

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

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ Бадах В. М.

“ \_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2021р.

# ДИПЛОМНИЙ ПРОЕКТ

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ БАКАЛАВРА

Тема: «Паливна система регіонального літака зі злітною масою 20-25 тонн»

Виконавець: студент 4-го курсу Ковальов Михайло Юрійович

\_\_\_\_\_  
(підпис)

Керівник: к.т.н., доцент, Халіль Сергій Ахмедович

\_\_\_\_\_  
(підпис)

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

\_\_\_\_\_  
(підпис)

Київ 2021

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

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

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ Бадах В.М.

«\_\_» \_\_\_\_\_ 2021 р

**Завдання**

На виконання дипломної роботи студента

Ковальова Михайла Юрійовича

1. Тема дипломної роботи: «Паливна система регіонального літака зі злітною масою 20-25 тон».  
Затвердження наказом ректора від 29.04.2021 № 684/ст.
2. Термін виконання роботи: з 24 травня 2021 року по 20 червня 2021 року
3. Вихідні дані до роботи: максимальна злітна маса – 24т , максимальна дальність польоту - 2550км, два двигуни AI-24BT 2820 к. с.
4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці): вимоги, що висуваються до гідросистеми; аналіз очищення робочої рідини гідравлічних систем літаків, сучасний стан...
5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: креслення літака; структурні схеми варіантів проектованої гідросистеми; відповідні компоновальні схеми варіантів гідросистеми...

## КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ п/п	Етапи виконання проекту (роботи)	Термін виконання етапів	Примітка
1	Уточнення завдання	24.05.2021	Виконано
2	Розподіл теми на основні частини	24.05.2021-27.05.21	Виконано
3	Пошук необхідних даних та літератури по літакам прототипам	28.05.2021-30.05.21	Виконано
4	Виконання аналізу паливних систем в основній частині проекту	31.05.2021-2.06.21	Виконано
5	Розрахунок основних параметрів	2.06.2021-6.06.21	Виконано
6	Розрахунок елементів системи живлення двигунів	7.06.2021-12.06.21	Виконано
7	Розгляд та удосконалення системи нейтрального газу	13.06.2021-14.06.21	Виконано
8	Підведення висновків	14.06.2021-15.06.21	Виконано
9	Остаточна перевірка	15.06.2021-16.06.21	Виконано
10	Захист	17.06.2021-20.06.21	Виконано

Студент Ковальов Михайло Юрійович

Керівник дипломного проекту (роботи) Халіль Сергій Ахмедович

1. Консультанти з окремих розділів проекту (роботи):

Розділ	Консультант (посада, П.І.Б.)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв

2. Дата видачі завдання 03.05.2021 р

Керівник \_\_\_\_\_

(підпис)

**Завдання прийняв до виконання** \_\_\_\_\_

(підпис студента)

Дата \_\_\_\_\_

# РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи: «Паливна система регіонального літака зі злітною масою 20-25 тон»

ЛІТАК, ПАЛИВНА СИСТЕМА, КОНСТРУКЦІЇ, СХЕМИ ПАЛИВНИХ СИСТЕМ, КАВІТАЦІЯ, ВІДЦЕНТРОВИЙ НАСОС, ВИСОТНІСТЬ.

Об'єкт дослідження – паливна система літака.

Предмет дослідження – висотність паливної системи літака.

Метою даної роботи є дослідження паливної системи регіонального літака злітною масою 20-25т, її функціонування в різних умовах і режимах польоту.

Метод дослідження – аналіз, математичний розрахунок, графічне моделювання.

Був проведений аналіз різних схем існуючих паливних систем з їх перевагами та недоліками. Також проведений розрахунок висотності регіонального літака.

## 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

# ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ.....	5
ВСТУП.....	7
РОЗДІЛ 1	
1.ОСНОВНА ЧАСТИНА	
1.1. Паливна система.....	8
1.2. Вимоги до паливної системи.....	14
1.3. Схеми систем подачі пального.....	16
1.4. Кавітація в паливній системі ПС.....	18
1.5. Будова паливної системи Ан-26.....	20
1.6. Агрегати системи подачі пального до двигунів.....	23
1.7. Агрегати системи перекачки пального.....	24
2.СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА	
2.1. Експлуатаційні характеристики паливної системи Ан-26.....	26
2.2. Розрахунок висотності паливної системи.....	27
ВИСНОВКИ.....	32
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	33

# Вступ

Паливна система – невід’ємна частина будь якого літака, що забезпечує його двигуни постійною подачею пального для безвідмовної роботи. В сучасних літаках паливні системи являють собою великі комплекси окремих систем та механізмів. До них застосовують вимоги надійності, витривалості, пожежної безпеки, вибухобезпеки, герметичності, розмірів і маси, простоти конструкції та придатності до ремонту, підконтрольності. Саме тому на стадії проектування приділяють багато уваги вибору найбільш доцільних для проєктованого ЛА агрегатів паливної системи.

# РОЗДІЛ 1

## ОСНОВНА ЧАСТИНА

### 1.1. Паливна система

Паливна система на літаку призначена для розміщення палива і безперебійної подачі його до двигунів в необхідній кількості і з достатнім тиском на всіх заданих режимах і висотах польоту.

**Паливна система сучасного літака включає такі основні елементи:**

1. Баки або відсіки літака, в яких розміщується необхідний для польоту запас палива;
2. Крани управління живленням (перемиканням баків); крани екстреного відключення подачі палива до двигунів (протипожежні крани);
3. Крани для зливу відстію палива з різних точок системи; фільтри для очищення палива;
4. Насоси, які подають паливо до двигунів і перекачують паливо з одних баків в інші;

Кафедра гідрогазових систем				НАУ 21.05.12.000.000 ПЗ			
Виконав	Ковальов М.Ю.			Основна частина	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Халіль С. А.						
Консульт.	Бадах В.М.						
Н. контр.	Сивашенко Т.І.						
Зв кафедр	Бадах В.М.						
					гр. ЛВ - 401Б		



5. Прилади контролю кількості палива, витрати його і тиску; трубопроводи для подачі палива до двигунів, з'єднання баків з атмосферою і повернення відсіченого палива.

**Баки.** На сучасних літаках запаси палива можуть досягати багатьох десятків тон. При польотах на значні відстані паливо розміщують у великій кількості баків, що встановлюються в крилі і рідше в фюзеляжі.

В даний час застосовуються три типи паливних баків: жорсткі, м'які і герметичні баки-відсіки.

Жорсткі баки виконуються з легких алюмінієво-марганцевистих сплавів, які допускають глибоку штамповку і вибивку, добре зварюються, мають гарну еластичність і стійкість проти корозії. Для надання бакам необхідної міцності і жорсткості їх каркас виготовляють з повздовжніх і поперечних перегородок і профілів. Поперечні перегородки також служать для зменшення ударів, що виникають в результаті переміщення палива всередині бака при польоті з прискоренням. Баки малих розмірів можуть не мати внутрішніх перегородок.

В даний час набули широкого застосування м'які баки. Вони простіші в експлуатації, довговічніші, мають меншу вагу. Виготовляються м'які баки зі спеціальної гуми або капрону. Тонкі гумові баки виклеюють на болванках з тканини і одного або двох шарів гуми з синтетичного полісульфідного (тіоколового) каучуку. У такі баки вклеюють резино-металеву арматуру: фланці для датчиків топливоміру, заправні горловини, з'єднувальні патрубки, гнізда замків кріплення і т. Д.

Кріплення гумових тонкостінних баків здійснюється в контейнерах всередині крила або фюзеляжу.

Бак-відсік являє собою закритий об'єм всередині крила. Герметизація бака-відсіку здійснюється синтетичними плівками. Заклепувальний шов виконується також герметичним, для чого заклепки попередньо покриваються спеціальним герметиком. Остаточна герметизація забезпечується багаторазовим покриттям всієї внутрішньої поверхні рідким герметиком, що вулканізується при кімнатній температурі.

Кришки експлуатаційних люків баків-відсіків кріпляться на болтах з гумовими кільцями ущільнювачів і герметичними (глухими) гайками.

Крани, встановлені в системі живлення паливом, дозволяють управляти подачею його до двигунів від відповідних баків (або груп баків), а також відключати подачу палива двигунів, що вийшли з ладу. Відповідно до призначення всі крани діляться на **запірні** (перекривні) і **розподільні**. За способом управління крани бувають безпосереднього і дистанційного керування. За конструкцією вони можуть бути пробкові, золотникові, клапанні та ін.

Дистанційне керування кранами здійснюється за допомогою електромеханізмів закриття крана типу МЗК або стисненим повітрям.

**Фільтри.** Необхідність очищення палива, що подається в двигуни, від сторонніх домішок викликається наявністю в карбюраторах, механізмах безпосереднього вприскування, насосах зазорів розміром від десятих до тисячних часток міліметра, які необхідно захищати від попадання в них твердих частинок. Хоча паливо, що заправляється в баки, фільтрується, і баки захищаються від потрапляння в них механічних домішок, в процесі експлуатації можливе утворення продуктів корозії трубопроводів і агрегатів паливної системи, потрапляння шматочків гумових прокладок і т. Д. Наявність найменшої кількості води в паливі різко підвищує його корозійні

властивості і, крім того, може привести до засмічення трубопроводів у разі появи льоду при низьких температурах. Особливо небезпечним є випадання вологи і утворення льоду в трубопроводах паливних систем сучасних висотних літаків, що можуть за короткий час набрати велику висоту, в результаті чого утворення конденсату різко прискорюється.

У паливних системах літальних апаратів застосовуються сітчаті металеві, шовкові, щілинні, металокерамічні, паперові та механічні пристрої фільтрування.

Насоси паливної системи служать для подачі палива до двигунів у польоті на всіх висотах, при будь-яких еволюціях і з усіх баків або груп баків.

Насоси за призначенням поділяються на підкачувальні і перекачувальні, а за типом приводу - з приводом від авіадвигуна і з автономним приводом, як правило, від електродвигуна. З великої різноманітності різних конструкцій і типів насосів найбільшого поширення набули відцентрові насоси низького тиску, поршневі і шестерні - високого тиску.

На сучасних літаках зазвичай встановлюються два насоси підкачки, один з яких з електричним приводом розміщується в паливному витратному баку або на початку трубопроводу подачі палива, а інший з приводом від авіадвигуна - в кінці трубопроводу перед насосом подачі (високого тиску). Така установка насосів забезпечує надійне живлення двигунів паливом.

Насоси перекачування призначені для перекачки палива з тих баків, з яких воно повинно вироблятися в першу чергу, у витратні баки, тобто в баки, з яких паливо направляється безпосередньо до двигунів. Вироблення палива з різних баків або їх груп обумовлене необхідністю зберігання точної

центрівки літака протягом усього польоту і забезпечити потрібне розвантаження крила.

Трубопроводи паливної системи, що забезпечують подачу палива до двигунів, сполучення баків з атмосферою, заправку паливом під тиском, виконуються найчастіше з алюмінієвого сплаву і шлангів зі сполучної арматури. Найбільш поширеними сполуками трубопроводів є: дюрітова (гнучка) на стяжних хомутах і ніпельна (жорстка).

Останнім часом широко застосовуються гнучкі металеві рукава, гарно справляються з вібраційними навантаженнями, зручні у монтажі та мають відносно невелику масу.

Вироблення палива з баків здійснюється за допомогою підкачувальних насосів, вихідний тиск яких має бути більшим мінімально допустимого (зазвичай близько  $0,3 \text{ кг / см}^2$ ). За насосом підкачки зазвичай встановлюється зворотний клапан, який не допускає руху палива в протилежному напрямку.

Пожежний кран перекриває магістраль подачі палива при непрацюючому двигуні і в польоті при аварійних випадках.

На деяких літаках гідравлічні опори в магістралі від бака до насоса двигуна стають занадто великими. Це викликало необхідність включення в паливну магістраль додаткового підкачувального двигунного насоса, який забезпечує необхідний тиск біля основного насоса двигуна.

Якщо передбачається охолодження масла системи змащення двигуна паливом, то в паливній системі встановлюється паливо-масляний радіатор.

З мірою випрацювання палива з бака тиск у ньому буде зменшуватися, що може призвести до пошкодження цілісності (зминання) паливного бака.

Для запобігання цьому паливні баки повідомляються з атмосферою через дренажні трубопроводи.

На літаках, що літають на висотах понад 15- 20 км, створюється загроза викиду значної кількості палива через дренаж. Для усунення цього в баках повинно бути створено надлишковий тиск. Це тиск створюється інертними газами - азотом, вуглекислим газом та іншими, які одночасно є засобом боротьби з пожежею.

Характерною особливістю паливних систем сучасних літаків є чимала ємність їх баків. Заправити таку кількість палива через верхні звичайні горловини баків досить складне завдання. Тому на переважній більшості сучасних літаків є системи заправки паливом знизу паливних баків, під тиском. Ці системи значно скорочують час заправки літака.

Система заправки паливом кожного літака складається з заправних горловин (однієї або двох), щитка управління заправкою, трубопроводів підведення палива до баків, що заправляються, або групи баків, заправних кранів з електричним дистанційним управлінням, поплавцевих запобіжних клапанів, що виключають переповнення баків при відмові заправних кранів.

Для збільшення дальності польоту бойових літаків деякі типи їх можуть заправлятися паливом в повітрі зі спеціально обладнаного літака-заправника.

Вимушена посадка сучасного транспортного літака відразу після зльоту з максимальною польотною вагою є недопустимою через обмеження міцності шасі. В такому випадку пілотом виконується полегшення маси літака до посадкової шляхом зливу пального.

## 1.2. Вимоги до паливної системи

Основні вимоги, що мають дотримуватись паливною системою літака:

1. Забезпечення надійної та безперебійної подачі пального до двигунів літака на всіх його режимах роботи при дозвукових і надзвукових швидкостях, при різних температурах і висотах, в ситуаціях відмови насосу.
2. Забезпечення випрацювання пального у будь-яких експлуатаційних можливостях заправки паливних баків у правильній послідовності та при будь-яких режимах роботи літака. Забезпечення можливості керувати випрацюванням пального вручну у випадку несправності двигунів ПС. Центрування має залишатись у межах норми.
3. Забезпечення безпеки експлуатації паливної системи, її пожежо- та вибухостійкості, резервування важливих елементів, розміщення підкачувальних насосів і т. д.
4. Забезпечення розміщення необхідної кількості пального для польоту на максимальну розрахункову дальність та резерву на 45-хвилинний політ з урахуванням температурного і висотного розширення пального всіх прийнятних для використання даним ПС марок пального.
5. Забезпечення заправки для баків ємністю більше  $3 \text{ м}^3$  у закритому вигляді, з максимальними швидкістю  $7 \text{ м/с}$ , тиском  $0,45 \text{ МПа}$  та витратою  $25 \text{ л/с}$  на всіх точках заправки. Час заправки у відкритому вигляді загальною ємністю баків  $5 \text{ м}^3$  не має перевищувати  $10 \text{ хв}$ . Не допустиме виникнення статичних електричних зарядів поруч з горловиною під час заправки.

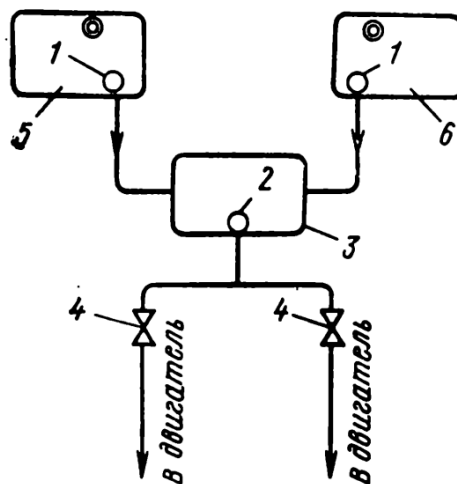
6. Забезпечення можливості зливання пального з літаків, що мають обмеження посадкової маси та порушення посадкової центрівки при не розрахунковій витраті пального із витратою в 24л/с при об'ємі до 20 м<sup>3</sup>, та 34 л/с при об'ємі більше 20 м<sup>3</sup>.
7. Забезпечення зливу пального після посадки. Залишок невикористаного пального літака не має бути більшим 1% від ємності баків літака. Всі агрегати, трубопроводи і баки ПС мають бути звільнені. Використання при можливості насосів паливної системи для допомоги у зливі.
8. Забезпечення регулювання внутрішнього тиску баків на різних висотах і під час заправки/зливу шляхом дренажу паливної системи.
9. Забезпечення чистоти пального фільтрацією та очищенням.
10. Забезпечення стійкості паливної системи до кородування, механічного пошкодження, електричного струму, впливу мікроорганізмів або обмерзання на трубопроводи та агрегати.
11. Забезпечення сучасності та можливості ефективного проведення технічного обслуговування з найменшими затратами часу та ресурсів.
12. Забезпечення рівномірності витрати пального у випадку двох або більше двигунів для кожного з них у діапазоні до 5%.
13. Забезпечення зручності керування паливної системи ПС, необхідної швидкості реакції в будь яких проєктованих режимах польоту.

### 1.3. Схеми систем подачі пального

Для безперебійної роботи двигунів ПС під час польоту важливо правильно спроектувати паливну систему. Схеми цих систем визначаються кількістю двигунів, баків та їх розташуванням на літаку.

При проектуванні системи подачі пального вирішують такі основні проблеми, як забезпечення безперебійної подачі пального в двигуни при негативних перевантаженнях, висотності пальної системи, забезпечення роботи у невагомості та підбір по характеристикам підкачувального насосу.

На літаках з одним двигуном, або двома, виконаними по однодвигунній схемі (Міг-19) застосовують **схему подачі пального через один витратний бак**:



**Рис. 1.1. Схеми подачі пального з одним витратним баком**

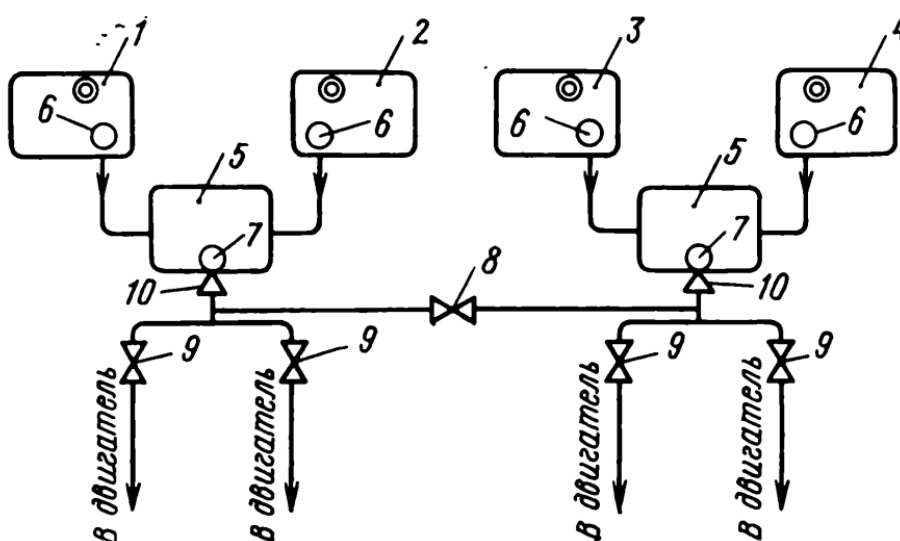
1 – перекачувальні насоси; 2 –насос підкачування; 3 – витратний бак; 4 – перекидний кран; 5 – бак № 1; 6 – бак № 2

За даною схемою подача пального до двигуна виконується підкачувальним насосом. При невеликій висотності і досить малій подачі пального в двигун, воно може перетікати самотіком до двигуна, якщо паливні баки знаходяться вище носу двигуна.



Якщо на літаку двигуни мають рознесене компонування, найчастіше застосовується схема подачі пального до двигунів з декількома витратними баками. За цією схемою кожен витратний бак забезпечує паливом окремий двигун або групу встановлених поруч двигунів.

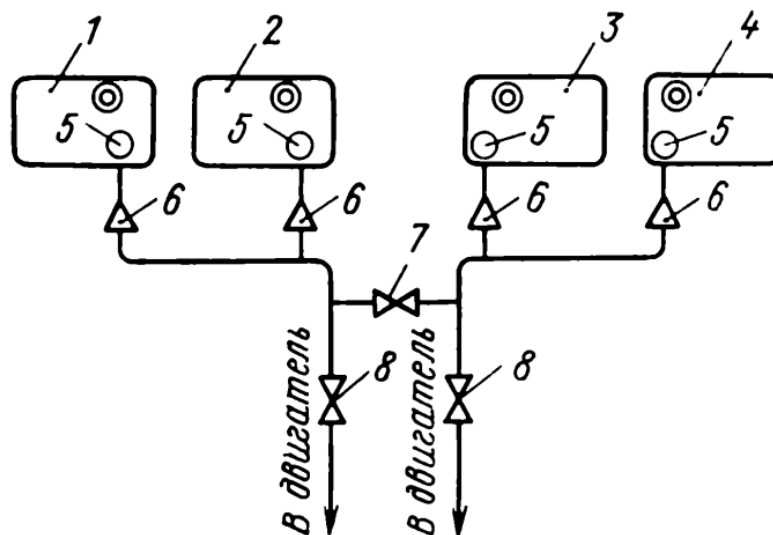
Кран кільцювання забезпечує можливість живлення двигуна при відмові його магістралі витратного баку, зрівнюючи тиски подачі пального з іншими витратними баками.



**Рис. 1.2. Схема подачі пального з двома витратними баками.**

1, 2, 3, 4 – баки першої черги; 5 – витратні баки (друга, третя черга); 6 – насоси перекачування; 7 – підкачувальні насоси; 8 – кран кільцювання; 9 – перекривний кран; 10 – зворотній клапан

Існує ще схема подачі пального до двигуна з усіх баків, роблячи їх всіх витратними. Зазвичай вона застосовується на пасажирських або транспортних літаках (ту-104, Шорт «Белфаст»). Ця схема робить паливну систему багатоцільовою, відкриваючи нові можливості її використання. Але при цьому сильно збільшує габарити і маса насосів, трубопроводів та інших агрегатів.



**Рис. 1.3. Схема подачі пального з усіх паливних баків**

1, 2, 3, 4 – баки; 5 – підкачувальний насос; 6 – зворотній клапан; 7 – кран кільцювання; 8 – перекривний кран.

Кількість витратних баків сильно впливає на маневреність літака через вплив від’ємних навантажень на систему, тому в кожній підкачувальній магістралі необхідно встановлювати окремі відсіки для пального, або паливні акумулятори, що значно збільшує масу паливної системи ПС.

#### **1.4. Кавітація в паливній системі ПС**

**Кавітація** – явище виділення розчиненого в рідині газу у формі бульбашок, що мають значно меншу густину, й негативно впливають на роботу та стан агрегатів гідравлічних та паливних систем ПС.

Найчастіше гідросистеми літака стикаються з явищем кавітації при стрімкому наборі висоти маючи при цьому сполучену з атмосферою паливних баків шляхом системи дроселювання. Це відбувається через швидке падіння тиску в надпаливному проміжку бака, що спричиняє інтенсивне виділення газу, від чого пальне ніби закипає.

Це явище спостерігається тільки при першому наборі висоти літаком після зльоту, адже під час другого підйому пальне вже не міститиме таку кількість розчиненого кисню, не встигнувши ним насититись під час польоту.

Коли насичена киснем рідина всмоктується через патрубок насоса, потрапляючи на лопатки робочого колеса починається сильне виділення газу, адже там зона найнижчого тиску паливної системи. Це призводить до зменшенню активного січення трубопроводу, зростанню швидкостей потоку та збільшенню втрат тиску на вході в сам насос. Якщо втрати тиску на вході до насоса будуть великі, то зі стрімкістю набору висоти ПС явище кавітації буде тільки посилюватись, що викликатиме пульсації тиску насоса, спрацюванні сигналізації тиску паливної системи.

З цим явищем можна боротись шляхом зменшення швидкості підйому літака, або збільшенням тиску витратних баків наддувом.

Не зважаючи на незмінну силу наддуву у баку паливної системи при стрімкому підйомі ПС так само може виникати кавітація. Тому наддув паливних баків потрібно регулювати відносно швидкості набору висоти.

Залежність можна спостерігати за графіком:

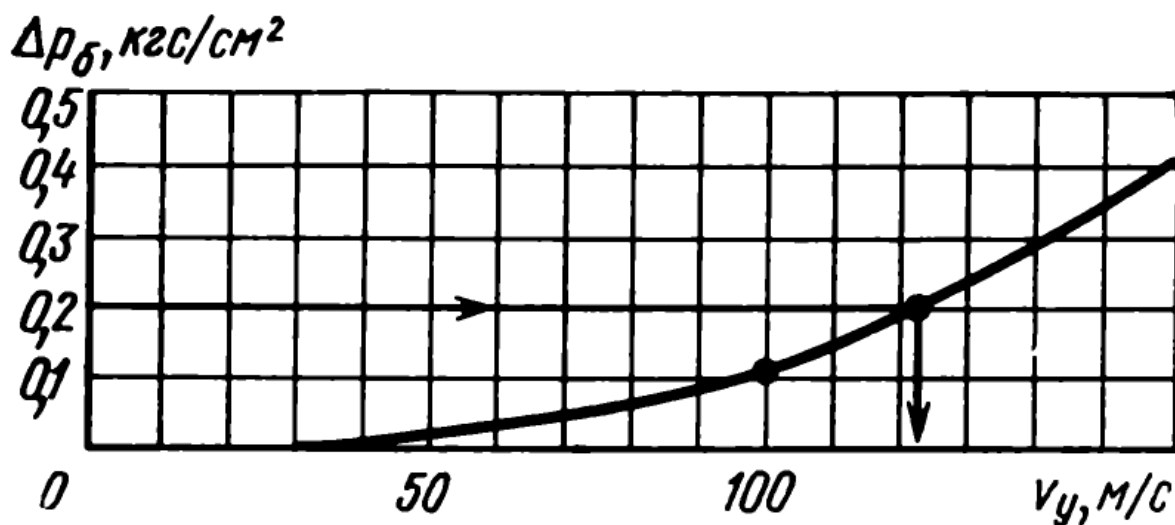


Рис. 1.4. Залежність необхідного наддуву паливних баків від швидкості набору висоти літаком.

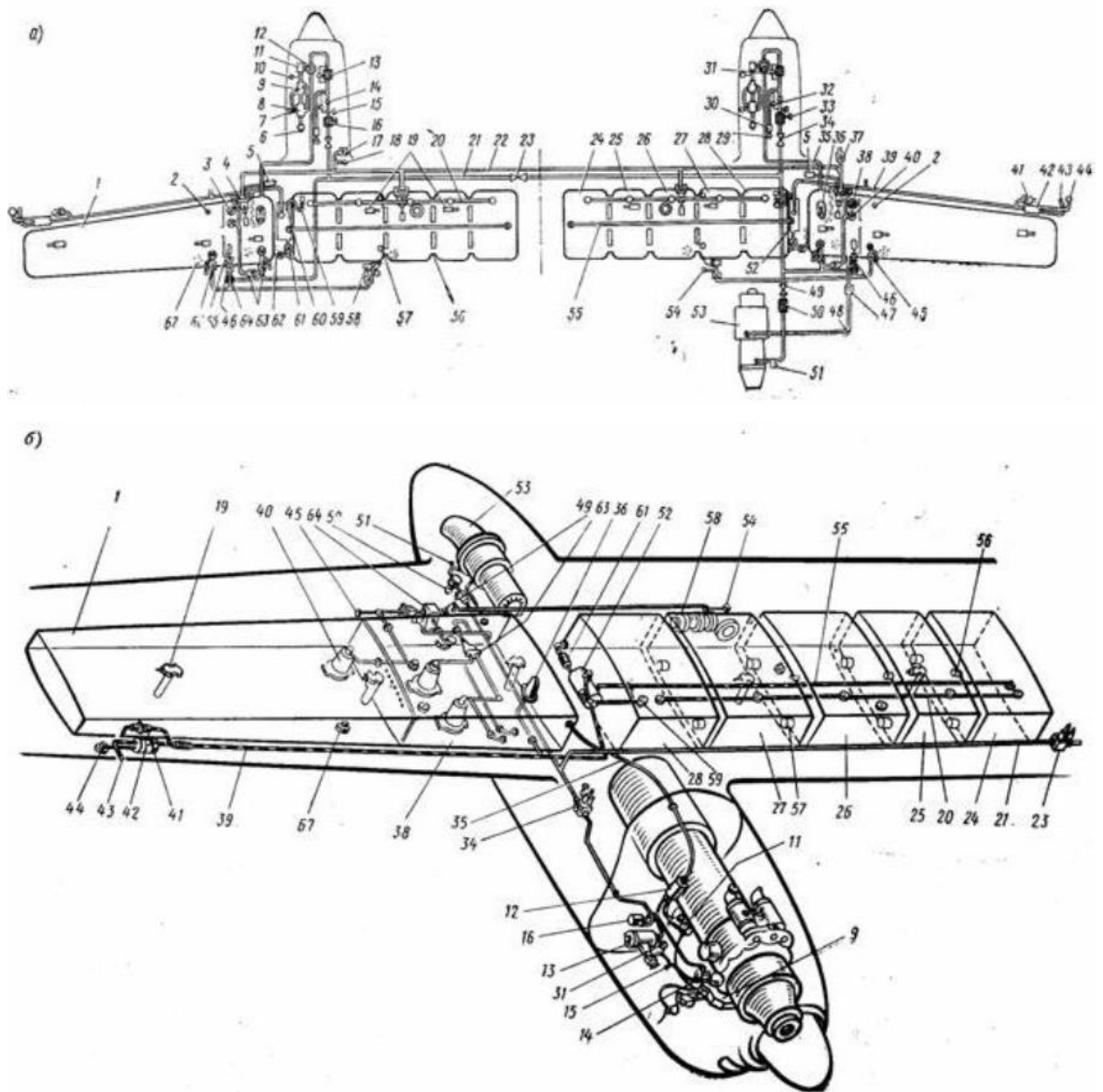
### **1.5. Будова паливної системи Ан-26**

Розглянемо приклад регіонального літака Ан-26, що є вантажним варіантом з рампою літака Ан-24, з двома турбогвинтовими двигунами АІ-24ВТ потужністю 2820 к. с. та допоміжною силовою установкою РУ19А-300 потужністю 900 к. с.. Паливна система цього літака має 10 м'яких баків та два баки-відсіки, що є витратними. Розташовані м'які баки в міжлопатовому просторі центроплану, а баки-відсіки на двох кінцях крила в кесонах, і діляться на дві частини (№3, 3а). Баки кожного крила поділяються на три черги:

- 1. Перша черга** – баки № 1, 2, 4, 5, 6;
- 2. Друга черга** - бак № 3;
- 3. Третя черга (витратна)** – бак № 3а.

Двигуни АІ-24ВТ живляться від витратних баків № 3а. Допоміжний двигун РУ-19А-300 живиться від бака № 3а правого крила.

Рис. 1.5. Принципіальна (а) та напівмонтажна (б) схеми паливної системи Ан-26



Паливні баки мають систему дренажу, яка забезпечує сполучення надпаливного простору баків з атмосферою на всіх режимах польоту, в тому числі і при аварійному зниженні.

Для лівої і правої частин крила система виконана окремо, кожна з яких складається з основних трубопроводів **55**, що з'єднують першу і третю черги баків з забірником дренажу **3**, дренажної щоглою **36** і дренажними бачками **42**, **52**, а також трубопроводу, що з'єднує між собою м'які баки.

Трубопроводи прокладені над м'якими баками і в шкарпетці крила по передньому лонжерону.

Дренажний бачок **52**, встановлений на нервюрі **№ 6**, служить для збору палива, що потрапляє в основні дренажні трубопроводи при еволюціях літака і зливу його в бак **№ 6** І черги баків, через зворотний клапан. Бачок основними трубопроводами повідомляється з баком **№ 4** через дренажний кутник, з баком **№ 6** через поплавковий клапан **59**, а також з дренажним бачком **42**, встановленим біля нервюри **№ 11**. У шкарпетці крила поруч з нервюрою **№ 12** встановлено зливний кран **44** натискного типу, до якого від цього бака підведена трубка.

Від трубопроводу на передньому лонжероні дренаж введений через дренажну щоглу **36** в бак **№ 3а**, яка запобігає викиданню пального з бака **№ 3а** в дренажний трубопровід. Дренажна щогла являє собою розтруб, виведений над обшивкою крила біля нервюри **№ 7**, прикритий обтічником.

Дренажний забір **43** служить для подачі повітря з атмосфери в зливний бак, а потім по трубопроводах у надпаливний простір резервуарів. У разі засмічення зливного всмоктувача паливні баки з'єднуються з атмосферою через зворотні клапани, встановлені у відгалуженнях до дренажних трубопроводів. Кінці відгалужень виводяться за нижню обшивку шкарпетки крила на дренажному забірнику **№ 12**. Зворотний клапан **41** спрацьовує при негативному падінні тиску в резервуарах  $0,01 \text{ кгс/см}^2$ .

Дренаж м'яких паливних баків здійснюється через дренажний кут бака **№ 4** та поплавковий клапан бака **№ 6**.

Дренаж баків **№ 3а**, **№3** здійснюється через дренажні мачти.

## **1.6. Агрегати системи подачі пального до двигунів**

Система призначена для безперебійної подачі палива до двигуна на всіх режимах їх роботи та польоту літака, у тому числі й при від'ємних перевантажень.

У системі кожної з половин крила входять наступні агрегати:

**Центробіжні підкачувальні насоси ЕЦН-14БМ (2 шт.) (40)** - мають продуктивність 4000 л/год з приводом від електродвигуна постійного струму. Встановлено всередині паливного бака № 3а зниження в спеціальних ковпаках. Забезпечують подачу палива до двигуна з бака № 3а;

**Здвоєний зворотний клапан (63)** - тарілкового типу, що забезпечує подачу палива в двигун при відмові одного з насосів бака № 3а. Встановлено за насосами III черги баків. Він має два штуцери і загальний корпус. Одна з тарілок клапана притискається до сідла пружиною, а друга лежить вільно на сідлі;

**Сигналізатори тиску СДУЗА-О, 35 (2 шт.) (45)** – сповіщають пілота, якщо надлишковий тиск палива за насосами понад 0,35 кгс / см<sup>2</sup>. Підключені до трубопроводів паливної системи за насосом, що підкачує до здвоєного зворотного клапана;

**Паливний пожежний кран (34)** - заслінчатого типу з приводом від електромеханізму МЗК-2 постійного струму. Служить для припинення подачі палива в двигун. Встановлено в середній частині мотогондולי двигуна справа по польоту.

### **1.7. Агрегати системи перекачки пального**

Система призначена для безперервного поповнення паливом витратних баків III черги. У систему кожної з половин крила входять наступні агрегати:

**Перекачувальний насос агр. 463Б (58)** - насос відцентрового типу, що використовується по за баком, з приводом від електродвигуна постійного струму. Встановлений на задній стінці м'якого бака № 2, забезпечуючи перекачування палива з м'яких баків в бак № 3а;

**Перекачувальний насос ЕЦН-14БМ** - насос відцентрового типу, що встановлений всередині паливного бака № 3 знизу в спеціальному ковпаку, забезпечуючи перекачування палива з бака № 3 в бак № 3а;

**Зворотні клапани (2 шт.) (46)** – клапани тарільчаного типу. Один з клапанів встановлений за перекачувальним насосом першої групи баків. Тарілка цього клапана притискається до сідла пружиною. Другий зворотний клапан встановлений за насосом II черги баків, і його тарілка лежить на сідлі вільно. Наявність підпружинених зворотних клапанів в трубопроводі за перекачувальними насосами I групи забезпечують найбільшу вироблення палива і надійність живлення двигунів при знеструмленні підкачувальних насосів. Зворотні клапани перекривають трубопроводи, коли палива стає замало;

**Клапан перекачування (65) (поплавковий)** – клапан, що служить для запобігання переповнення баків III черги паливом, яке перекачують насоси I і II черги;

**Сигналізатори тиску СДУ 3А-0,35 (2 шт.)** – пристрої, що сповіщають пілота про надлишковий тиск за ними в більш  $0,35 \text{ кг/см}^2$ . Підключені до трубопроводів за перекачувальними насосами;



**Кран перекачування (64)** – кран клапанного типу з приводом від електромеханізму МЗК-2. Встановлений за заднім лонжероном крила в районі нервюри № 7а крила. Призначений для:

1. Об'єднання магістралі від підкачувальних насосів I і II групи через клапани перекачування з III групою;
2. Для перекриття лінії перекачування і сполучення магістралей від підкачувальних насосів I і II черги з магістраллю живлення двигуна в разі вироблення палива самопливом (при знеструмлених перекачувальних насосах).

**Кран кільцювання (23)** – кран заслінчатого типу з приводом від електромеханізму МЗК-2. Забезпечує з'єднання між собою витратних баків. Встановлено в трубопроводі кільцювання, прокладеному по переднього лонжерону центроплана.

**Трубопроводи** – труби, що йдуть від насосів до магістралей харчування двигунів по задньому лонжерону;

**Паливомір СПУТ1-5ВЕ** – паливомір, що вимірює сумарний запас палива в групах однієї половини крила, запас палива в кожній групі баків, автоматично вимикає підкачувальні насоси перших і других груп, видає сигнал при залишку резервного запасу палива 580кг.

## РОЗДІЛ 2 СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

### 2.1. Експлуатаційні дані паливної системи Ан-26

1. Використовуване пальне – авіаційний керосин марок Т-1, ТС-1, Т-2, Т-7 з присадками іонол та 0,002...0,004% зносостійкої, а також їх суміші. При температурі атмосферного повітря +5°C або нижче в аеропорті зльоту в пальне додається рідина «І-М» або «ТГФ-М» в кількості 0,1% від об'єму для запобігання утворенню кристалів криги з розчиненої у пальному води.
2. Повна ємність паливних баків літака складає 7080 л, а експлуатаційна заправка пального з урахуванням недозаправки 3% об'єму баків на температурне розширення пального складає 6880л.
3. В першу групу баків заправляється 1600 л палива, а сумарна заправка другої і третьої груп - 1840 л. Місткість третьої групи баків до рівня отворів переливу бензину у нервюрі 8а дорівнює 570 л.
4. Сумарна централізована заправка баків становить 6280 л.
5. Невипрацьований залишок палива при працюючих підкачувальних насосах становить 50 кг. На літаках, які не пройшли капітальний ремонт - 110 кг.

Кафедра гідрогазових систем				НАУ 21.05.12.000.000 ПЗ			
Виконав	Ковальов М.Ю.			Спеціальна частина	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Халіль С.А.						
Консульт.	Бадах В.М.						
Н. контр.	Сивашенко Т.І.						
Зв. кафедр	Бадах В.М.						
					гр. ЛВ - 401Б		

б. При вимкнених насосах:

- невикористаний залишок палива 260 л (по 130 л у кожній видатковій III групі баків);
- з II груп баків паливо практично виробляється повністю;
- з I груп баків після виключення перекачувальних насосів паливо самопливом практично не виробляється;
- при залишку палива у витратній групі правої половини крила 185 л в першу чергу порушується живлення двигуна РУ 19А-300.

## 2.2. Розрахунок висотності паливної системи

Висотність паливної системи характеризує висоту польоту літака, що забезпечує сталу подачу пального до двигуна без перешкод на будь яких режимах роботи авіаційного двигуна.

При розрахунку висотності розрізняють два типи розрахунку:

- Злітний режим, в якому враховується робота двигунів на висоті до 2 км.
- Крейсерський режим, який враховує роботу двигунів на висотах більших від 2 км. Береться до уваги формула ( $Q_{кр} = Q_{взл} \cdot 0,8$ ).

**Використовується формула:**

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

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

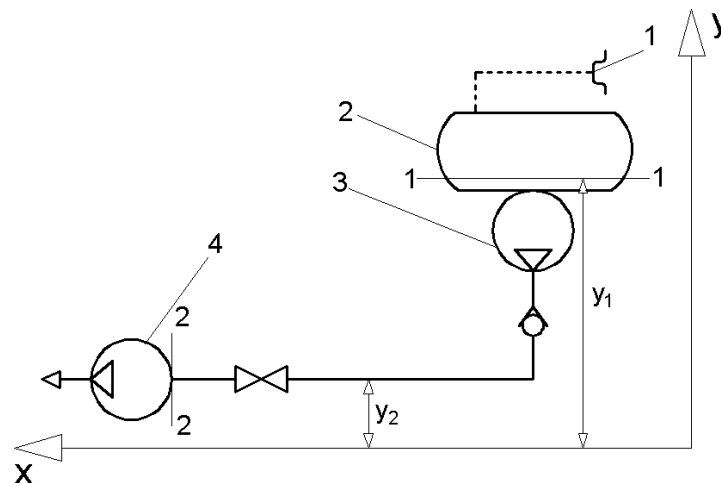
У якій  $a = 1,2 \cdot 10^9 \text{ Па} \cdot \text{с}^2 \cdot \text{м}^{-6}$ ; Густина пального  $\rho = 775 \text{ кг/м}^3$  - береться за температурі  $t_{\text{догр}} = +45^\circ\text{C}$ .

Будується таблиця споживання пального двигуном на різних висотах роботи:

**Таблиця 2.1.**

Н, км	0	2	4	6	8	10	12	13	14
$Q_H/Q_{BЗЛ}$	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

Зобразимо схему паливної системи, за якою проводимо обчислення:



**Рис. 2.1. Схема розрахунку висотності пальної системи літака за умови непрацюючого насоса підкачки.**

1 – дренажний всмоктувач; 2 – витратний бак; 3 – насос підкачки (несправний); 4 – справний насос підкачки.

Наступним кроком визначимо надлишковий тиск, який потребує паливний бак:

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

Провівши всі підрахунки, систематизуємо їх, звівши до таблиці:

**Таблиця 2.2.**

Q, м <sup>3</sup> /с	Q <sub>н=8</sub> = 0,002		Q <sub>н=10</sub> = 0,0018		Q <sub>н=12</sub> = 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 <sub>ε</sub>	10,3	10,6	10,4	10,8	10,7	11,2
K, 1/м <sup>2</sup>	1337	2817	1345	2842	1366	2905
K <sub>маг</sub> , 1/м <sup>2</sup>	3118		3145		3210	
P <sub>н min</sub> , Па	41729		37422		29976	
H, м	6900		8250		9200	

Коли ми вже маємо таблицю з розрахунками по висотності пальної системи у випадку несправності насоса підкачки, розрахуємо висотність з працюючим насосом.

У такому випадку використовують за двома випадками:

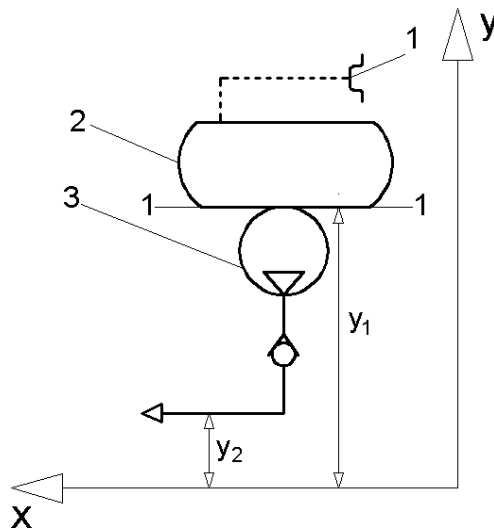
- Закритого крану хрестового живлення;
- Відкритого крану хрестового живлення.

Для цих розрахунків використовують формули:

$$P_{н min} = A + B \cdot Q^{2/3},$$

$$A_3 = P_{t4/1} - P_{надл}, \quad B_3 = 2350 \cdot \rho \cdot g \cdot \left(\frac{n}{c}\right)^{4/3};$$

В яких серед позначень: n = 200 об/сек - нормальний режим роботи насоса; c = 1200 – коеф. Кавітації; Q – споживання пального на висоті 1200м.



**Рис. 2.2. Схема вичислення висотності пальної системи зі справним підкачувальним насосом.**

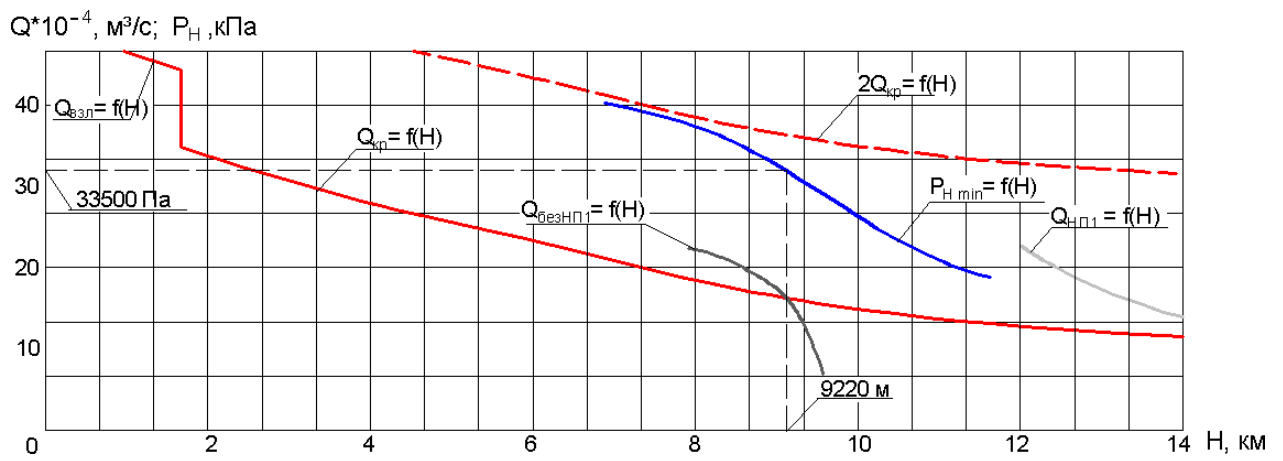
1 – дренажний всмоктувач; 2 – витратний бак; 3 – підкачувальний насос.

Провівши розрахунки висотності пальної системи, складаємо з результатів таблицю:

**Таблиця 2.3.**

$Q, \text{ м}^3/\text{с}$	$0,1 \cdot Q_{\text{взл}} =$ 0,0005184	$0,3 \cdot Q_{\text{взл}} =$ 0,0015552	$0,5 \cdot Q_{\text{взл}} =$ 0,002592	$0,7 \cdot Q_{\text{взл}} =$ 0,003629	$0,9 \cdot Q_{\text{взл}} =$ 0,0047
$P_{\text{н min}}, \text{ Па}$	12399,7	12001,3	11255,3	10898,4	10626,2
$H, \text{ м}$	14850	15050	15450	15700	15850

Розрахувавши висотність паливної системи ПС при справному і несправному підкачувальному насосі, зіставивши таблиці з отриманих даних продемонструємо їх на графічному зображенні залежності витрати насоса до висоти:



**Рис. 2.3** Графік висотності паливної системи.

Визначаєм висотність за графіком:

У випадку закритого крана хрестового живлення:

$$P_{\min} = 13400 \text{ Па};$$

$$H_{\max} = 15100 \text{ м}.$$

У випадку відкритого крана хрестового живлення:

$$P_{\min} = 34500 \text{ Па};$$

$$H_{\max} = 10500 \text{ м}.$$

## **ВИСНОВКИ**

Паливна система ПС є однією з найважливіших і найскладніших систем, що вимагає від конструкторів (студентів нашої спеціальності) ретельного і відповідального підходу до неї під час проектування.

На неї впливають найрізноманітніші фактори, які мусять бути враховані на етапі підбору кожного агрегату паливної системи.

Паливна система також має відповідати вимогам, що затвердженні державними стандартами.



## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Сивашенко Т.І., Максютинський П.Ф. «Проектування паливних систем літальних апаратів», Київ, 2015.
2. Башта Т.М. и др. «Гидравлика, гидравлические машины и гидравлические приводы», 1970 г.
3. Башта Т.М. «Расчеты и конструкции самолетных гидравлических устройств». Оборонгиз. 1961г.
4. Лещинер Л.Б. Ульянов И.Е. «Проектирование топливных систем самолетов» 1975 г.
5. Е.М. Гурьянова «Конструкция и лётная эксплуатация самолета Ан-26»
6. В.С. Марусенко, В.М. Теслюк «Конструкція та літна експлуатація літака Ан-26» 2003 г.
7. ГОСТ 2.782-68 «Обозначения условные графические. Насосы и двигатели гидравлические и пневматические».
8. ГОСТ 2.701-68 «Единая система конструкторской документации. Схемы. Виды и типы. Общие требования к выполнению.».