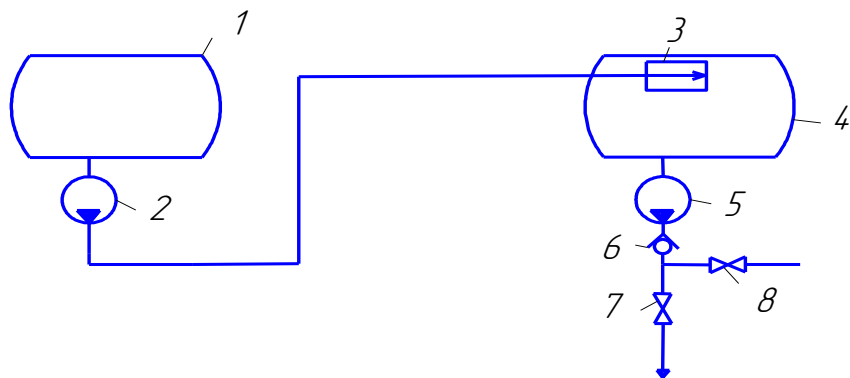


Рис. 1.3. Фрагмент схеми забірної магістралі з послідовно об'єднаними баками.

1 – додатковий бак; 2 – перекачуючий насос; 3 – клапан надмірного рівня (запобіжний); 4 – витратний бак; 5 – НПП; 6 – зворотний клапан; 7 – пожежний кран; 8 – кран перехресного живлення (кран кільцювання).

Централізована подача (Рис. 1.4) виконується таким чином, що пальне з одного витратного баку підкачується до декількох двигунів.

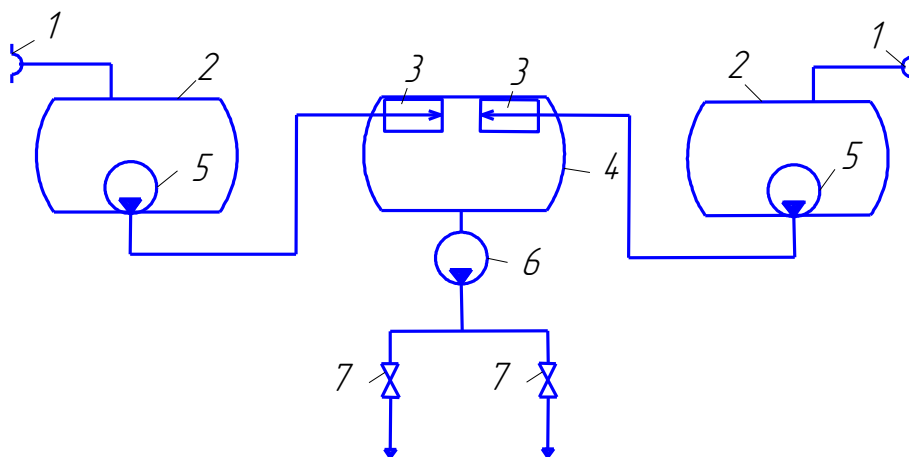


Рис. 1.4. Централізована подача палива до двигунів.

1 – забірник дренажу; 2 – додаткові баки; 3 – клапани граничного рівня; 4 – витратний бак; 5 – перекачуючі насоси; 6 – підкачуючий насос; 7 – пожежні крани.

Централізовано-автономна подача пального (Рис. 1.5) спроектована так, що наприклад, є дві автономні магістралі подачі (ліва і права), але кожна з них забезпечує живлення паливом двох двигунів.

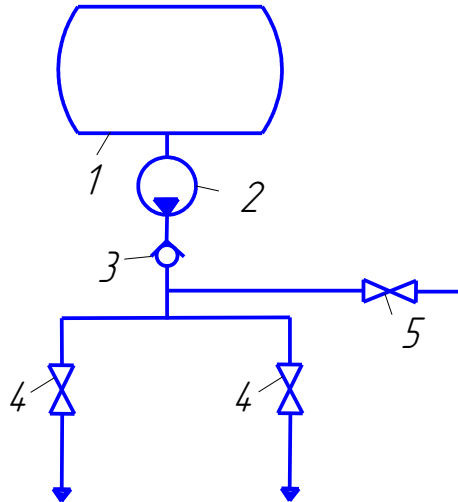


Рис. 1.5. Комбінувальна магістраль подачі палива до двигунів.

1 – витратний бак; 2 – підкачуючий насос; 3 – зворотній клапан; 4 – пожежні крани;
5 – кран кільцювання.

Дольова (Рис. 1.6) як правило використовується на ЛА з непарною кількістю двигунів, які зазвичай розташовуються в хвостовій частині фюзеляжу, коли подачу пального забезпечують НПІ двох забірних магістралей, ведучих свій початок від двох витратних баків.

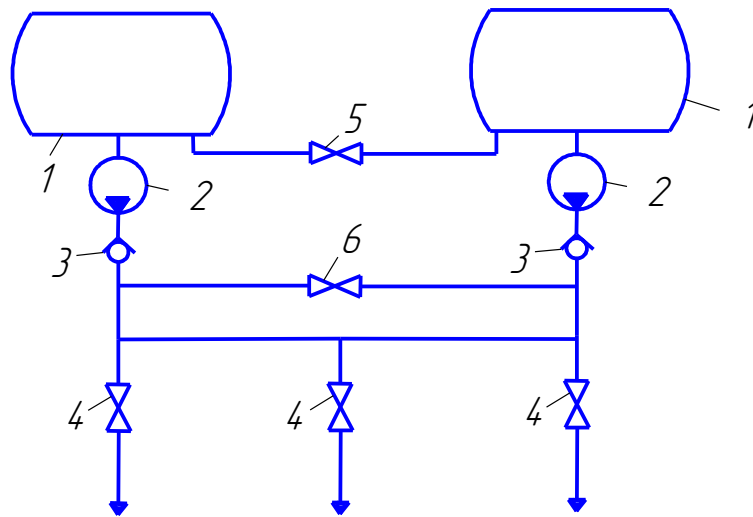


Рис. 1.6. Дольова подача палива до двигунів.

1 – баки; 2 – НП1; 3 – зворотні клапани; 4 – пожежні крани; 5 – кран об'єднання;
6 – кран перехресного живлення.

Централізовано-дольова подача (Рис. 1.7) застосовується на ПС з непарним числом двигунів при подачі палива до трьох двигунів з одного витратного баку. В цьому випадку навіть неоднакові подачі палива насосами НП1 у витратному баку не змінюють в ньому рівня палива.

Проте, якщо насоси перекачки в додаткових баках мають різні напірні характеристики або якщо при крені ПС відбувається оголення забірних фланців насосів перекачки, то випрацювання палива в додаткових баках буде різне. Для цього в системі перекачки встановлюють автомат вирівнювання, який забезпечує вирівнювання витрати палива із правих і лівих симетрично розташованих груп баків. В цьому випадку відбувається тимчасове відключення насосів перекачки того баку, де паливо менше.

Для підтримання заданого рівня палива у баку 1 при перекачці, в нього встановлюють поплавкові клапани рівня (“порціонер”).

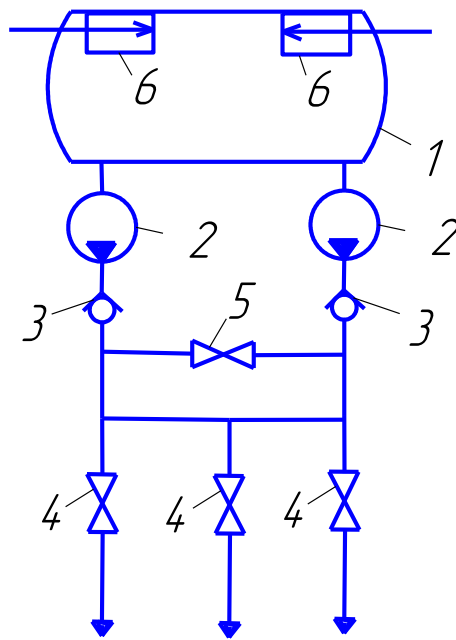


Рис. 1.7. Централізовано-дольова подача палива.

1 – витратний бак; 2 – НПП; 3 – зворотні клапани; 4 – пожежні крани; 5 – кран кільцювання;
6 – клапани граничного рівня палива.

1.4. Конструктивні елементи

1.4.1. Паливні баки

Баки призначені для розміщення в них необхідної кількості пального. Вони підрозділяються на основні і додаткові. Баки розміщують у фюзеляжі або в крилі. Маса пального на сучасному ПС доходить до 50% його злітної маси. У зв'язку з цим при виборі розмірів ПС доводиться враховувати де розміщувати паливо. Вироблення палива з баків, розташованих в кінцевих тонких частинах крила при еволюціях, небажана. Тому необхідно максимально використовувати кореневі перерізи крила. Розміщення в цих частинах крила двигунів і гондол шасі затрудняє розміщення баків з паливом. Залежно від матеріалів і конструкції баки діляться на м'які, жорсткі та кесонні.

М'які баки. Такі баки виготовляють з паливостійкої гуми з зовнішнім шаром з прогумованої тканини (корду), капронового полотна, замітника шкіри, плащ-

намету. Вони не мають силового набору або ж внутрішній набір не пов'язаний жорстко із стінками бака. Знаходячись в контейнері, вони сприймають невеликий внутрішній надлишковий тиск, але не допускають розрідження. Ці баки широко розповсюджені. Їх легко вмонтовувати при малих розмірах люків, також вони мають велику живучість.

При можливому ударі ПС об землю м'які баки не руйнуються та їм не страшні вібраційні напруження. М'які баки прості у виготовленні, їх маса менше, ніж у металічних такого ж об'єму. Недоліком м'яких баків є те, що при зниженні температури вони втрачають еластичність. Це затрудняє їх монтаж в умовах зимового клімату. Деяка кількість гуми внутрішнього шару може розчинятись у паливі, що є неприємною проблемою.

Жорсткі баки зазвичай виготовляють з листів алюмінієво-марганцевих сплавів. Металеві листи допускають глибоку викилотку, добре зварюються, еластичні і достатньо стійкі до корозії. Баки складаються з днищ, обичайок і внутрішнього набору у вигляді перегородок для забезпечення жорсткості баків і заспокоєння руху палива. В перегородках є отвори для сполучення порожнин бака між собою. Жорсткі баки кріплять до силових елементів ПС за допомогою стрічок і амортизуючих прокладок. Це зменшує дію вібрації і деформації його частин на баки. Велика маса жорстких баків, важкий монтаж і демонтаж їх на ПС і мала вібростійкість обмежують застосування таких баків на літаках.

Кесонні баки є різновидом жорстких. Для установки паливних резервуарів використовують простір і силову конструкцію крила. Такі баки мають хороші масові характеристики, не вимагають спеціальних монтажних і демонтажних робіт. Найвигідніше використання об'єму крила збільшує місткість паливних резервуарів.

Недоліком є їх підверженість термічним, аеродинамічним і вібраційним навантаженням. Для огляду баків є люки із знімними кришками.

Експлуатаційна місткість всіх баків ПС V_E в кубометрах:

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

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

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

ρ_p - густина палива (при температурі 45°C), кг/м³;

V_H - залишок палива, що не виробляється, м³;

V_B - втрати на випаровування Палива в атмосферу, м³.

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

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

Загальний об'єм баків:

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

де V_K - об'єм баків, зайнятий конструктивними елементами і агрегатами (датчики, лічильники кількості палива, насоси, клапани граничного рівня і зливу, внутрішній набір і інші пристрої, що знаходяться усередині бака). Орієнтовно можна вважати, що V_K складає 2-3% від загального об'єму;

V_C - вільний об'єм баків, необхідний для розширення палива при нагріві (не менше 2% від загального об'єму баків). Для наближених розрахунків можна прийняти що загальний об'єм баків $V_C = 1,05 V_E$.

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

1.4.2. Трубопроводи

Трубопроводи служать для з'єднання агрегатів даної магістралі і подачі рідини. Залежно від матеріалу вони можуть бути жорсткі і гнучкі. Трубопроводи піддаються деформаціям та вібраціям в результаті впливу на них частин ПС і двигуна, а також в результаті гідравлічних ударів і пульсацій тиску палива. Магістраль з жорстких трубопроводів повинна мати гнучкі ділянки для зниження вібраційної дії. Жорсткі трубопроводи виготовляють з дюралюмінію, алюмінієво-марганцевих сплавів, латуні і сталі.

Гнучкі трубопроводи застосовуються для з'єднання жорстких трубопроводів або на ділянках, де ускладнений монтаж. При монтажі труб слід уникати підвищень, в яких могло б накопичуватися повітря. Рекомендується виконувати згин труби так, щоб радіус згину (до осі труби) був не менше трьох її зовнішніх діаметрів. Для з'єднання жорстких труб між собою і приєднання їх до агрегатів застосовують з'єднання: дюритові, з розвальцьовуванням труб, фланцеві, муфтові і ніпельні. Гнучкі шланги з'єднують між собою за допомогою накінецьників.

1.4.3. Фільтри

Для забезпечення надійної роботи агрегатів двигуна паливо не повинно містити механічних домішок. Тому паливо, як у самій паливній системі літального апарату, так і поза її межами (перед заправкою) ретельно фільтрують. Фільтрацію проводять шляхом пропуску палива через пористий матеріал, що затримує механічні частини, розміри яких перевищують розміри порових щілин. Таким чином, розмір сторони щілини характеризує чистоту очищення.

Заправка баків очищеним паливом ще не забезпечує надійну роботу агрегатів паливної системи. В паливо можуть потрапити частинки м'яких баків, продукти корозії трубопроводів і агрегатів, шматочки гуми. Тому на ПС паливо знову фільтрують. Це пояснюється конструктивними особливостями паливо-регулюючої апаратури двигунів, що мають прецезійні пари із зазорами 5-10 мкм. 7-й клас

чистоти палива по ГОСТ 17216-71 передбачає в об'ємі рідини 100 см³ не більш: 2000 частинок забруднень розміром 6-10 мкм; 1000 частинок розміром 11-25 мкм; 100 частинок розміром 26-50 мкм; 12-51 частинок розміром 100 мкм; 4 частинок розміром 101 - 200 мкм і двох волокон.

Для забезпечення такої чистоти палива необхідні фільтри з тонкістю очищення 10-15 мкм.

Сітчасті фільтруючі елементи виконують у вигляді каркасів, що мають в перетині циліндричну або зіркоподібну форму, а також у вигляді тарільчатих перфорованих дисків. Паперові фільтруючі елементи виготовляють з паперу АФБ-1К, просоченого спиртним розчином бакелітового лака (марки А).

Для збільшення поверхні папір зібраний в складки, що підтримуються металевим каркасом. Фільтри виготовляються у відповідності з ГОСТ 14066-68 і 16515-70.

1.4.4. Паливні акумулятори

Паливні акумулятори забезпечують короткочасну подачу палива до НП2 при дії близьких до нуля і від'ємних перевантаженнях, при відливі палива від НП1 у разі еволюції ПС, а також відділення повітря з палива. Вони бувають з плаваючим поршнем і з мембраною (Рис. 1.14). Частіше зустрічаються останні як більш легкі (можуть бути виконаний у вигляді кулі). На вході палива в акумулятор розташований зворотній клапан.

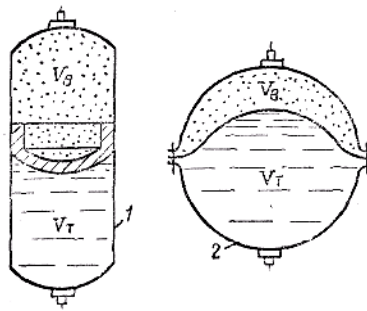


Рис. 1.14. Паливні акумулятори.

1 – поршневий; 2 – мембранний; V_B і V_T – об'єми повітряної і паливної камер.

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

1.5. Технічні вимоги

Основні вимоги до паливної системи містяться в Авіаційних Правилах (АП-25 або західний аналог JAR-25). В частині системи подачі палива до двигунів:

1. Кожна паливна система повинна бути сконструйована та виконана таким чином, щоб забезпечувалась подача палива з витратою та тиском, встановленими для нормальної роботи основного та допоміжного двигунів у всіх очікуваних умовах експлуатації, вимагаючи всі маневри, на які вимагає сертифікат та на протязі яких дозволена робота основних та допоміжних двигунів.
2. Кожна паливна система повинна бути виконана так, щоб повітря яке потрапляє в систему, не змогло привести до зриву горіння у газотурбінному двигуні.
3. Кожна паливна система літака з газотурбінними двигунами повинна бути здатна тривало працювати у всьому діапазоні витрат та тиску

палива, отримавши, максимально можливу, в очікуваних умовах експлуатації, кількість розчинної та вільної води і охолодженою до найбільш критичної температури замерзання, яка можуть зустрітися в експлуатації.

4. Кожна паливна система повинна задовольняти вимозі подачі палива до кожного двигуна по системі, незалежно від будь якої ділянки системи, забезпечуючи подачу палива до другого двигуна.

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

6. Паливо повинно подаватись під тиском в кожний двигун та з температурою в межах, вказаних в сертифікаті типу двигуна.

7. Кожний основний паливний насос повинен забезпечувати кожний режим та просторове положення літака, а відповідний аварійний насос повинен бути в змозі замінити основний насос.

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

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

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

1.6. Опис паливної системи, що проектується

Паливна система призначена для розміщення палива на літаку і подачі його до двигунів і допоміжної силової установки при всіх можливих умовах експлуатації літака. Паливна система включає:

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

Паливо на літаку розміщується в одному центропланному баці-кесоні і двох крилових баках-кесонах. Крилові баки розташовані в консольній частині крила (КЧК). Кожний криловий бак розділений на три відсіки: кореневий, передвитратний і витратний.

Системи подачі палива до двигунів - роздільні: у лівий двигун подається з лівого крилового бака, у правий - з правого. Центропланний бак є загальним для обох двигунів - паливо з нього виробляється в першу чергу. Магістраль кільцювання дозволяє здійснити подачу палива до двигуна одного напівкрила з бака іншого, живлення обох двигунів з одного бака і живлення одного двигуна з двох баків при відкритому крані кільцювання. Подача палива до двигуна здійснюється з витратного відсіку свого бака двома електричними відцентровими насосами.

Вироблення палива з центропланного бака здійснюється тільки перекачуванням струменевими насосами в кореневі відсіки крилових баків. Перекачування палива з корневих відсіків в передвитратні, а з них - у витратні також здійснюється струменевими насосами, встановленими в цих відсіках.

Подача палива до двигунів самопливом - тільки з крилових баків за рахунок розрідження, створюваного паливними насосами двигунів.

При відмові двигуна і крана кільцювання у польоті можливе перекачування палива електроприводними насосами з одного крилового бака в іншій через кран

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

Подача палива до ДСУ здійснюється електроприводним насосом постійного струму, встановленому в правому криловому баці, а при працюючих основних електроприводних насосах - з лівого крилового бака. При відкритому крані кільцювання подача палива до ДСУ може здійснюватися також з правого крилового бака.

Заправка баків паливом - централізована, через бортовий штуцер заправки, встановлений в правому обтічнику шасі.

Необхідний рівень заправки баків забезпечується автоматичним (по сигналах СУИТ-148) або ручним закриттям перекривних кранів заправки. Час повної заправки баків не перевищує 15 хв.

Система централізованої заправки має світлову і звукову сигналізацію небезпечного підвищення тиску в баках і звукову сигналізацію небезпечного підвищення тиску в трубопроводі заправки.

При необхідності заправка літака паливом може відбуватися через заливну горловину, розташовану у верхніх панелях крила кожного бака.

Дані про кількість палива (при $\rho=0,775 \text{ г/см}^3$), що заправляється і виробляється, приведені в табл. 1.1.

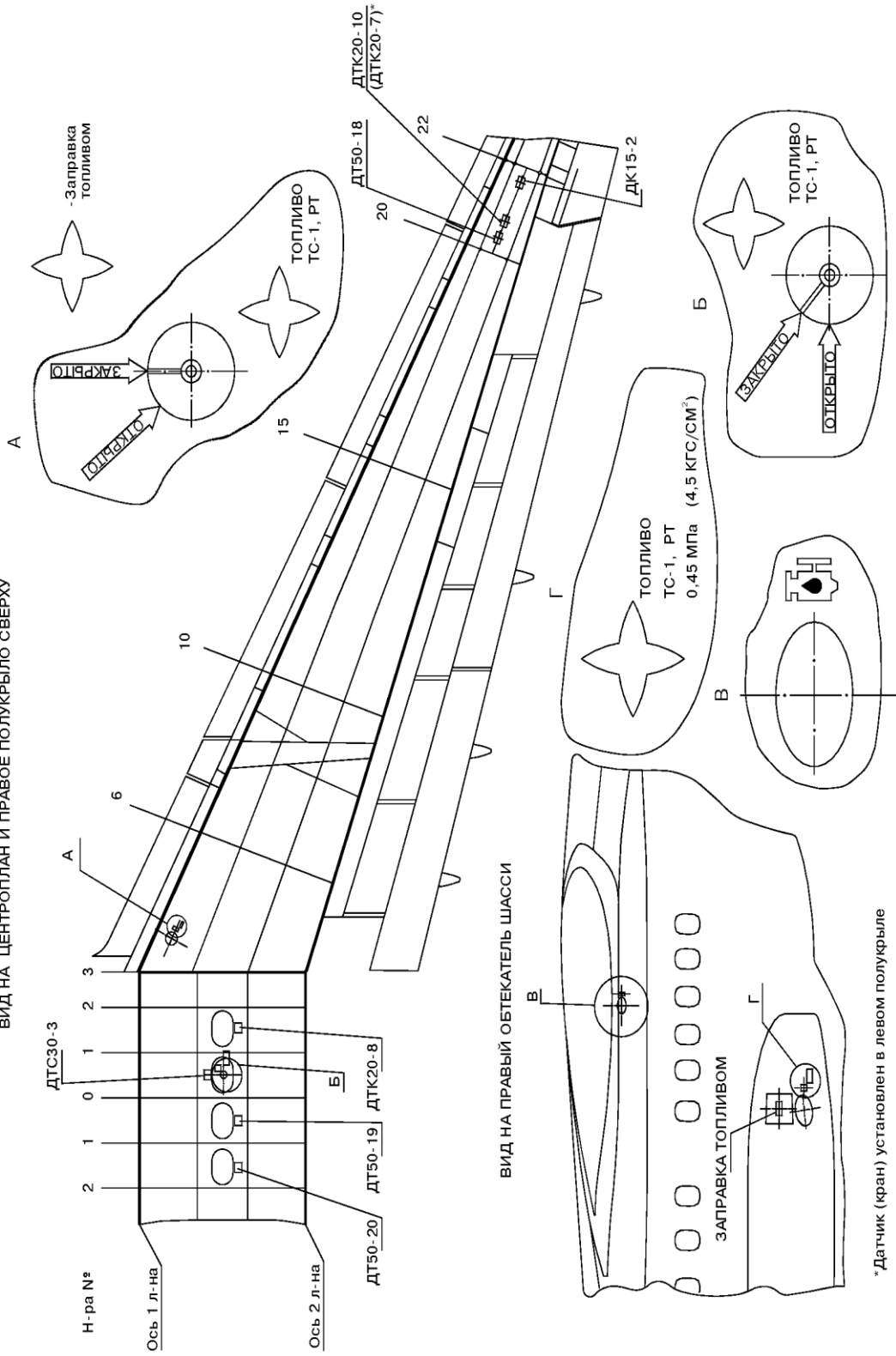
Таблиця 1.1.

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

Для заправки літака застосовуються палива:

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

ВИД НА ЦЕНТРОПЛАН И ПРАВОЕ ПОЛУКРЫЛО СВЕРХУ



ВИД НА ПРАВЫЙ ОБТЕКАТЕЛЬ ШАССИ

Рис.1.15. Розташування точок обслуговування паливної системи

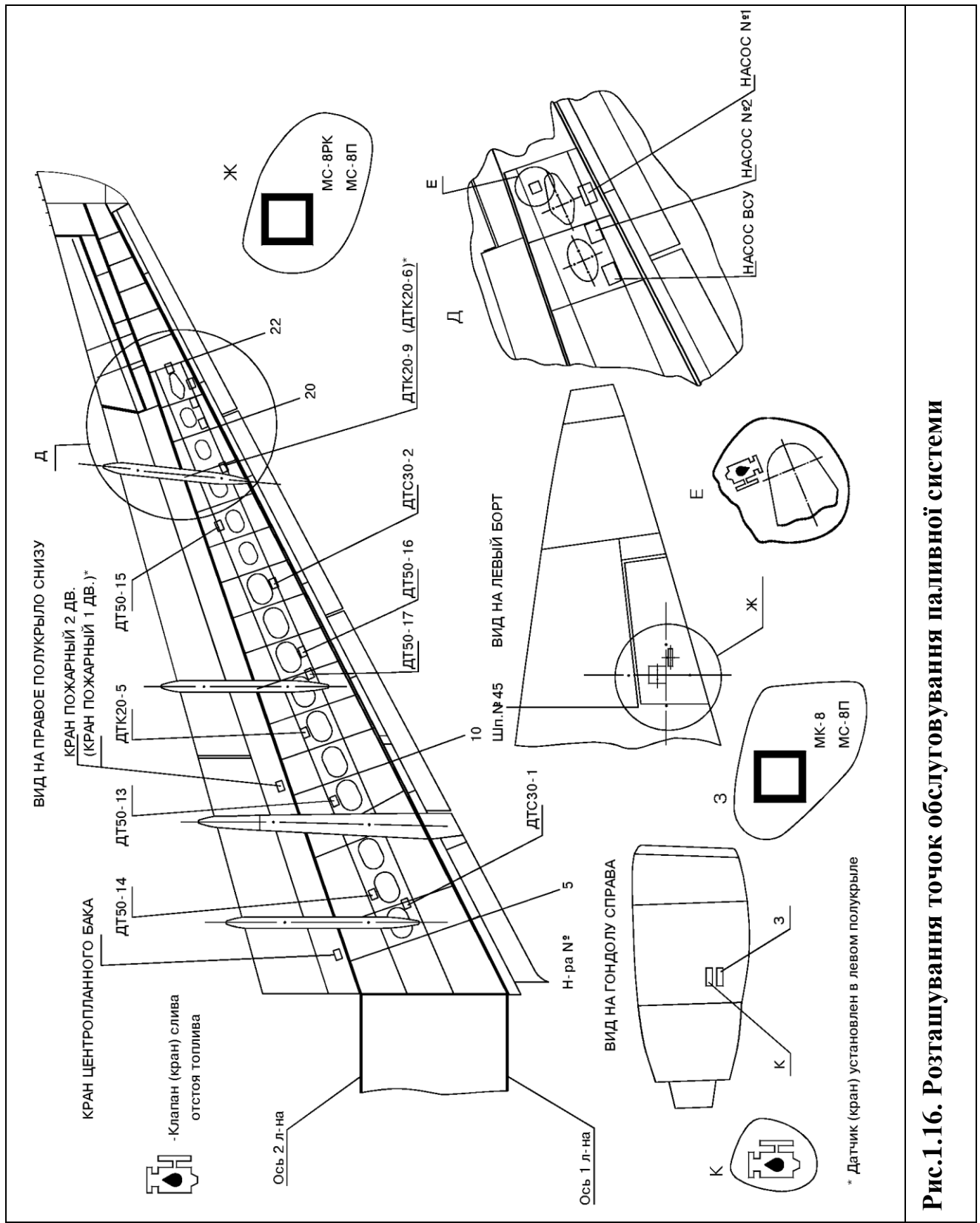


Рис.1.16. Розташування точок обслуговування паливної системи

1.7.1. Паливні баки

Паливні баки призначені для розміщення палива на літаку. Паливні баки-кесони є герметичними відсіками в конструкції крила, утворені стінками переднього і заднього лонжеронів, нервюрами і обшивкою крила.

Нервюри № 3 і 22 - герметичні.

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

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

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

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

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

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

Для перетікання палива з корневих відсіків крилових баків в передвитратні і з передвитратних у витратні в нижніх частинах нервюр № 12 і 20 встановлені міжбакові зворотні клапани. Кожний клапан кріпиться до нервюр двома болтами. На нижній поверхні крилових баків, в їх нижніх частинах, встановлені клапани зливу конденсату. В центропланному баці встановлено два крани зливу конденсату.

1.7.2. Система дренажу паливних баків

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

Система дренажу паливних баків забезпечує:

- підтримку у баках тиску близького до атмосферного з метою запобігання їх руйнуванню на усіх етапах експлуатації, включаючи заправку та злив палива;
- пожежну безпеку паливної системи шляхом виведення парів палива за борт літака.

В конструкції системи враховується, що на основних етапах польоту (набор висоти, крейсерський політ, рух по аеродрому) найбільш «високими» точками є області відсіків біля передніх лонжеронів. Саме в ці області виводяться вихідні патрубки системи основного дренажу. Проте на деяких етапах польоту (гальмування, аварійне зниження) паливо рухається до переднього лонжерона та перекриває вихідні патрубки основного дренажу. В цьому випадку на ряду літаків використовується система допоміжного дренажу, вихідні патрубки якого розташовані в області заднього лонжерону крила.

В загальному вигляді система дренажу включає:

- повітряні забірники, зазвичай розташовані, на нижній панелі крила в дренажних баках;
- дренажні баки;
- систему трубопроводів, по якій повітря подається у всі паливні баки системи;
- запобіжні клапани, що запобігають збільшення тиску в баках вище заданого;
- вакуумні клапани, що забезпечують доступ баків з атмосферою у випадку забиття забірних патрубків;
- пристрої, що запобігають потраплянню полум'я у систему дренажу при аварійних ситуаціях.

Системи дренажу бувають:

- відкритого типу;
- закритого типу;
- комбінованого типу.

Система дренажу відкритого типу

Відкрита система дренажу паливних баків виконана таким чином, що баки з'єднані з атмосферою через зовнішні патрубки дренажних трубопроводів. В деяких випадках останні знаходяться в області підвищеного тиску або їх установлюють проти потоку повітря. Також пристрій забезпечує надув баку та створює в его над паливному просторі тиск більший атмосферного.

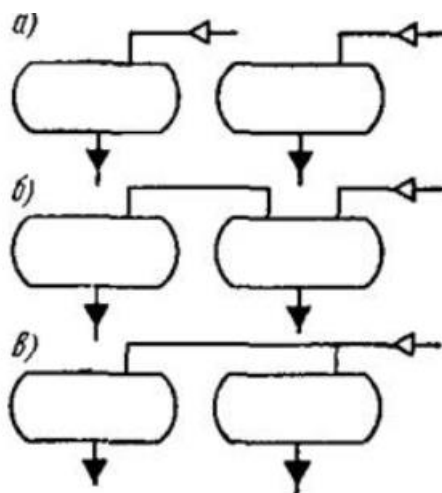


Рис. 1.17. Дренаж паливних баків: а) індивідуальний, б) колекторний з послідовним з'єднанням та в) колекторний з паралельним з'єднанням.

На літальних апаратах з більшим числом паливних баків дренаж здійснюють шляхом індивідуального або колекторного з'єднання баків з атмосферою. При індивідуальному з'єднанні баків з атмосферою вага магістралей системи дренажу менше, але тиск над паливом у баках може бути різний. У випадку колекторного з'єднання баків з атмосферою вага магістралей трохи більше, ніж при індивідуальному, але тиск в баках більш рівномірний.

Для забезпечення дренажу повністю заправленого паливного баку та запобіганню викиду палива дренажний трубопровід підключають до баку у верхній точці. Зовнішній патрубок цього трубопроводу, зазвичай, розташовують у верхній частині літального апарата, щоб на землі у паливну систему разом з повітрям не потрапляв пил.

Для запобігання викиду палива через дренажні трубопроводи при еволюціях літального апарата застосовують петле подібні ділянок трубопроводу. проте у нижніх частинах цих ділянок накопичується паливо.

Для збору палива іноді встановлюють дренажні бачки або відсіки баків, при переповненні яких паливо автоматично перекачуються у баки.

На деяких типах літальних апаратах при наявності поперечного V крила для більшої надійному дренажу трубопроводи дублюють. Один (основний) трубопровід дренажу приєднують до більш високої точці баку, другий (допоміжний) до другої частини баку та трохи нижче. Якщо при еволюціях літального апарату, більш висока точка, повністю заповненого баку опуститься вниз і дренаж через основний трубопровід буде неефективний, то в цьому випадку допоміжний трубопровід забезпечить дренаж. Наявність зворотного клапану на допоміжному дренажному петле подібному трубопроводі запобігає викид палива при повністю заповненому баку.

Мінімальний тиск в системі дренажу паливних баків забезпечується у необхідних випадках шляхом установки вакуумно-запобіжних клапанів, котрі при необхідному розрідженні ($0,02—0,05 \text{ кг/см}^2$) відкривають доступ повітря до системи. Ці клапани розташовуються у середині крила.

При замерзанні зовнішнього патрубку, відкриваються клапани та за допомогою цього забезпечується дренаж.

Швидкісний напір потоку повітря залежить від масової щільності повітря $\rho_{\text{п}}$ та швидкості польоту V :

$$q = \frac{\rho V^2}{2} .$$

На малих висотах, навіть при дозвукової швидкості польоту величини швидкісного напору досягає $50—60 \text{ кн/м}^2$, що може бути надмірним.

Для обмеження величини швидкісного напору в системі дренажу установлюють запобіжні клапани або змінюють ступінь використання швидкісного напору.

Величина швидкісного напору повітря, що використовується для збільшення тиску у над паливному в баку,

$$p_{\varphi} = k_{\varphi} q$$

де k_{φ} – коефіцієнт використання швидкісного напору, що залежить від кута скоса φ кінця зовнішнього патрубку дренажного трубопроводу:

$$k_{\varphi} \approx \cos 1.5(90^{\circ} - \varphi^{\circ}).$$

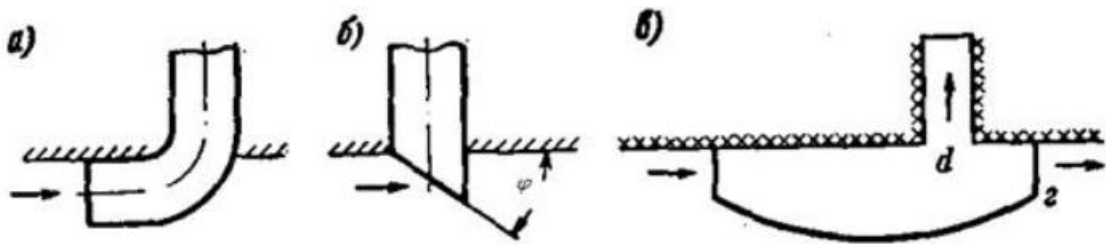


Рис. 1.18. Зовнішні патрубки дренажних трубопроводів: а) та б) – для дозвукових літальних апаратів, в) – для надзвукових

Тиск повітря після зовнішнього патрубка при $M > 1$ буде дорівнювати:

$$p_B = p_H + p_{\varphi} = p_H + k_{\varphi} q.$$

Система дренажу закритого та комбінованого типу

Закрита система дренажу паливних баків виконана шляхом надуву їх повітрям або газом. Над паливний простір бака не з'єднаний з атмосферою. Збитковому тиску може бути створено подачею повітря від компресора двигуна, повітря або нейтральних газів із бортових балонів або від спеціальної системи.

Хоч закриті системи дренажу дають можливість підтримувати у над паливному просторі баках необхідний тиск, складність роботи цих систем, велика вага агрегатів, мала автономність (при бортових джерелах тиску у виде балонів) є недоліком, в силу чого такі системи не розповсюдженні на літальних апаратах громадянської авіації, летючих на висоті до 13000 м. Для забезпечення дренажу паливних баків на більших висотах, де щільність атмосферного повітря мала, можливо, краще застосовувати такі системи.

Комбінована система дренажу відрізняється від відкритою тим, що збитковий тиск в баку може бути отриманий шляхом надува баків повітрям, що відбирається від компресору двигуна. Набір запобіжних та зворотніх клапанів забезпечує автоматичне перемикання роботи системи на те джерело надуву, котре створює необхідний тиск.

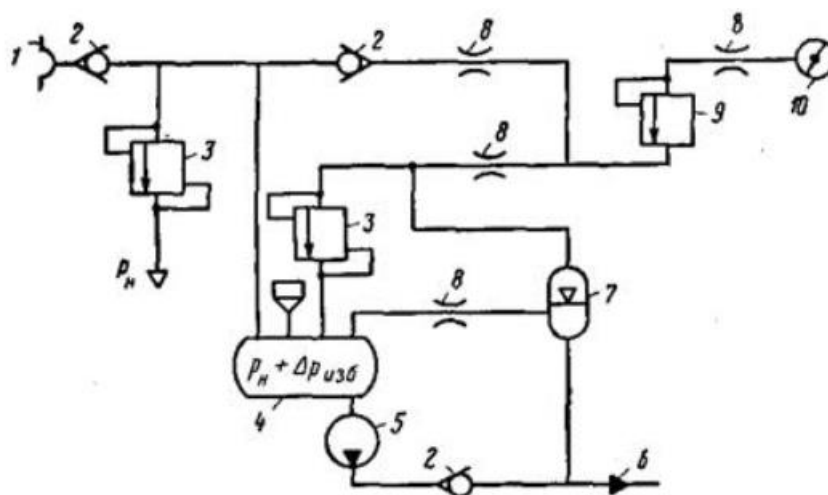


Рис.1.19. Надув паливного акумулятора та комбінована система дренажу: 1 – забірник повітря із атмосфери; 2 – зворотній клапан; 3 – запобіжні клапани надуву бака та паливного акумулятора; 4 – бак; 5 – ПНЛ; 6 – трубопровід подачі палива до двигуна; 7 – паливний акумулятор; 8 – дросель; 9 – редукційний клапан; 10 – забірник зжатого повітря від двигуна.

Запобіжні клапани бувають двох типів:

- постійного перепаду тиску на всіх висотах;
- постійного тиску на висотах польоту близько розрахункової.

Для охолодження повітря, що поступає від компресора, іноді встановлюється повітряно-повітряні радіатори.

Функціональна схема дренажу паливних баків приведена на НАУ 20 30 50 004 ПС.

На літаку виконано дві симетричні системи дренажу.

Система включає:

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

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

В центропланному баці трубопроводи встановлені так, що при крені літака закритті паливом одного з трубопроводів, повітря поступатиме в бак через інший трубопровід. Оскільки ліва і права частини системи дренажу симетричні, розглянемо праву частину системи дренажу.

Патрубок дренажу жорстко закріплений на нижній поверхні носка крила в районі крилових нервюр № 10 і 11. Від патрубка трубопровід введений всередину кесона і прокладений уздовж переднього лонжерона.

В районі нервюри № 6 в дренажному трубопроводі встановлений трійник. Від трійника один трубопровід прокладений в бак центроплана.

В баці центроплана трубопровід, що йде від патрубка, змонтований у вигляді петлі в горизонтальній площині поряд з правою нервюрою № 3. Інший трубопровід від трійника прокладений уздовж нервюри № 6 і виведений за задній лонжерон. На цьому трубопроводі встановлений запобіжний клапан, що конструктивно складається з вакуумного клапана і клапана надмірного тиску.

Для виключення пошкодження бака при закупорці патрубк дренажу (або наявності в ньому заглишки) система дренажу через запобіжний клапан (вакуумний клапан і клапан надмірного тиску) сполучається з атмосферою. Вакуумний клапан спрацьовує досягнувши величини розрідження в баці $\Delta P=0,05$ кгс/см², захищаючи бак від зминання. Клапан надмірного тиску розрахований на спрацьовування при підвищенні тиску в баці над атмосферним на $\Delta P=0,12$ кгс/см².

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

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

Також система дренажу з'єднається з системою нейтрального газу, для попередження потрапляння швидкісного напору у непрацюючу систему НГ є зворотній клапан. При початку роботи системи НГ перекирваний кран перекирвує потік від забірника до трубопроводів і від системи НГ повітря з високим вмістом азоту потрапляє до паливних баків

1.7.3. Система централізованої заправки

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

Функціональна схема централізованої заправки паливом приведена на
НАУ 20 30 50 003 ПС.

Система включає:

- штуцер централізованої заправки для під'єднання заправного шланга і прийому палива під тиском (кран в штуцері виключає витікання палива з нього після від'єднання заправного шланга);

- трубопроводи заправки;

- перекиривний електрокерований кран зливу для повідомлення магістралі централізованої заправки з системою вироблення палива;

- три перекиривних електрокеріваних крани заправки для перекиривання заправних трубопроводів, що підводять паливо в баки;

- три гідрокерованих клапани для перекиривання заправних трубопроводів, що підводять паливо в баки, при відмові електрокеріваних кранів заправки;

- три клапани поплавків для управління гідрокерованими клапанами ;

- вакуумний клапан для підведення повітря в магістральний трубопровід заправки при відкачуванні з нього палива після закінчення заправки;

- сигналізатор тиску (СДГ-0,1) на закриття всіх кранів заправки, на включення звукової і світлової сигналізації при підвищенні тиску в паливних баках вище 0,1 кгс/см²;

- сигналізатор тиску (СДГ-5А) для світлової сигналізації при підвищенні тиску палива в магістральному трубопроводі заправки вище 5 кгс/см²;

- пульт контролю і управління заправкою (ПКУЗ 18-1) у складі СУИТ-148.

Штуцер централізованої заправки паливом встановлений в правому обтічнику шасі між шпангоутами № 23 і 24.

До початкової ділянки трубопроводу, прокладеного від штуцера ЦЗ до заднього лонжерона центроплану, приєднаний сигналізатор тиску. Сигналізатор встановлений на кронштейні, приклепаному до обшивки фюзеляжу і стрингеру № 13а. З трубопроводом сигналізатор тиску сполучений трубопроводом малого діаметра.

Трубопровід за стрингером № 15 введений у фюзеляж і прокладений в пасажирській кабіні уздовж шпангоута № 24 вгору. Між стрингерами № 30 і 31 трубопровід виведено з фюзеляжу під зализ центроплану з фюзеляжем і підведено

до заднього лонжерона центроплану в районі правої нервюри № 1. Кріплення трубопроводів до кронштейнів, приклепаних до стрингерів фюзеляжу, - за допомогою хомутів з гумовими обкладаннями.

Перед заднім лонжероном центроплану цей трубопровід приєднаний до трубопроводу, який сполучає між собою входні фланці електрокерованих кранів заправки центропланного і крилових баків, а також крана зливу. Крани встановлені на стінці заднього лонжерона між нервюрами № 1 і 2, справа.

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

В крилових баках трубопроводи прокладені уздовж нервюри № 4, а в баці центроплана - біля нервюри № 1. Усередині баків трубопроводи кріпляться до кронштейнів нервюр за допомогою хомутів без гумових накладок. Для заправки передвитратних і витратних відсіків крилових баків в стінках герметичних нервюр № 12 і 20 встановлені зворотні клапани 9 і 10, пропускаючі паливо з кореневого у вказані відсіки.

Для можливості відкачування палива з магістрального трубопроводу після закінчення заправки перед краном заправки правого крильового бака до трубопроводу заправки приєднаний вакуумний клапан. Він встановлений в правому крильовому баці під верхньою панеллю крила на нервюрі № 4 і приєднаний до трубопроводу заправки трубопроводом малого діаметра. Цей вакуумний клапан відкривається при пониженні тиску в магістральному трубопроводі на $0,05_{-0,01}$ кгс/см² нижче атмосферного. На стінці заднього лонжерона в районі нервюри № 1 встановлений сигналізатор тиску.

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

Для проведення централізованої заправки літака паливом в ручному і автоматичному режимах до бортового заправного штуцера під'єднується джерело палива з робочим тиском до $4,5 \text{ кг/см}^2$ і включається джерело електроживлення. Включається ПКУЗ, перемикачі всіх перекривних кранів заправки встановлюються в положення «ОТКР» (повинні зажеврити зелені світлосигналізатори їх відкритого положення)

і на набірному полі ПКУЗ вводиться інформація про паливо, що заправляється (температура T_T палива, що заправляється, $^{\circ}\text{C}$, температура початку кристалізації $T_{\text{КР}}$ палива, що заправляється $^{\circ}\text{C}$, густина палива ρ , кг/м^3).

Автоматичний режим заправки:

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

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

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

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

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

При виклику параметрів « T_T °C» або « T_{KP} °C» після виклику, коректування і введення одного параметра необхідно викликати, і підтвердити кнопкою «←» і другий параметр, і лише після цього світлосигналізатор « T_T/T_{KP} » переходить в режим постійного свічення.

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

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

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

Після закриття перекиривного крана центропланного бака автоматично відкриваються перекиривні крани крилових баків, в які дозаправляється необхідна кількість палива. Закриття перекиривних кранів крилових баків також відбувається автоматично по сигналу паливо міра після збігу кількості палива в баках літака з кількістю, введеною на задатчику.

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

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

При необхідності автоматичну заправку можна припинити ручним закриттям відповідних перекиривних кранів заправки, встановивши їх перемикачі в положення «ЗАКР».

Ручна заправка:

При ручному режимі заправки паливо поступатиме в ті баки, де відкриті перекиривні крани. В цьому режимі заправки для неповної заправки баків перекиривні крани заправки необхідно закривати уручну. Щоб уникнути переповнювання баків, досягнувши рівня палива в будь-якому баці відповідного сигналізатора рівня заправки, по його сигналу перекиривний кран цього бака закривається автоматично. В ручному режимі заправки в центропланний бак необхідно заправляти не менше 500 кг палива.

В автоматичному і ручному режимах заправки, якщо будь-який з кранів не закритися автоматично, то з підвищенням рівня палива в баці закривається клапан поплавок і припиняється злив палива через нього, тиск в гідрокерованому клапані за поршнем і перед поршнем вирівнюється і клапан під дією пружини закривається, тобто надходження палива в бак припиняється.

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

Досягши тиску палива в магістралі заправки 5 кг/см^2 за сигналом сигналізатора тиску СДГ-5А на пульті заправки спалахує жовте табло «СНИЗЬ ДАВЛЕНИЕ». Досягши тиску в баках понад $0,1 \text{ кг/см}^2$ за сигналом сигналізатора тиску СДГ-0,1С спалахує світлосигналізатор «ПРЕКРАТИ ЗАПРАВКУ», автоматично закриваються всі перекивні крани і включається звукова сигналізація.

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

1.7.4. Система подачі палива до двигунів

Система подачі палива до двигунів (система вироблення палива) призначена для безперебійної подачі палива до двигунів і ВСУ в усіх можливих умовах експлуатації літака.

В систему подачі палива до двигунів входять:

- електроприводні відцентрові насоси;
- сигналізатори тиску;
- перекачуючі струменеві насоси;
- електроприводні перекивні крани;

- зворотні клапани, встановлені в паливних трубопроводах і в межвідсікових стінках (нерв'юрах);
- трубопроводи;
- штуцера консервації двигунів і ВСУ;
- органи управління і контролю.

Функціональна схема системи подачі палива до двигунів приведена на креслені, монтажна схема на рис. 1.20.

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

Порядок вироблення палива з працюючими електроприводними насосами: центропланний, крильові баки, а в крильових баках - кореневий, передвитратний, витратний відсіки. З витратного відсіку паливо подається безпосередньо до двигуна. Перекачування палива з бака центроплана в кореневі відсіки крильових баків здійснюється струменевими насосами 9, встановленими в кореневих відсіках в районі нерв'юри № 3. Для забору палива з бака центроплана через гермонерв'юри № 3 прокладені трубопроводи.

На трубопроводах за струменевими насосами встановлені зворотні клапани, що запобігають перетіканню палива з крильових баків в бак центроплана.

Активне паливо до струменевих насосів бака центроплана поступає через електрокеровані крани 19 (771700МА) при працюючих електроприводних насосах крилових баків. Електрокеровані крани 19 встановлені на стінці заднього лонжерона між нерв'юрами № 5 і 6. Паливо з кореневого відсіку в передвитратний подається за допомогою струменевого насоса встановленого в передвитратному відсіку в районі гермонерв'юри № 12. Активне паливо до струменевого насоса постійно поступає від відцентрових насосів. Для забору палива з передвитратного відсіку в цьому відсіку в районі нерв'юри № 20 також встановлений струменевий насос.

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

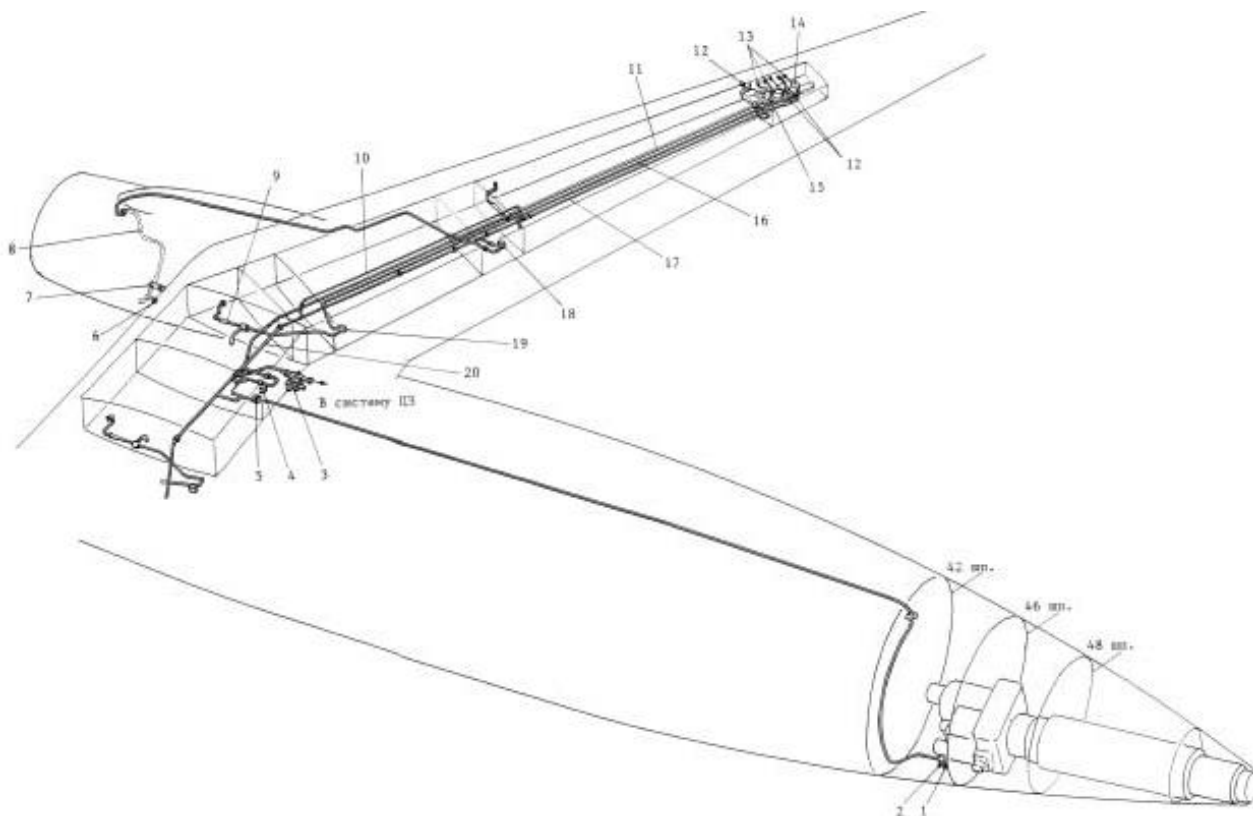


Рис. 1.20. Монтажна схема системи подачі палива до двигунів

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

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

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

Для видалення з трубопроводу кільцювання 20 повітряних пробок його верхні ділянки в районі нервюр № 4 трубопроводами 10 діаметром 6 мм сполучено з передвитратними відсіками крильових баків.

В трубопроводах 10 встановлені зворотні клапани, перешкоджаючи підсосу повітря з трубки при подачі палива до двигунів самопливом.

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

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

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

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

Подача палива до ДСУ може здійснюватися двома способами:

- від насоса 15 (ЭЦН75БМ) ВСУ;
- з магістралі кільцювання системи подачі палива до двигунів.

Насос ЭЦН75БМ - постійного струму, встановлений у витратному відсіку правого крильового бака між нервюрами № 21 і 22. Електроживлення насоса від

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

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

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

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

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

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

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

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

Пожежні крани маршових двигунів відкриваються і закриваються перемикачами, встановленими на верхньому пульті, контроль положення кранів здійснюється за світлосигналізаторами, встановленими поряд з перемикачами. Управління пожежним краном ДСУ і насосом ДСУ здійснюється з щитка запуску ДСУ, також розташованого на верхньому пульті.

Кнопки-табло на ПКУ є перемикачами-сигналізаторами. Відповідне світлове поле кнопки-табло спалахує тільки при відключенні або відмові насоса (відкритому

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

1.8. Вихідні дані літака

Вихідні данні про літак та двигуни, які будуть використані при проектуванні паливної системи.

Таблиця 1.2.

Основні данні літака та двигунів

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

1.8.1. Визначення необхідної кількості палива

Відносний запас палива на політ:

$$\overline{m}_n = \frac{m_n}{G_{\text{взл}}}$$

Для літаків з вираженою крейсерською дальністю польоту:

$$\overline{m}_n = \overline{m}_{n.n.p.} + \overline{m}_{n.зн.n.} + \overline{m}_{n.кр.} + \overline{m}_{n.aep.z.} + \overline{m}_{n.in.},$$

де $\overline{m}_{n.n.p.}$ – відносна маса палива для набору висоти та розгону;

$\overline{m}_{n.зн.n.}$ – відносна маса палива для зниження та посадки;

$\overline{m}_{n.кр.}$ – відносна маса палива для крейсерського режиму польоту;

$\overline{m}_{n.aep.z.}$ – аеронавігаційний запас;

$\overline{m}_{n.in.}$ – на маневрування по аеродрому.

Для дозвукових літаків із звичайним зльотом та посадкою.

$$\overline{m}_{n.n.p.} = \frac{0,0035 \cdot H_0 \cdot (1 - 0,03 \cdot m)}{1 - 0,004 \cdot H_0},$$

де $H_0 = 10$ км – висота початку крейсерського польоту,

$m = 5$ – ступінь двохконтурності двигуна.

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

$$\overline{m}_{n.зн.n.} = 0,02 \cdot H_k \cdot (1 - 0,023 \cdot H_k) \cdot (1 - 0,03 \cdot m),$$

де $H_k = 11$ км – кінцева висота крейсерського польоту;

$$\overline{m}_{n.зн.n.} = 0,02 \cdot 11 \cdot (1 - 0,023 \cdot 11) \cdot (1 - 0,03 \cdot 5) = 0,12.$$

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

де $C_p = 0,36$ кг/кг·год – стартове значення питомої витрати палива,

$M = 0,55$ – число Маха польоту;

$$C_p = 0,36 + \frac{0,4 \cdot 0,75}{1 + 0,027 \cdot 11,6} = 0,53 \quad (\text{кг/кг} \cdot \text{год});$$

$$\bar{m}_{n.кр.} = (1 - \bar{m}_{ТНР}) \cdot \frac{(L - L_{НСН}) \cdot C_p}{(V_{кр} - W) \cdot K_{МАХ}};$$

де $\bar{m}_{n.н.р.}$ - відносний запас палива на розгін та набір висоти,

L – дальність польоту без витрати АНЗ,

$L_{НСН}$ – дальність планерування,

C_p – питома витрата палива двигунів на крейсерському режимі;

$V_{кр}$ – крейсерська швидкість;

W – розрахункова швидкість зустрічного вітру;

$K_{МАХ}$ – максимальна якість;

$$\bar{m}_{n.н.р.} = 0,024; \quad L = 2800 \text{ км}, \quad L_{НСН} = 160 \text{ км},$$

$$C_p = 0,53 \text{ кг/кг} \cdot \text{год}, \quad V_{кр} = 820 \text{ км/год}, \quad W = 70 \text{ км/год}, \quad K_{МАХ} = 15,8.$$

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

$$\bar{m}_{n.аер.з.} = 0,9 \frac{C_p}{K_{МАХ}},$$

де $C_p = 0,53 \text{ кг/кг} \cdot \text{год}$ – питома витрата палива двигунів на крейсерському режимі;

$K_{МАХ} = 15,8$ – максимальна якість.

$$\bar{m}_{n.аер.з.} = 0,9 \frac{0,53}{15,8} = 0,03,$$

$$\bar{m}_{n.ін.} = 0,006.$$

Отримані результати підставляємо в другу формулу та отримаємо необхідну відносну кількість палива на політ:

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

Визначимо m_n :

$$m_n = \bar{m}_n \cdot G_{\text{взл}} = 0,29 \cdot 36,5 = 10,59 \text{ (т)}.$$

Отримали кількість палива з урахуванням аеронавігаційного запасу, необхідного на політ дальністю 2800 км.

1.8.2. Розрахунок ємності паливних баків

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

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

де $\psi = 0,85$ – коефіцієнт;

h – відстань між кінцевими нервюрами бака;

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

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

Визначимо об'єм кесона між нервюрами 3 та 3:

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

де C_{cp} – середня товщина профілю кесона;

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

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

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

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

Визначимо об'єм кесона за формулою (1):

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

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

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

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

Визначаємо об'єм кесона за формулою (1):

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

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

$$h^{12-20} = 5 \text{ (м)}; \quad C_{\text{ср}}^{20} = 0,18 \text{ (м)}; \quad B_{\text{л}}^{20} = 1,17 \text{ (м)}; \quad S_1^{12} = 0,55 \text{ (м}^2\text{)};$$
$$S_2^{20} = C_{\text{ср}}^{20} \cdot B_{\text{л}}^{20} = 0,18 \cdot 1,17 = 0,21 \text{ (м}^2\text{)},$$

Визначаємо об'єм кесона за формулою (1).

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

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

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

$$h^{20-22} = 1,15 \text{ (м)}; \quad C_{\text{ср}}^{22} = 0,155 \text{ (м)}; \quad B_{\text{л}}^{22} = 1,02 \text{ (м)}; \quad S_1^{20} = 0,21 \text{ (м}^2\text{)};$$
$$S_2^{22} = C_{\text{ср}}^{22} \cdot B_{\text{л}}^{22} = 0,155 \cdot 1,02 = 0,158 \text{ (м}^2\text{)},$$

Визначаємо об'єм кесона за формулою (1):

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

Об'єм бака нульової черги:

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

Об'єм одного бака першої черги:

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

Об'єм одного бака другої черги:

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

Об'єм одного бака третьої черги:

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

Загальний об'єм паливних баків:

$$V_{\text{кес}} = (V_{\text{кес}}^1 + V_{\text{кес}}^2 + V_{\text{кес}}^3) \cdot 2 + V_{\text{кес}}^0 = (3,59 + 1,47 + 0,17) \cdot 2 + 3,3 = 13,76 \text{ (м}^3\text{)} = 13760 \text{ (л)},$$

Потрібний об'єм :

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

що є менше загального об'єму (розрахованого об'єму).

1.8.3. Схема дренажної системи, що використовується на літаку

На літаку використовується така схема дренажу:

- Забірні патрубки утепленого типу, встановлені на нижній поверхні носка КЧК між нервюрами № 10 і № 11, не обігріваються.

Сполучення з атмосферою:

- бак центроплана сполучений з атмосферою через два трубопроводи;
- корневий відсік сполучений - через трубопровід і поплавковий клапан;
- перед видатковий відсік - через вікна в між стрингерному просторі верхньої панелі КЧК по 12 нервюрі;
- видатковий відсік - через патрубков.

Для запобігання руйнування баків при закритих забірних патрубках, встановлено запобіжний клапан, що включає:

- клапан надлишкового тиску $P=0,012$ МПа (0,12 кгс/см),
- вакуумний клапан $P=0,005$ МПа (0,05 кгс/см).

1.8.4. Визначення тривалості живлення паливом двигунів з витратного відсіку при дії

вертикального негативного перевантаження

Максимальний рівень палива у витратному відсіку при куті тангажа 2^0 складає 200 мм. Верхній насос у відсіку знаходиться на рівні, відповідному об'єму палива в 38 л. При роботі двигуна на злітному режимі ($2 Q_{дв} = 3980$ л/год = 1,106 л/с) і дії на літак негативного перевантаження сумарна витрата палива складає:

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

де $F_{отв.} = \frac{\pi \cdot d^2}{4} = 0,503$ см² - площа дренажного отвору в нервюрі

витратного відсіку;

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

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

Тривалість живлення паливом двигунів:

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

1.9. Висновки до основної частини

1. Описано існуючі схеми паливної системи, на основі їх проведений аналіз та підібрано найбільш підходящий.
2. Описано принцип роботи паливної системи літака, а саме: системи живлення двигунів паливом, системи централізованої заправки, системи дренажу.

СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

В сучасних паливних системах насоси підкачки першого ступеня в основному відцентрові (струменеві насоси отримали обмежене застосування). Насоси підкачки другого ступеня — відцентрові і роторні.

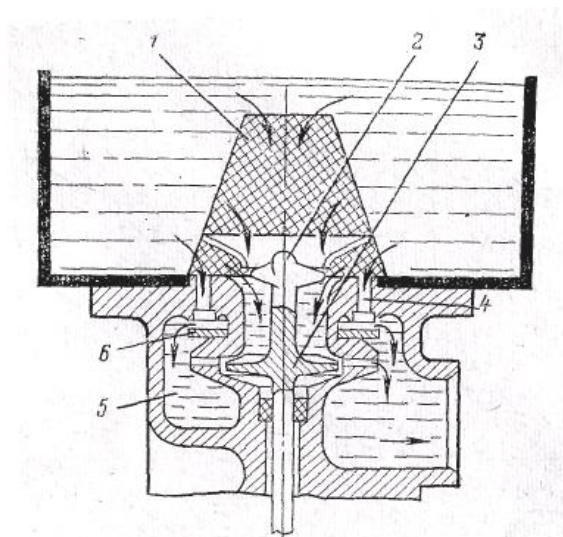


Рис. 2.1. Відцентровий насос підкачки (НП1)

(у непрацюючому стані – відкритий зворотній клапан 6).

1 - сітчатий фільтр; 2 – вісєве колесо; 3 – відцентрове колесо; 4 – отвори;

5 – відвідний пристрій; 6 – зворотній клапан.

Розглянемо роботу відцентрового насоса:

Паливо, що подається у відцентровий насос, проходить сітчатий фільтр 1 (Рис. 2.1), який захищає насос від потрапляння в нього механічних частинок, запобігає утворенню воронки (вихревого перебігу палива) на вході в насос при невеликій кількості палива в баку і підсосу повітря через цю воронку.

Після проходження фільтру, паливо потрапляє до вісєвого колеса 2, робочі органи якого, це лопаті або гвинтовий шнек. Колесо 2 створює напір і попередню закрутку потоку перед входом його на відцентрове колесо.

3. Антикавітаційні властивості насосу при цьому поліпшуються, оскільки вісєве колесо забезпечує перепад тиску, що компенсує падіння тиску на вході в відцентрове колесо 3.

Бувають такі типи відцентрових колес:

- закрите (має два диски в конструкції);
- напіввідкрите (має один диск);
- відкрите (не має дисків).

Тип визначається з оглядом на діюче навантаження. Для того щоб зменшити гідравлічні втрати тиску у насосі, що не працює - передбачено зворотній клапан 6. Під час роботи насосу, клапан перекриває отвори 4 на вході. Якщо насос відмовив під час роботи - тиск падає і клапан опускається, тоді частина рідини проходить через отвори, проминувши відцентрове колесо.

Пройшовши відцентрове колесо, паливо прямує у відвідний пристрій 5. Відвідний пристрій перетворює кінетичну енергію потоку в енергію тиску.

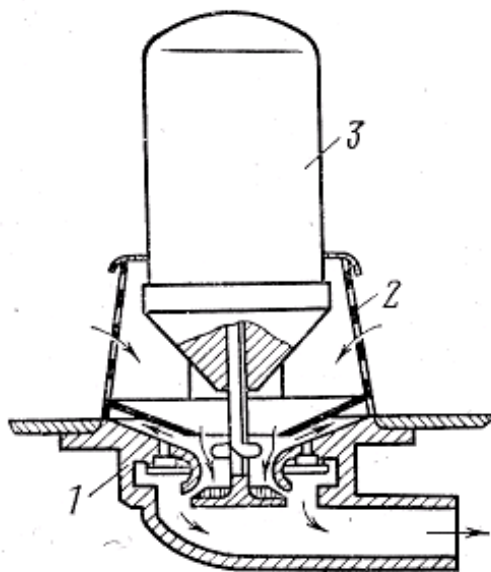


Рис. 2.2. Внутрішньо баковий насос підкачки НП1.

1 – корпус; 2 – сітчастий фільтр; 3 – електричний двигун.

Відвідні пристрої, мають вигляд спірального або кільцевого лопаткового дифузора. Рідина через відвідний пристрій, потрапляє у магістраль. Номінальний тиск відцентрових насосів при нульовій подачі можна знайти в ГОСТ 12445-67.

У відцентровому насосі привід валу буває 2 типів: механічним або електричним. Механічний привід може бути здійснений за допомогою гідро- або пневмотурбіни. Електричний привід – найкращий вибір для невеликих НП1, так як легкий. Для живлення електричних приводів використовується постійна напруга у 27 В.

Для зменшення маси приводу у більш потужних НП1 застосовують систему трифазного струму з напругою 115/200 В і частотою 400 Гц. Перевага для двигунів, які працюють на змінному струмі - це відсутність колектора і щіток, що збільшує ресурс двигунів і зменшення рівня радіоперешкод. Розміщують НП1 з електричним приводом, як зовні, так і всередині баку або на магістралі.

Позабаківі - це НП1, що кріпляться на бічній або нижній стінках баку. Цей спосіб розміщення насоса дозволяє краще використовувати простір за баками, але призводить до збільшення залишку палива, що не випрацьовується. Позабаківі насоси встановлюють на паливному баку так, щоб корпус насоса з укріпленням на ньому електричним двигуном поміщався із зовнішньої сторони. Позабаківі насоси зручні в експлуатації завдяки хорошему доступу до насоса і електричного двигуна, що укомплектований вентиляторами. І тому завдяки достатньому охолодженню, позабаківі НП1 працюють на підвищених режимах без перегріву.

Внутрішньобакові НП1 встановлюють на нижній стінці бака (Рис. 2.2). Цей спосіб розміщення насоса краще використовує позабаківий простір і зменшує не випрацьований залишок палива. Завдяки тому що двигун знаходиться у паливі, це сприяє охолодженню двигуна. Але при виробленні палива з бака, охолодження електричного двигуна погіршується. Тому тривала робота внутрішньобакового насоса без палива неприпустима.

Застосування кесонних баків привело до створення кесонних внутрішньобакових насосів. У них насосна частина разом з відповідним пристроєм і підведенням електричного живлення знаходиться у середині бака (Рис. 2.3).

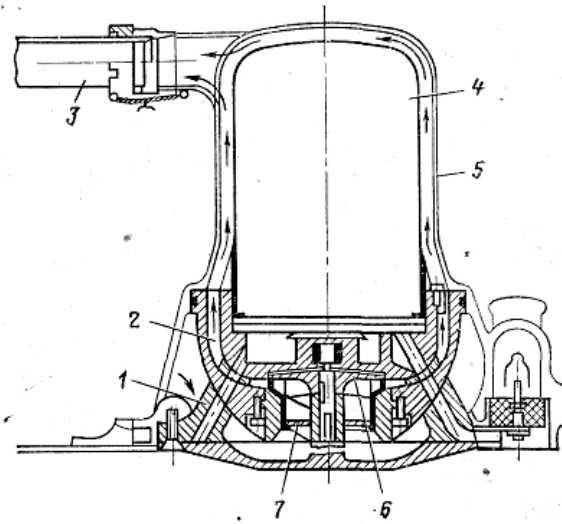


Рис. 2.3. Внутрішньо баковий кесонний насос підкачки НПІ.

1- корпус; 2 – кільцевий відвідний канал; 3 – вихідний патрубок; 4 – електричний двигун; 5 - кожух; 6 та 7 – колеса (відцентрове та вісьове).

Розміщення підкачуючих насосів на магістралі, далеко від бака, не є розповсюдженим. Їх висотність мала, оскільки ділянка магістралі від бака до насоса є гідравлічним опором. Крім того, повітря, що виділяється на вході в насос, не відводиться в бак, тому що через насос прямує до двигуна.

НПІ можуть мати різну частоту обертання. Різні режими роботи насоса - черговий, номінальний або форсований, разом з використанням зворотних клапанів, забезпечують програму виробки палива при паралельно з'єднаних групах баків магістралі подачі палива до двигунів. При збільшенні опору обмоток збудження досягається підвищення частоти обертання у електричних двигунів постійного струму з паралельним збудженням. Черговий режим роботи насоса здійснюється при двох паралельно включених обмотках збудження, що відповідає включенню всіх клем штепсельного роз'єму в бортову електричну мережу (Рис. 2.4, а). Номінальний режим роботи насоса здійснюється однією обмоткою збудження шляхом відключення клем 3 (Рис. 2.4, б) від від'ємного дроту бортової електричної мережі.

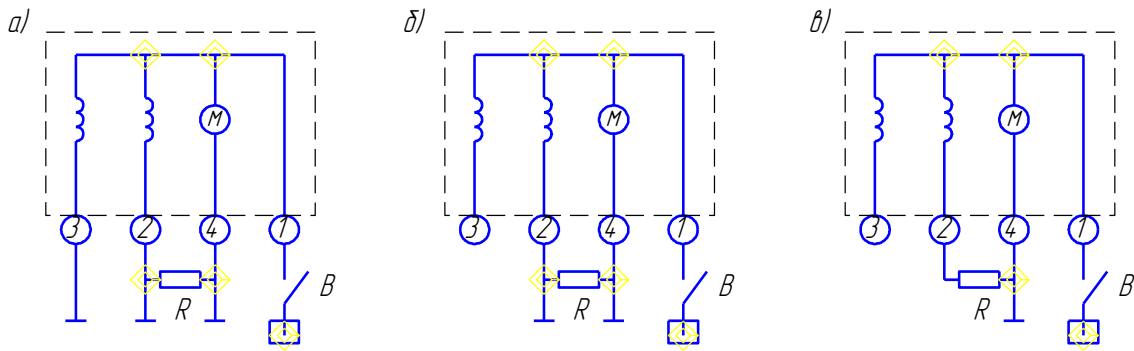


Рис. 2.4. Отримання різних режимів роботи електричних двигунів насосів підкачки НП1.

а – черговий; б – номінальний; в – форсований; В – вимикач; М – двигун; R – резистор.

Форсований режим роботи насоса робиться доданням у ланцюг обмотки збудження додатковий резистор R, клемма 2 (Рис. 2.4, в) також відключається від мінусового дроту бортової електричної мережі. При цьому змінюються характеристики НП1 (Рис. 2.5).

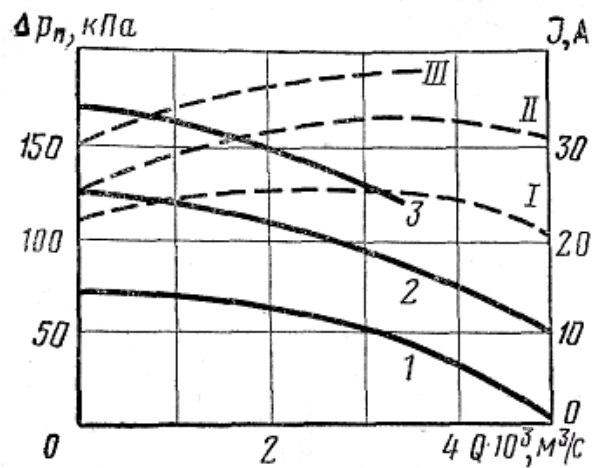


Рис. 2.5. Характеристики НП1 ЭЦН-Т (лінії) та залежності сили струму, що використовується, від подачі (пунктирні лінії) на різних режимах:

1, I - черговий; 2, II - номінальний;
3, III - форсований.

Роботу НПІ з турбоприводом регулюють зміною витрати і тиску повітря або палива, що підводиться до турбіни. Для відцентрових насосів підкачки 1 ступення із турбоприводом необхідна для приводу турбіни витрата повітря або рідини знаходиться так:

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

Якщо прийняти значення К.К.Д. турбіни і насоса $\eta_T = \eta_{\text{НПІ}} = 0,7$ і відношення перепаду тиску, що створюється насосом $\Delta p_{\text{НПІ}}$ до перепаду тиску, що спрацьовує с на турбіні Δp_T , близько 0,05, то отримаємо, що витрата рідини або повітря в цьому випадку має бути, приблизно, в 10 разів менше витрати палива двигуном $Q_{\text{ДВ}}$.

На деяких типах ПС встановлюють паливоструйні насоси (ТСН), які можна використовувати для підкачки і перекачування палива (Рис. 2.6).

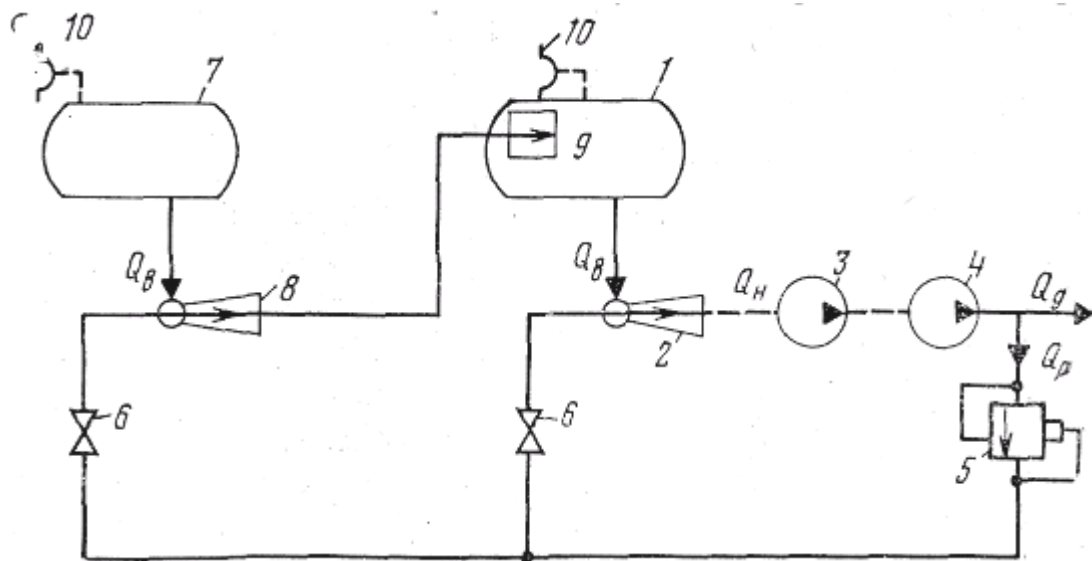


Рис. 2.6 Схема магістралі підкачування та перекачки палива за допомогою ТСН

1- видатковий бак; 2 – ТСН підкачування; 3 – НПІ; 4 – ОНД; 5 і 9 – клапани: редукційний та запобіжний (поплавковий); 6 – крани; 7 – бак; 8 – перекачуючий ТСН;

10 – забірник дренажа

Для ТСН із заданою продуктивністю всмоктуваного палива Q_B прокачування робочого палива визначають за допомогою формули:

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

де i – це коефіцієнт всмоктування. Оптимальними значеннями i будуть $0,9 \dots 1,2$.

2.1. Підбір підкачуючого насоса та розрахунок діаметра трубопроводів забірної магістралі.

Підбір підкачувального насоса та розрахунок діаметра трубопроводів забірної магістралі проводять для максимальної витрати палива через забірну магістраль. Розрахункова висота польоту $H = 0$, розрахунковий режим польоту – злітний. Розрахункові температури палива складають $-60 \text{ }^\circ\text{C}$ і $+45 \text{ }^\circ\text{C}$.

Умовно приймають, що відмовив двигун II, або насос НП2. Вважаючи, що найбільш важкі умови виникають при відмові НП2, то розрахунковим варіантом буде, коли насос НП1 подає паливо до двох двигунів, і кран кільцювання відкритий, тоді $Q_{розр} = 2Q_{дв}$. Робоче паливо ТС-1.

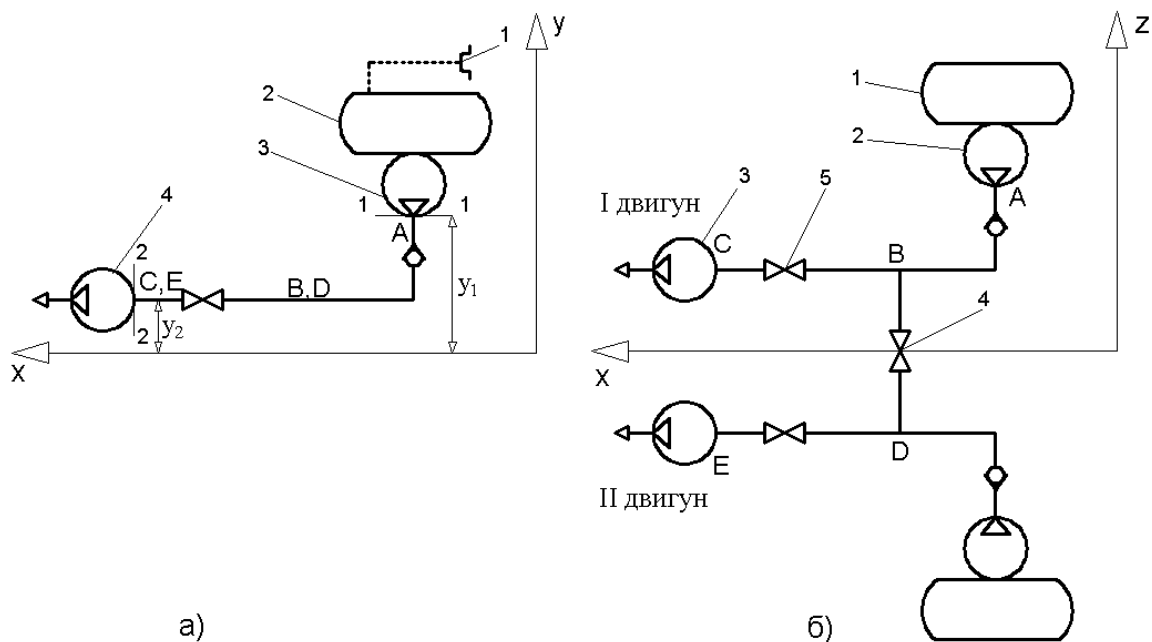


Рис. 2.7. Розрахункова схема магістралей подачі палива до двигунів:
 а) - у площині симетрії літака, 1-забірник повітря з атмосфери, 2-витратний бак, 3-НП1,

4-НП2. б) - у горизонтальній площині, 1-витратний бак, 2-НП1, 3-НП2, 4-кран кільцювання.

Найменший перепад тиску, котрий повинен утворювати підкачуючий насос:

$$\Delta P_{п.НП1\min} = A + B \cdot K_{\text{маг}}^2,$$

$$A = P_{t4/1} + \Delta P_{\text{кав.НП2}\min} \pm (y_1 - y_2) \cdot g \pm \Delta P_{\text{ін}}, \quad B = c^2 Q^2 \rho,$$

де $P_{t4/1} = 8520$ Па - тиск пружності пару;

$\Delta P_{\text{кав.НП2}\min} = 25000$ Па - мінімальний кавітаційний запас

підкачувального насоса;

$\rho = 825$ кг/м³, при $t = -60$ °С, $\rho = 775$ кг/м³ при $t = +45$ °С – густина палива;

$$c^2 = \frac{8}{\pi^2} = 0,811;$$

$y_1 - y_2$ – різниця між рівнями 1-1 і 2-2;

$K_{\text{маг}}$ - приведений коефіцієнт гідравлічних витрат забірної магістралі;

$\Delta P_{\text{ін}}$ - інерційні втрати тиску;

$$\Delta P_{\text{ін}} = \rho \cdot g \cdot l_x \cdot n_x,$$

де l_x - проекція довжини трубопроводу на осі x ;

$n_x = 0,3$ - перевантаження при розгоні;

$$K_{\text{маг}} = \sqrt{K_1^2 + \left(\frac{K_2 \cdot K_3}{K_2 \cdot K_3}\right)^2},$$

де K_1 - приведений коефіцієнт гідравлічних витрат магістралі живлення першого двигуна від підкачувального насоса НП1 до розгалуження;

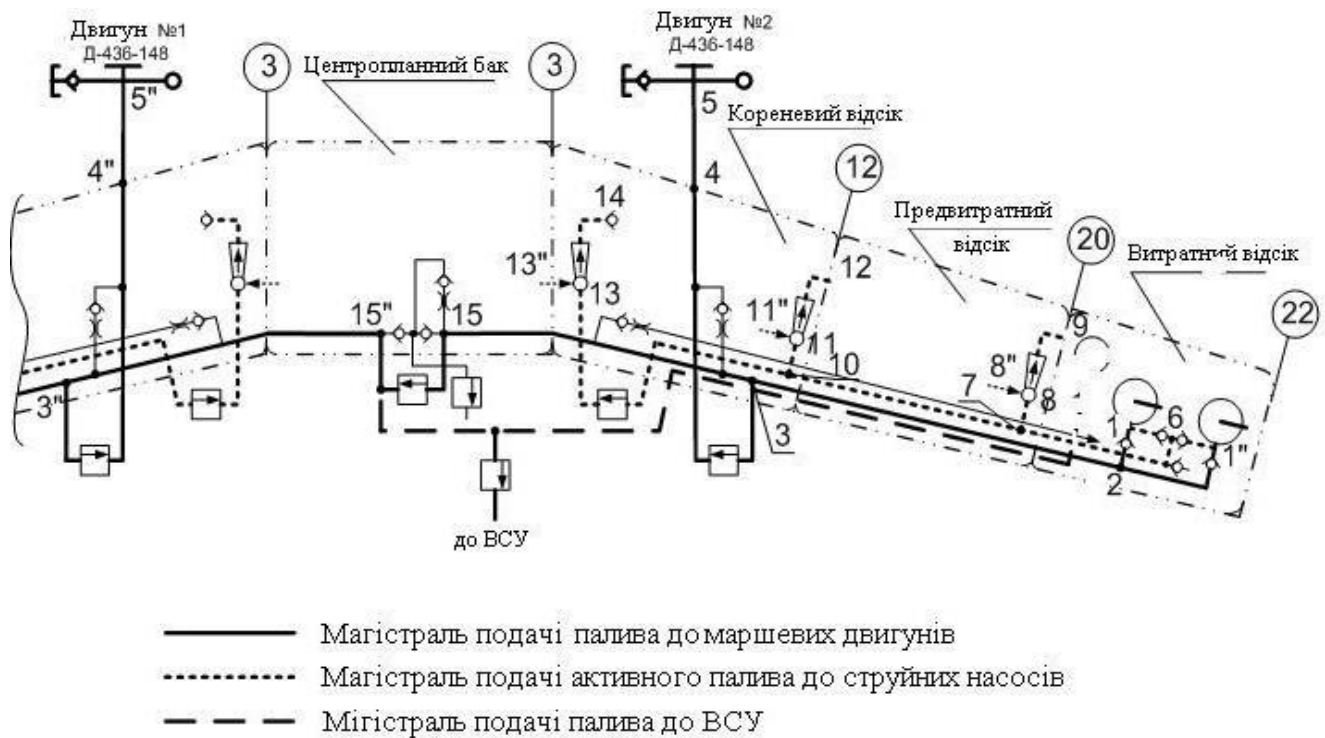
K_2 - приведений коефіцієнт гідравлічних витрат магістралі живлення першого двигуна від розгалуження до підкачувального насоса НП2;

K_3 - приведений коефіцієнт гідравлічних витрат магістралі живлення другого двигуна, включаючи магістраль перехресного живлення, від розгалуження до підкачувального насоса НП2 другого двигуна.

K визначається за формулою:

$$K = \frac{\sqrt{\lambda \frac{l}{d} + \sum \xi}}{d^2},$$

де l – довжина трубопроводу;



λ – коефіцієнт опору від тертя;

d – внутрішній діаметр трубопроводу;

ξ – коефіцієнт місцевих втрат залежить від джерела опору.

Рис. 3.8. Принципова схема живлення двигунів паливом

Розрахунок:

Розрахована подача палива насосом у землі:

$$Q_{\text{розр}} = 2 \cdot Q_{\text{взл}} = 2 \cdot 0,0025920 = 0,005184 \text{ м}^3/\text{с}.$$

Розрахункові довжини ділянок трубопроводів:

Дані з принципової схеми живлення паливом двигунів і геометричних параметрів ділянок пальної системи літака (Рис 2.8.).

Таблиця 2.1.

Геометричні параметри ділянок

Назва ділянок	1-2	2-3	3-4, 3"-4"	4-5, 4"-5"	3-15, 3"-15"	15-15"	A-B	B-C	B-D-E
l, м	0,24	5,81	2,98	4,34	4,81	1,36	10,86	12,13	13,49

Довжини ділянок:

- ділянка А-В = 1-2 + 2-3 + 3-15 = 10,86 (м);
- ділянка В-С = 3-15 + 3-4 + 4-5 = 12,13 (м);
- ділянка В-D-E = 15-15" + 3"-15" + 3"-4" + 4"-5" = 13,49 (м).

Інерційні втрати тиску при розгоні:

При $t = -60\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\rho = 825\text{ кг/м}^3$, $\Delta P_{\text{ін}}$ буде дорівнювати:

$$\Delta P_{\text{ін}} = \rho \cdot g \cdot l_x \cdot n_x = 825 \cdot 9,81 \cdot 7,31 \cdot 0,3 = 17\,748,5\text{ (Па)};$$

При $t = +45\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\rho = 775\text{ кг/м}^3$, $\Delta P_{\text{ін}}$ буде дорівнювати:

$$\Delta P_{\text{ін}} = \rho \cdot g \cdot l_x \cdot n_x = 775 \cdot 9,81 \cdot 7,31 \cdot 0,3 = 16\,242,5\text{ (Па)}.$$

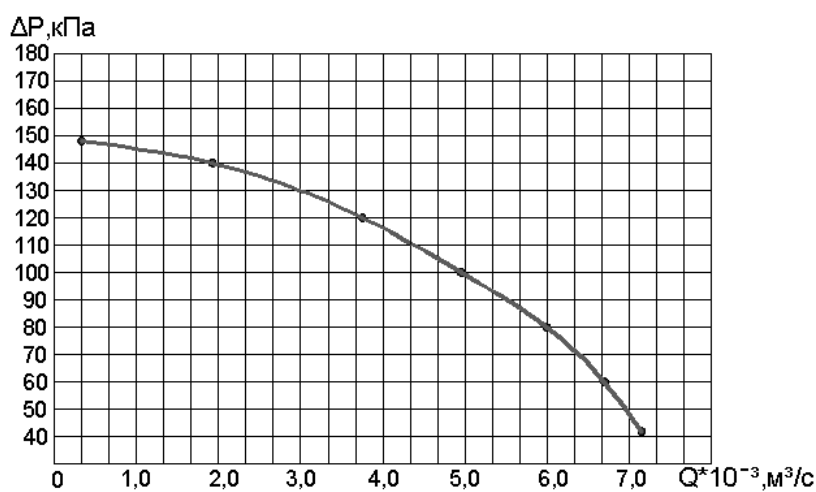


Рис. 2.9. Характеристика насосу EBH-5A-2

Розрахунок значень найменших перепадів тисків $\Delta P_{\text{п.НП1min}}$ для декількох діаметрів:

Таблиця 2.2.

d, м	0,02		0,03		0,04		0,05	
t, °C	+45	-60	+45	-60	+45	-60	+45	-60
$V_{\text{A-B}}$, м/с	16,5		7,33		4,12		2,64	
$Re_{\text{A-B}}$	264152	20636	176101	13757	132076	10318	105661	8254
$\lambda_{\text{A-B}}$	0,013	0,026	0,015	0,029	0,016	0,031	0,017	0,033
$\Sigma \xi_{\text{A-B}}$	5,4	5,4	5,4	5,4	5,4	5,4	5,4	5,4
$\xi_{\text{с A-B}}$	12,97	19,72	10,98	15,96	9,9	13,91	9,20	12,6
$K_{\text{A-B}}$, 1/м²	9003,93	11102	3682,79	4439,7	1966,7	2331,45	1213,7	1420
$d_{\text{B-C}}=d_{\text{B-D-E}}$, м	0,014	0,014	0,021	0,021	0,028	0,028	0,035	0,035

$V_{A-B}=V_{B-D-E}, \text{ м/с}$	33,6		14,97		8,42		5,39	
$Re_{B-C}=Re_{B-D-E}$	377361	29481	251574	19654	188680	14740	150944	11792
$\lambda_{B-C}=\lambda_{B-D-E}$	0,012	0,024	0,014	0,026	0,015	0,028	0,016	0,03
$\Sigma \xi_{B-C}$	3,4	3,4	3,4	3,4	3,4	3,4	3,4	3,4
$\xi_{e B-C}$	14,45	24,3	11,55	18,82	9,97	15,82	8,95	13,91
$K_{B-C}, 1/\text{м}^2$	19395,4	25152	7707,6	9837,8	4027,7	5074,7	2443,3	3045
$\Sigma \xi_{B-D-E}$	7,4	7,4	7,4	7,4	7,4	7,4	7,4	7,4
$\xi_{e B-D-E}$	19,6	30,6	16,46	24,55	14,7	21,2	13,5	19,09
$K_{B-D-E}, 1/\text{м}^2$	22640,4	28245	9202,16	11236	4891,81	5876,2	3008,51	3567
$K_{\text{маг}}$	21383,5	27493	8542,29	10793	4482,23	5584,7	2728,2	3359
A	61098	63585	61098	63585	61098	63585	61098	63585
B	0,016	0,017	0,016	0,017	0,016	0,017	0,016	0,017
$\Delta P_{\text{п.НП1 min}}, \text{ Па}$	129985	151234	108735	120113	98512	105431	91850	97532

По отриманим даним будемо графік залежності $\Delta P_{\text{п.НП1 min}}=f(d)$ (Рис. 3.4.) і наносимо його на характеристику насоса ЕВН-5А-2, який при роботі на номінальному режимі забезпечує подачу палива $Q=Q_{\text{розр}}$, що відповідає діаметру трубопроводу забірної магістралі на ділянці А-В $d_{A-B}=0,049$ мм, а на ділянках В-С, В-Д-Е $d_{B-C, B-D-E}=0,7 \cdot d_{A-B}=0,7 \cdot 0,049=0,034$ мм.

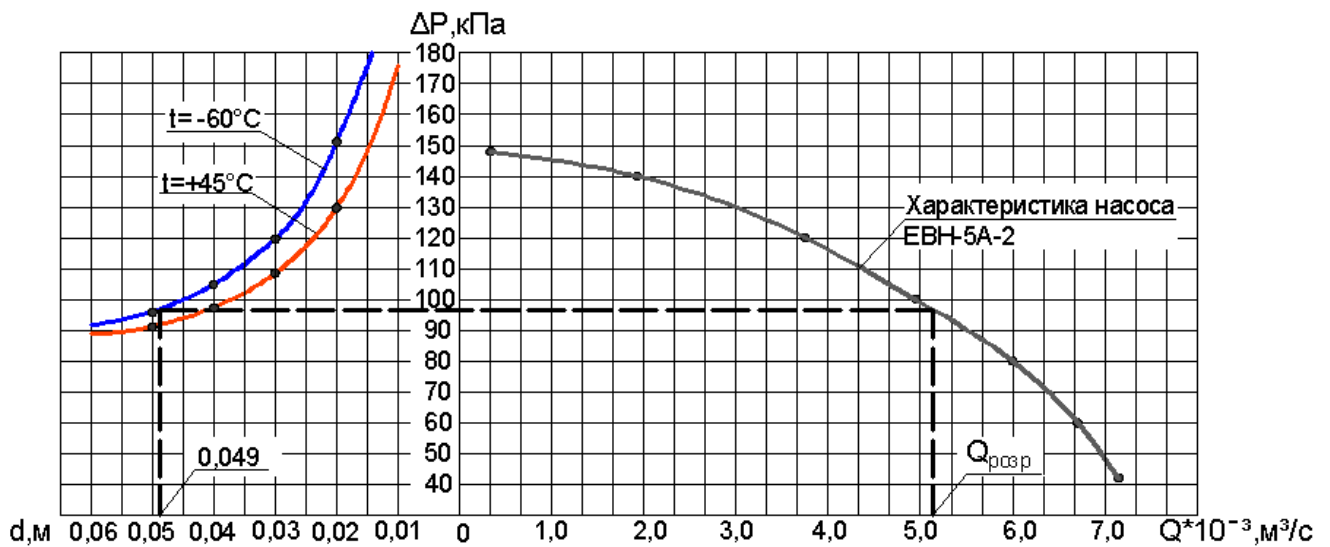


Рис 2.10. Підбір діаметру трубопроводу забірної магістралі

Таким чином, для отриманих значень діаметрів магістраль трубопроводів характеризується наступними величинами:

Таблиця 2.3.

Ділянка А-В			Ділянка В-С			Ділянка В-D-E		
l, м	d, м	$\Sigma\xi$	l, м	d, м	$\Sigma\xi$	l, м	d, м	$\Sigma\xi$
10,86	0,049	5,4	12,13	0,034	3,4	13,49	0,034	7,4

Зі стандартного ряду геометричних характеристик трубопроводів обираємо:

- для ділянки А-В - $D/d = 50 \times 48$;
- для ділянки В-С, В-D-E - $D/d = 40 \times 38$;

2.2. Висотність паливної системи

Висотністю паливної системи називається така висота польоту, до якої на всіх режимах роботи двигуна забезпечується безперебійна подача палива до двигунів. За авіаційними правилами висотність паливної системи має бути в межах 6...8 км при польоті ЛА.

Висотність паливної системи при непрацюючому НП1 розраховується при роботі двигунів до $H=2$ км на взлітному режимі, після $H=2$ км – на крейсерському ($Q_{кр} = Q_{взл} \cdot 0,8$) по відомій залежності $Q=f(H)$ і формулі:

$$P_{H \min} = A + B \cdot Q^2,$$

$$A = P_{t4/1} + \Delta P_{\text{кав.НП2min}} + \Delta P_{\text{ін.}}, \quad B = a + c^2 \cdot \rho \cdot \left(\frac{1}{d^4} + K_{\text{маг}}^2 \right),$$

де $a = 1,2 \cdot 10^9 \text{ Па} \cdot \text{с}^2 \cdot \text{м}^{-6}$;

Q – значення витрати палива для середніх висот;

$\rho = 775 \text{ кг/м}^3$ – густина палива при $t_{\text{розр}} = +45^\circ\text{C}$.

Таблиця 2.4

Витрата палива двигуном на різних висотах

Н, км	0	2	4	6	8	10	12	13	14
$Q_H/Q_{B3Л}$	1,0	0,85	0,74	0,6	0,5	0,43	0,36	0,32	0,28
$Q_H, M^3/c$	0,005184	0,004406	0,003069	0,0024	0,002	0,0018	0,0014	0,0014	0,0012

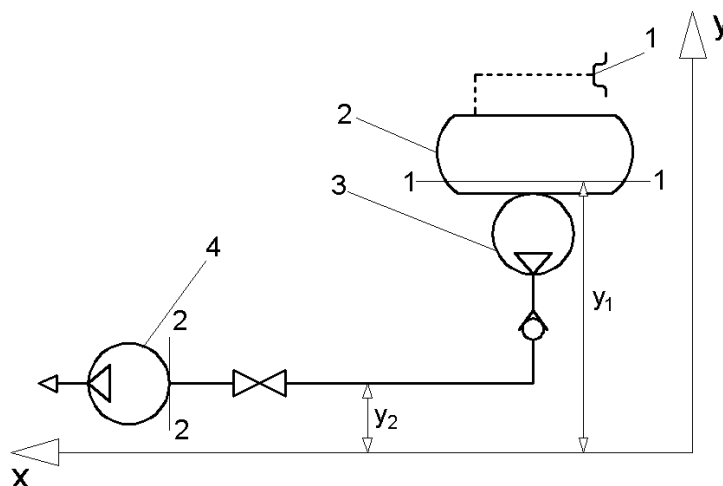


Рис. 2.11. Розрахункова схема для визначення висотності паливної системи з непрацюючим НП1: 1-забірник дренажу, 2-витратний бак, 3-непрацюючий насос НП1, 4-насос НП2.

Величина потрібного надлишкового тиску в Па в паливному баці:

$$\Delta P_{\text{над}} = P_H - P_{H=8000} = 37500 - 35700 = 1800 \text{ Па.}$$

Розрахунки зводимо в таблицю 1.7., графік залежності $P_{H \min} = f(H, Q)$

Таблиця 2.5.

$Q, M^3/c$	$Q_{H=8} = 0,002$		$Q_{H=10} = 0,0018$		$Q_{H=12} = 0,0014$	
Ділянки магістралі	1	2	1	2	1	2
Re	41596	59947	37436	53952	29117	41963
Λ	0,022	0,02	0,022	0,02	0,024	0,022
ξ_c	10,3	10,6	10,4	10,8	10,7	11,2
$K, 1/M^2$	1337	2817	1345	2842	1366	2905
$K_{\text{маг}}, 1/M^2$	3118		3145		3210	
$P_{H \min}, \text{Па}$	41729		37422		29976	

Н, м	6900	8250	9200
------	------	------	------

З графіка на рис.2.13 видно, що висотність системи складе:

$P_{\text{безНПІ}}^{\text{Нmin}} = 33500 \text{ Па}$, що відповідає висоті $H_{\text{безНПІ}}^{\text{Нmax}} = 9220 \text{ м}$.

8. Висотність паливної системи при працюючому НПІ розраховується для випадку відкритого і закритого крана перехресного живлення по формулі:

$$P_{\text{Н min}} = A + B \cdot Q^{2/3},$$

$$A_3 = P_{\text{т4/1}} - P_{\text{надл}}, B_3 = 2350 \cdot \rho \cdot g \cdot \left(\frac{n}{c}\right)^{4/3};$$

де $n = 200 \text{ об/сек}$ – частота обертання насоса на номінальному режимі;

$c = 1200$ - кавітаційний коефіцієнт;

Q – значення витрати палива в області висот 1200 м;

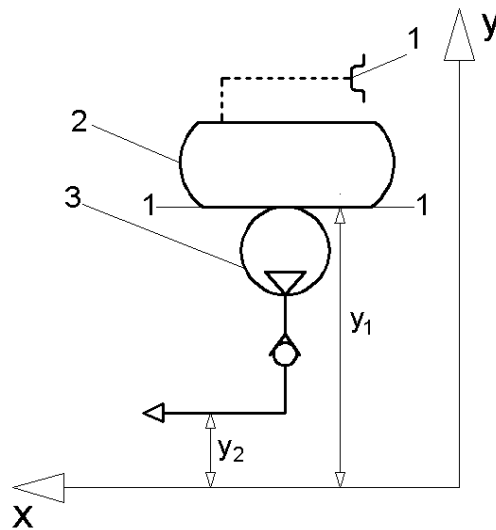


Рис.2.12. Розрахункова схема для визначення висотності паливної системи з працюючим підкачувальним насосом НПІ:

1-забірник дренажу, 2-витратний бак, 3-насос НПІ.

Розрахунки зводимо в таблицю 2.8.

Таблиця 2.6.

$Q, \text{ м}^3/\text{с}$	$0,1 \cdot Q_{\text{взл}} =$	$0,3 \cdot Q_{\text{взл}} =$	$0,5 \cdot Q_{\text{взл}} =$	$0,7 \cdot Q_{\text{взл}} =$	$0,9 \cdot Q_{\text{взл}} =$
	0,0005184	0,0015552	0,002592	0,003629	0,0047
$P_{\text{Н min}}, \text{ Па}$	12399,7	12001,3	11255,3	10898,4	10626,2

Н, м	14850	15050	15450	15700	15850
------	-------	-------	-------	-------	-------

По отриманим даним будуємо графік залежності $Q_{НП1}=f(H)$ і знаходимо значення висотності паливної системи:

- при закритому крані перехресного живлення:

$$P_{НП1\text{безПК}}^{\min} = 13400 \text{ Па}, H_{НП1\text{безПК}}^{\max} = 15100 \text{ м};$$

- при відкритому крані перехресного живлення:

$$P_{НП1\text{ПК}}^{\min} = 34500 \text{ Па}, H_{НП1\text{ПК}}^{\max} = 10500 \text{ м};$$

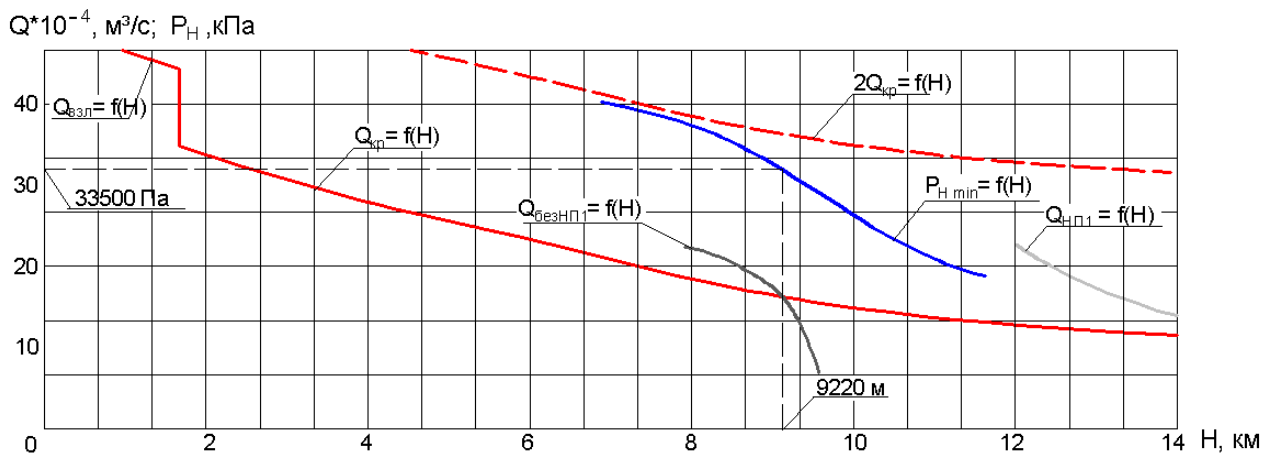


Рис.2.13. Визначення висотності паливної системи

2.3. Опис відцентрового насоса ЕВН 5-2-М

ЕВН забезпечує виконання наступних функцій:

- вироблення палива з баків літака та подачу його на маршовий двигун;
- подачу палива на допоміжний двигун;
- подачу палива на струменевий насос;
- перекачування палива з одного бакув інший.

ЕВН обладнаний автоматичною системою відключення при перегріванні. При нагріванні будь-якої частини ЕВН до температури 200° ЕВН відключається. Після цього ЕВН підлягає заміні.

Умови експлуатації ЕВН

Чистота палива на вході в ЕВН - не грубіше 9 класу за
ДСТУ 17216-2001

Вміст вільної води не більше 0,025 % від маси палива, забруднень 0,00025 % маси палива.

Температура палива на вході в ЕВН, °С ... - знижена – мінус 60 °С - підвищена – плюс 60 °С.

Схема насосу вказана в НАУ 20 30 50 005

ЕВН складається з електродвигуна змінного струму (9), на валу якого змонтовані вісєве колесо (2) з крильчаткою (3), дифузор (4) і збірник (5) з фільтром (1). В збірнику встановленні: клапан зливу (10) й ущільнювальні кільця .

2.4 Висновки до спеціальної частини

1. Описано насоси їх види;
2. Описано роботу насосів;
3. Наведено розрахунок підкачуючого насоса, що найбільш задовольняє роботу паливної системи, дивлячись на надійність, подачу палива до двигуна, масових та габаритних характеристик та вимог щодо експлуатації.

3. Охорона праці.

3.1 Вступ.

а) Перелік небезпечних та шкідливих виробничих факторів при експлуатації паливної системи:

При підготовці засобів заправки та при заправці літака можуть діяти небезпечні та шкідливі виробничі фактори:

- рушійні самохідні та пересувні в ручну засоби заправки – заправні агрегати системи «ЦЗЛ», паливо заправники (ПЗ), авто паливні цистерни (АПЦ), фільтрозаправні агрегати (ФЗА), установки для заправки літаків (УЗЛ), рулюючи літаки;
- незахищені елементи літаків, що рухаються, повітряні гвинти які обертаються, щоб підрулити до площадок для заправки на тимчасових аеродромах, використання авіації в народному господарстві (ВАНГ);
- дробини, що пересуваються (вручну), сходи, які пересуваються при приєднанні роздавальних кінцівок або роздавальних рукавів до штуцерів та горловин паливних баків літаків;
- рухомі роздавальні рукави з роздавальними кінцівками;
- конструкції паливних баків які руйнуються при заправці літаків паливом з заглушками дренажної системи паливних баків;
- падаючі роздавальні кінцівки, крани (пістолети) та їх конструкції які руйнуються в процесі прийому-передачі при заправці з гори, при підкачці до заправних штуцерів системи ЦЗЛ літаків, при падінні на тверді покриття місць заправки літаків;
- динамічний вплив струй ПММ та спец рідин, витікаючи під тиском;
- рухомі частини заправних засобів – дверці насосних відсіків ПЗ, барабани для намотки заправних рукавів та сполучених тросів, входні двері кабін ПЗ, вали приводів насосів які обертаються спрощених засобів заправки з приводом від автономних електродвигунів або двигунів внутрішнього згорання;

- підвищене ковзання внаслідок криги, замощування опірних поверхностей та падіння обслуговуючого персоналу в місцях заправки літаків паливом при переміщенні по поверхні літаків та заправних засобів;
- приставні сходи, дробини, підставки які руйнуються;
- підвищена запиленість робочої зони при заправці літаків на пильних аеродромах та майданчиках ВАНГ (постійних та тимчасових);
- підвищена загазованість повітря робочої зони парами ПММ, пролитих та витіснених з баків заправних літаків;
- підвищена температура поверхонь заправних засобів та літаків при умовах високої сонячної радіації, а також підвищена температура поверхонь вихлопних систем самохідних заправних засобів (ПЗ) або автономних двигунів приводу насосів засобів заправки в умовах високої сонячної радіації;
- знижена температура поверхонь заправних засобів та літаків при відборі проб палива із фільтрів, фільтрів-сепараторів, при зливі відстою палива, перед заправкою та після заправки літаків ПММ в умовах низьких температур;
- знижена температура навколишнього повітря;
- підвищена швидкість переміщення повітря (вітер, раптові пориви вітру);
- підвищена температура навколишнього повітря при виконанні робіт в умовах високої сонячної радіації;
- підвищений рівень вібрації поверхонь заправних засобів, роздавальних кранів (пістолетів);
- підвищена або знижена вологість повітря;
- підвищена рухомість повітря від дії струму газів літаків, що рулюють;
- підвищений рівень шуму на робочому місці внаслідок роботи двигунів близько розташованих літаків та двигунів заправних засобів;
- підвищення значення напруги в електричному ланцюзі, замикання якого може статися через тіло людини при підключенні паливо заправних засобів

ЦЗЛ або спрощення засобів заправки з електроприводами до наземних джерел живлення електроенергією;

- підвищений рівень статичної електрики на поверхнях заправних засобів при перекачці та зливі палива по трубам або роздавальним рукавам, при заправці падаючим струменем, при заміні та спінюванні ПММ;
- підвищений рівень електромагнітних випромінювань при виконанні заправки літаків в небезпечних зонах роботи радіолокаційних станцій (РЛС);
- відсутність або недолік природного світла при заправці літаків (в темний чи перехідний період доби);
- розташування робочого місця заправника ПММ або робочої зони поблизу від неогороджених перепадів по висоті на 1,3 м та більше;
- хімічно небезпечні та шкідливі речовини, які входять в склад МПП та спец речовини, які проникають в організм людини через органи дихання та шкіряний покрив;
- фізико статичні перевантаження в наслідок перебування заправщика ПММ в нерухомому стані біля заправних горловин баків літака, а також при встановленні дробин, сходів масою більш 20 кг.
- фізико динамічні перевантаження при переміщенні пересувних сходів, дробин, при розламанні, при розкладанні, переміщенні роздавальних рукавів та приєднанні роздавальних кінцівок до штуцерів та горловин паливних баків літаків, внаслідок перенапруження заправника ПММ при переміщенні по слизьким опорним поверхням;
- поява пожежі (вибуху) літаків та заправних засобів в наслідок наявності пожежі та вибухонебезпечного середовища.

б) Перелік небезпечних та шкідливих виробничих факторів при стендових випробуваннях паливної системи:

- підвищене значення напруги в електричному ланцюзі, замикання якого може статися через тіло людини при вмиканні джерел електричної енергії на бортову сіть;
- підвищена загазованість повітря робочої зони гелієм, фреоном при контролі герметичності паливних баків засобом «щупу»;
- підвищена пожежа та вибухова небезпека при використанні електроосвітлювальних приладів при виробці паливної системи.

Розділ виконано у відповідності з ГОСТ 12.0.003-74 та ОСТ 5471001-82.

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

Найбільш небезпечні фактори які можуть діяти в експлуатації:

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

Інженерно-організаційні рішення:

До опускання роздавального крана (пістолета) в заправну горловину при верхній заправці або перед стиковкою роздавального наконечника із штуцером ЦЗЛ літака при нижній заправці штирі вирівнювання потенціалів статичної електрики, передбачені на роздавальних кранах (пістолетах) та наконечниках, повинні бути приєднанні до відповідних гнізд на заправних горловинах та штуцерах літаків. При відсутності вказаних гнізд на горловині літаків з верхньою заправкою необхідно до опускання заправного наконечника в заправну горловину літака доторкнутися заправним наконечником до обшивки літака на відстані не менше 1,5 м від заправної горловини. Заливні горловини виконуються за розмірами, згідно стандартам (ГОСТ 1213-67). Час заправки відкритого типу всіх баків не повинен

перевищувати 10 хв. Подача палива при закритій заправці повинна бути не менш 25 л/с через кожний заправний штуцер при тиску, не більш 0,45 МПа.

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

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

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

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

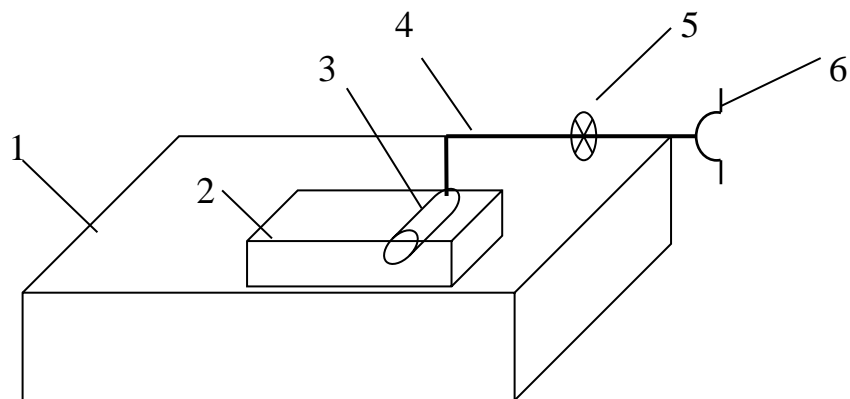


Рис. 3.1 Схема виробничого приміщення

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

При розташуванні робочого місця заправника ПММ або робочої зони поблизу від неогороджених перепадів по висоті на 1,3 м та більше обов'язковим є

використання дробин, при цьому висота огороження дробини повинно бути не менше 1 м. Для закріплення дробин необхідно користуватися стопорними гвинтами.

3.3. Пожежна та вибухова безпека.

1) Джерела запалювання ПММ.

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

2) Міри, передбачені для запобігання пожежі.

Арматура гумотканевих рукавів, приєднаних до літака та засобам заправки, повинно бути з'єднана струмопровідними стренгами рукава. Всі фланці, муфти та хомути, порушуючи електропровідність комунікацій, повинні мати шунтуючі з'єднання, електрообладнання, яке використовується при заправці літака ПММ, повинно відповідати вимогам ГОСТ 12.2.020-76 та ГОСТ 12.2.021-76; кришки, люки та пробки заливних штуцерів та головки паливних ємностей літака та засобів заправки допускається розкривати тільки призначеним для цих цілей інструментом, виключаючи висікання іскри. Забороняється виконувати вказану роботу методами нанесення ударів, місця стоянки літаків повинні бути розташовані на відстані не менше 50 м від виробничих будинків та споруд, не менше 25 м – від ангарів.

3) Дії персоналу в разі пожежі.

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

б) Від'єднати заправні рукави від паливо заправника;

в) Віддалити заправник від зони заправки;

г) По радіостанції паливо заправника або яким не будь способом дати сигнал о пожежі пожежно рятувальному розрахунку.

Розділ виконано у відповідності з ГОСТ 12.1.004-91.

3.4. Інструкція по техніці безпеки при стендових випробуваннях та експлуатації.

а) Інструкція по техніці безпеки при стендових випробуваннях.

1) Загальні вимоги:

- до роботи по монтажу, заправці, промивці та відробки бортових систем допускаються люди, які досягли 18 років, які вивчили креслення, схеми, ТУ технологічного процесу, які пройшли інструктаж у виробничого майстра по техніці безпеки, які склали залік з технічної документації за відробку систем та які мають посвідчення на право виконання робіт;
- при проведенні контрольно-випробувальних робіт з вмиканням джерел електричної енергії на бортову сіть виріб повинен бути заземлений;
- з'єднання та роз'єднання електропроводів пультів та стендів при наявності напруги в сіті категорично забороняється;
- суворо забороняються слюсарно-доводочні роботи, зв'язані з виникненням стружки в приміщенні (на ділянці) заправки паливних систем;

2. Спеціальні вимоги:

- панелі які монтуються та агрегати встановлювати тільки в пристроях або підставках, передбачених технологічними процесами;
- при монтажі дозволяється користуватися дробинами, які призначені для цих операцій по технологічному процесу;
- при виконанні монтажних робіт користуватись тільки маркірованими інструментами передбаченими по технологічному процесу;
- при виробництві монтажу паливної системи користуватися лампою шахтарського типу (вибухобезпечною);
- прибирання зони монтажу обов'язкове та робиться в залежності від підходів пирососом, серветкою, щіткою;

- до наповнення виробу повітрям необхідно переконатись у справності стенда для перевірки;
- перевірити чи замкнені люки контейнерів часових баків кришками;
- перевірити герметичність з'єднань в стенді;
- при перевірці герметичності системи виробу гелево – або фреоно-повітряної суміші не дозволяється відкривати вентиль балона та звільняти контрольний газ в приміщенні цеха;
- балон з газом повинен бути встановлений на стенді, знімати його без необхідності забороняється;
- при переборенні негерметичності системи користуватись лампою тільки у вибухобезпечному виконанні.

б) Інструкція по техніці безпеки при експлуатації.

1) Загальні вимоги:

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

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

2) Спеціальні вимоги:

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

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

ВИСНОВОК: таким чином, вся розробка зводиться до мінімуму можливі діяння шкідливих та небезпечних факторів в процесі стендових випробувань та експлуатації паливної системи.

3.5. Розрахунок заземлювача

Розрахунок системи подачі палива, що проектується здійснюється, визначаючи діаметр трубопроводу системи подачі палива та підбираючи насос, що підкачує, при цьому було вирішено розрахувати заземлення стенду установки.

Вихідні дані.

1. Питомий опір ґрунту: $\rho_{\text{изм}} = 170 \text{ Ом} \cdot \text{м}$.
2. Коефіцієнт збільшення ґрунту (сезонності): $K_c = 1,1$.
3. Довжина: $\ell = 2,8 \text{ м}$
4. Діаметр: $d = 0,025 \text{ м}$.
5. Глибина закладення: $H = 2,2 \text{ м}$.
6. Смугова сталь ширина: $\epsilon = 0,04 \text{ м}$.
7. Коефіцієнт використання одиночного заземлювача:

$$\eta_{\text{ст}} = 0,85.$$

$$\eta_{\text{пол}} = 0,75$$

8. Норма опору контуру заземлення: $r_n = 100 \text{ Ом}$.

Заземлювачі бувають: природні і штучні. Природні заземлювачі це металеві конструкції будинків і спорудження, які мають з'єднання з землею. Це: трубопроводи що, прокладені у землі (крім трубопроводів для паливних рідин і вибухових газів); обсадні труби артезіанських колодязів і шпар; свинцеві оболонки

кабелів, прокладених у землі т.д. Природні заземлювачі приєднуються до магістралі заземлення не менше, ніж у двох місцях.

Якщо природне заземлення більше норми, то встановлюють штучне заземлення з наступних матеріалів: сталевих стрижнів (труб) діаметром $d = 38 - 50 \text{ мм}$, $\ell = 2 \div 3 \text{ м}$ чи довжиною сталевих куточків $50 \times 50 \times 5 \text{ мм}$, що забиваються в землю вертикально на глибину $0,5 - 0,8 \text{ м}$ від верха чи стрижня куточка до поверхні землі.

Опір y ($O_{\text{мах}}$) розтіканню струму від одиночного заземлювача стрижня (труби) чи куточка:

$$R_{\text{ст}} = 0,366 \frac{\rho}{\ell} \left(\lg \frac{2\ell}{d} + \frac{1}{2} \lg \frac{4H + \ell}{4H - \ell} \right)$$

$$R_{\text{ст}} = 0,366 \frac{770}{2,8} \cdot \left(\lg \frac{2 \cdot 2,8}{0,025} + \frac{1}{2} \lg \frac{4 \cdot 2,2 + 2,8}{4 \cdot 2,2 - 2,8} \right) = 250,961 \text{ Ом}$$

ρ - питомий опір ґрунту, $\text{Ом} \cdot \text{м}$;

$$\rho = \rho_{\text{изм}} \cdot K_c$$

$$\rho = 700 \cdot 1,1 = 770 \text{ Ом} \cdot \text{м}$$

K_c - коефіцієнт сезонності;

ℓ - довга чи стрижня куточка, м;

d - діаметр стрижня (труби), для куточка - $d = 0,95e_1$, де e_1 - сторона куточка;

H - відстань від поверхні землі до половини довгі стрижня, м;

$$H = H_0 + 0,5\ell$$

$$H_0 = 2,2 - 1,4 = 0,8 \dots \text{м}$$

$$H_0 = H - 0,5 \cdot \ell$$

H_0 - глибина, на яку стрижні забиті в землю.

Для сталевих смуг перетин не менш 100 мм і товщиною 4 мм , що закладається в ґрунт паралельно відносно землі на глибині $0,5 \div 0,8 \text{ м}$ опір y ($O_{\text{мах}}$) розтіканню струму від смуги:

$$R_{\text{пол}} = 0,366 \frac{\rho}{\ell_1} \lg \frac{2\ell_1^2}{e \cdot H_0}$$

$$R_{\text{пол}} = 0,366 \frac{770}{8,4} \lg \frac{2 \cdot 8,4^2}{0,04 \cdot 0,8} = 122,271$$

ℓ_1 - довжина смуги, м;

$$\ell_1 = n \cdot a$$

n - кількість стрижнів;

a - відстань між стрижнями.

$$\ell_1 = 3 \cdot 2.8 = 8.4 \text{ м}$$

Якщо опір одного заземлювача більше нормованого значення, тоді заземлення виконується з декількох заземлювачів. Вони з'єднуються між собою і розташовуються один від одного на відстані, рівній довжині стрижня.

Число заземлювачів визначається за формулою:

$$n = \frac{R_{cm}}{r_n \cdot \eta_{cm}},$$

$$n = \frac{60,948}{100 \cdot 0,85} = 2.952 \approx 3,$$

r_n - нормований опір пристрою, що заземлює, в Ом;

η_{cm} - коефіцієнт використання одиночного стрижневого заземлювача.

Опір прямокутного контурного пристрою що заземлює:

$$r_{кз} = \frac{R_{cm} \cdot R_{пол}}{R_{cm} \cdot \eta_{пол} + n \cdot R_{пол} \cdot \eta_{cm}}$$

n - число заземлювачів.

$$r_{кз} = \frac{250,961 \cdot 122,271}{250,961 \cdot 0,75 + 3 \cdot 122,271 \cdot 0,85} = 61.369 \text{ Ом}$$

ВИСНОВОК: завдяки розрахунку зрозуміло, що найбільш оптимальний заземлювач - це прямокутний контрольний пристрій, що заземлює, з 3-х стрижневих заземлювачів зі сполучною смугою; опір розрахованого заземлювача не перевищує допустимі межі.

4. Охорона навколишнього середовища

4.1 Аналіз факторів забруднення навколишнього середовища

Основними факторами шкідливої дії повітряного судна на навколишнє середовище є викиди шкідливих речовин двигунами, забруднення ґрунту різними паливно-мастильними матеріалами, а також авіаційний шум. Велика шкода задається навколишньому середовищу при обробці проти зледення літака, а також при його мийці.

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

До складу газів газотурбінних двигунів, що відробили, входять наступні основні компоненти, які забруднюють атмосферу: оксид вуглецю, вуглеводні (метан, ацетилен, етан, етилен, пропан, бензол, толуол та ін.), оксиди азоту, альдегіди (формальдегід, акролін, оцтовий альдегід та ін.), оксиди сірки, сажа (видимий димний шлейф за соплом двигунів), бензапирену. При роботі турбореактивного і турбогвинтового двигунів протягом 1 хв в атмосферне повітря викидається 2...4 мг канцерогенних речовин, в основному бензапирену.

Викид дренованого палива в атмосферу авіаційними двигунами нормами ІСАО не допускається і повинен виключатися в процесі конструювання нових авіадвигунів і повітряних судів. Встановлено, що частка забруднення атмосферного повітря вуглеводнями в аеропортах за рахунок викиду близька до 20%. Кількісною характеристикою викидів шкідливих речовин авіаційного двигуна є індекс емісії M_i/R_0 , що показує, скільки грамів речовини викидається в повітря при спалюванні 1 кг палива. Цей параметр характеризує “шкідливість двигуна”. В ньому: M_i – маса в грамах викинутої i -тої шкідливої речовини (інгредієнта) за деякий визначений час роботи двигуна, R_0 – злітна тяга двигуна.

Норми ІСАО по контрольному параметру емісії на сьогоднішній день такі:

$M_{CO}/R_0 = 118$ г/кН; $M_{C_xH_y}/R_0 = 19.6$ г/кН; $M_{NO_x}/R_0 = (40...80)$ г/кН

4.2 Захист навколишнього середовища на повітряному транспорті

Сучасний аеропорт – складний та багатогранний комплекс різних за призначенням та об'ємом сучасних споруд, будівель та обладнання, який розташований на великій земельній ділянці. Загальна площа забудови аеропорту, враховуючи аеродром, службово-технічну територію та відокремлені споруди, становить 350 - 400 га. Злітно-посадкові смуги (ЗПС), що призначені для зльоту та посадки повітряних суден, на сучасних великих аеродромах мають довжину 4000 - 4500 м, ширину 45 - 60 м.

Оцінка екологічних та санітарно-гігієнічних вимог до аеропорту демонструє, що аеропорт має великий вплив на навколишнє середовище. Сюди відносять:

- авіаційний шум, що поширюється на великі відстані від аеродрому, чинить дратівливий вплив на значну кількість населення, а також на фауну близько розташованих районів та площин під льотними трасами;

- забруднення повітряного середовища об'єктами аеропорту та літаками має, в основному, локальне значення для службово-технічної території аеропорту, що за несприятливих умов може досягнути рівнів, що прирівнюються до гранично допустимих норм для населених місцевостей;

- стічні виробничі води та поверхневі стоки з території аеропорту можуть забруднювати багато водних і ґрунтових природних об'єктів та тому вимагають створення локальних очисних споруд.

Основними заходами, які знайшли широке застосування в сучасній практиці зниження дратівливого впливу авіаційного шуму на території та навколо аеропорту є:

- створення менш шумлячих силових установок та повітряних суден;
- впровадження ефективних експлуатаційних процедур та організаційних заходів, що дозволяють виключити або зменшити вплив шуму;
- застосування будівельно-планувальних заходів.

До складу забруднювачів атмосферного повітря входять силові установки літаків, двигуни спецавтотранспортних засобів та котельні, технологічні викиди споруд аеропорту (майстерень, ремзаводів та ін.). Атмосфера забруднюється також

за рахунок випаровувань палива крізь дренажні отвори на складах ПММ, через витоки та проливи палива і масел, спецрідини під час обробки ВПС.

Серед наземних джерел забруднення повітря розрізняють точкові (труби, вентиляційні шахти та ін.) та лінійні (аераційні фонарі, відкриті віконні отвори та ін.), що є причиною забруднення міжкорпусних просторів авіапредприємства.

Основу заходів, що направлені на зменшення забруднення повітряного середовища на території аеропортів, складають:

- очищення вентиляційних та технологічних викидів в атмосферу;
- удосконалення технологічного процесу і доведення його до “безвихідного” виробництва;
- герметизація обладнання та комунікацій;
- додержання планувальних вимог охорони повітряного басейну під час розташування об'єктів аеропорту.

Під час планування і реалізації природоохоронних заходів в аеропорту істотне значення має ретельна інвентаризація організованих та неорганізованих викидів шкідливих речовин до атмосфери.

Сучасний напрям охорони навколишнього середовища від забруднення промисловими викидами передбачає вирішення цієї проблеми не лише шляхом технологічних та санітарно-технічних заходів, але й правильним функціональним використанням, збудовою та благоустроєм території аеропорту із врахуванням закономірностей розповсюдження шкідливих речовин в навколишньому середовищі та перспективи розвитку виробничої бази.

4.3 розрахунок емісії двигунів повітряного судна

Повітряні судна (ПС) є нестационарними організованими джерелами викидів шкідливих речовин (ШР) до атмосферного повітря. У відповідності до норм Міжнародної організації цивільної авіації (ІКАО) регламентуються викиди авіаційними двигунами таких шкідливих речовин:

- монооксид вуглецю (СО);
- вуглеводні сполуки, що не згоріли (C_xH_y);

- оксиди азоту (NO_x);

- дим у вигляді твердих частинок вуглецю, що не згорів (SN).

Метою цього розділу є розрахунок маси ШР, що потрапляють до атмосфери під час роботи двигунів в районі аеропорту.

Емісія ШР з газами, що відпрацювали, залежить від емісійних характеристик двигуна, режиму його роботи на кожному режимі. Маса викидів ШР у зоні аеропорту розраховується за один злітно-посадковий цикл (ЗПЦ), параметри якого визначені нормами ІКАО.

Проведемо розрахунок контрольних параметрів емісії двигунів Д-436 літака Ан-148 за інгредієнтами CO , C_xH_y , NO_x і зробимо висновок про відповідність цих двигунів сучасним вимогам ІКАО.

Вихідні дані:

Тяга двигуна на зльоті: $R_0 = 65$ кН

Тяга двигуна на малому газі: $R_{\text{мг}} = 4.5$ кН

Питома витрата пального на малому газі: $c_{\text{пит мг}} = 0.07$ кг/Н·год

1. Використовуючи таблиці 3.3 та 3.4, знаходимо значення коефіцієнта k_{in} викиду шкідливих речовин при наземних операціях двигуна та масову швидкість емісії інгредієнту W_i :

$k_{\text{CO}} = 0,0195$ кг ШР/кг пал;

$k_{\text{C}_x\text{H}_y} = 0,0033$ кг ШР/кг пал;

$k_{\text{NO}_x} = 0,0085$ кг ШР/кг пал;

Таблиця 4.1

Режими	W_{CO} , кг/ГОД.	$W_{\text{C}_x\text{H}_y}$, кг/ГОД.	W_{NO_x} , кг/ГОД.
Злітний	0,2	0,5	98
0,4 номіналу	1,3	0,07	10,5
Зниження	7	1,2	1,2

З таблиці роботи двигуна в зоні аеропорту маємо:

$T_{\text{мг}} = 15+7=22$ хв. = 0,365 год. режимна наробка двигунів на малому газі,

$T_{1-3-\text{п}} = 0,7$ хв. = 0,0117 год. режимна наробка двигунів при злеті,

$T_{2\text{ з-п}} = 2,2 \text{ хв.} = 0,0367 \text{ год.}$ - режимна наробка двигунів при наборі висоти,

$T_{3\text{ з-п}} = 4 \text{ хв.} = 0,067 \text{ год.}$ – режимна наробка при зниженні,

2. Визначаємо масу пального, витраченого двигуном літака під час наземних операцій зльотно – посадкового циклу $G_{\text{пн}}$, кг

$$G_{\text{пн}} = R_{\text{мг}} \cdot c_{\text{пит мг}} \cdot T_{\text{мг}} = 4500 \cdot 0,07 \cdot 0,367 = 115,605 \text{ кг}$$

3. Визначаємо масу шкідливих речовин, викинутих двигуном при наземних операціях: $M_{\text{ін}} = k_{\text{ін}} \cdot G_{\text{пн}}$

$$M_{\text{COн}} = 0,0193 \cdot 115,605 = 2,23 \text{ кг}$$

$$M_{\text{CхNyн}} = 0,0034 \cdot 115,605 = 0,39 \text{ кг}$$

$$M_{\text{NOн}} = 0,0084 \cdot 115,605 = 0,97 \text{ кг}$$

4. Визначаємо масу шкідливих речовин, викинутих двигуном на зльоті-посадці: $M_{i\text{ з-п}} = W_{i1} \cdot T_{1\text{ з-п}} + W_{i2} \cdot T_{2\text{ з-п}} + W_{i2} \cdot T_{2\text{ з-п}}$

$$M_{\text{CO з-п}} = 0,2 \cdot 0,0117 + 1,3 \cdot 0,0367 + 7 \cdot 0,067 = 0,519 \text{ кг}$$

$$M_{\text{CхNy з-п}} = 0,5 \cdot 0,0117 + 0,07 \cdot 0,0367 + 1,2 \cdot 0,067 = 0,09 \text{ кг}$$

$$M_{\text{NO з-п}} = 98 \cdot 0,0117 + 10,5 \cdot 0,0367 + 1,2 \cdot 0,067 = 1,612 \text{ кг}$$

5. Визначаємо масу шкідливих речовин, викинутих двигуном при зльотно-посадочному циклі:

$$M_{i\text{ ап}} = M_{i\text{ н}} + M_{i\text{ з-п}}$$

$$M_{\text{CO}} = 0,519 + 2,23 = 2,749 \text{ кг}$$

$$M_{\text{CхNy}} = 0,09 + 0,39 = 0,48 \text{ кг}$$

$$M_{\text{NO}} = 1,612 + 0,97 = 2,582 \text{ кг}$$

6. Визначаємо контрольний параметр емісії та зрівнюємо його з нормами ІСАО:

$$M_{\text{CO}}/R_0 = 2749/65 = 42,29 \text{ г/кН} < 118 \text{ г/кН};$$

$$M_{\text{CхNy}}/R_0 = 480/65 = 7,38 \text{ г/кН} < 19,6 \text{ г/кН};$$

$$M_{\text{NO}}/R_0 = 2582/65 = 167,83 \text{ г/кН.} < 40 \text{ г/кН.}$$

Висновок: двигун Д-436-100 літака Ан-148 за емісійними характеристиками відповідає нормам за виключенням викиду вуглецю – викиду цієї шкідливої речовини забагато.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

За результатами виконаного дипломного проекту можливо зробити такі висновки:

1. Описано існуючі схеми паливної системи, на основі їх проведений аналіз та підбрано найбільш підходящий.
2. Описано принцип роботи паливної системи, що використовується на літаку-прототипі а саме:
 - Систему подачі палива до двигуна;
 - Систему централізованої заправки;
 - Систему автоматики та керування;
 - Систему дренажу.
3. Описано схему дренажної системи, що використовується на літаку прототипі.
4. Визначено внутрішній діаметр трубопроводу забірної магістралі, підбрано підкачуючий насос, визначено висотність паливної системи.
5. Наведено розрахунок підкачуючого насоса, що найбільш задовольняє роботу паливної системи, дивлячись на надійність, подачу палива до двигуна, масових та габаритних характеристик та вимог щодо експлуатації.
6. У розділах «Охорони праці» та «Охорони навколишнього середовища» проведено аналіз небезпечних та шкідливих виробничих факторів при експлуатації паливної системи, приведено засоби по запобіганню впливу небезпечних речовин і факторів, пожежну безпеку, проведено розрахунок заземлювача, та проведено розрахунок двигунів на викид небезпечних речовин згідно вимог ІСАО.
7. Результатом проектування – розроблено паливну систему, що задовольняє сучасні експлуатаційні вимоги за своїми характеристиками надійності, живучості, масовими та габаритними характеристикам, ремонтпригодності.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ:

1. Большаков В.А, Константинов Ю.М., Попов В.Н. и др. Справочник по гидравлике. К.: Вища школа, 1984.
2. Таблица стандартной атмосферы ГОСТ 4401-81.
3. Сивашенко Т.І., Максютинський П.Ф. «Проектування паливних систем літальних апаратів», Київ, 2015.
4. Домотенко Н.Т., Кравец А.С., Никитин Г.А., Пугачев А.И., Сивашенко Т.И. «Авиационные силовые установки. Системы и устройства.», М: Транспорт, 1976. 312с.
5. Жовинский Н.Е., Пенязьков В.И, Юндев Н.Л «Основы инженерно-авиационной службы ВВС» 1957 г.
6. Башта Т.М. и др. «Гидравлика, гидравлические машины и гидравлические приводы», 1970 г.
7. Буриченко Л.А. «Охрана труда в гражданской авиации», М.: Транспорт, 1985. 240с.
8. Сапожников В.М и др. «Производство гидрогазовых и топливных систем. Руководящие технические материалы РТМ-1.4.534-79».
9. Башта Т.М. «Расчеты и конструкции самолетных гидравлических устройств». Оборонгиз. 1961г.
10. С.М. Егер, Ф.В. Мишин, Н.К. Лесейцев и др. «Проектирование самолетов», М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.

ДОДАТКИ