

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

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

_____ В.М. Бадах

«_____» _____ 2020 р.

ДИПЛОМНА РОБОТА

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТРА

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

Виконавець: студент 2-го курсу Кутирін Володимир Іванович _____

Керівник: доцент, к.т.н. с.н.с Бадах Валерій Миколайович _____

Консультанти з розділів:

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

Охорона навколишнього середовища:

д.т.н., професор Фролов Валерій Федорович _____

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

Київ 2020

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

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

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри

_____ Бадах В.М.
«__» _____ 2020 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи студента

Кутиріна Володимира Івановича

1. Тема роботи: "Розробка та дослідження паливної системи транспортного літака з двома ТРДД злітною масою 35-40 тонн".

Затвердження наказом ректора від «5» листопада 2020 р. №2210/ст

2. Термін виконання роботи: з «5» жовтня 2020 р. до «24» грудня 2020 р.

3. Вихідні дані до роботи: злітна маса – 36,5 т, крейсерська швидкість – 700 км/год, висота крейсерського польоту – 11,6 км, кількість двигунів – 2, тип двигунів – Д-36-3А, стартове значення питомої витрати пального – 0,36 кг/год, дальність польоту – 2800 км.

4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці): основні тенденції розвитку паливних систем літаків, вимоги до паливних систем, розрахунок ємкості паливних баків, гідравлічний розрахунок системи живлення двигунів паливом, геометричні параметри магістралей.

5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: зовнішній вигляд літака, живлення ДСУ та двигунів паливом, система централізованої заправки, дренаж паливних баків, автоматика управління та паливовимірювання, штуцер централізованої заправки, встановлення насосу ЕЦНГ 5-2, встановлення насосу ЕЦН-75Б, система подачі палива в двигуни в консольній частині крила.

6. Календарний план

№ п/п	Етапи виконання роботи	Термін виконання етапів	Відмітка про виконання (підпис)
	Початок роботи над роботою, визначення мети та завдань роботи		
2	Розподіл теми на основні частини		
3	Пошук необхідних даних та літератури по літакам прототипам		
4	Виконання аналізу конструкції паливної системи в основній частині проекту		
5	Розрахунок ємкості паливних баків		
6	Гідравлічний розрахунок системи живлення двигунів		
7	Визначення геометричних параметрів паливної системи		
8	Підведення висновків		
9	Перевірка, внесення правок та підписання роботи		

7. Консультанти з окремих розділів роботи:

Розділ	Консультант (посада, П.І.Б.)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона навколишнього середовища	Завідувач кафедри, д.т.н., професор Фролов Валерій Федорович		
Охорона праці	к.т.н., доцент Казанець Віталій Іванович		

Дата видачі завдання « _____ » _____ 2020 р.

Керівник: _____ Бадах В.М.
(підпис)

Завдання прийняв до виконання _____ Кутирін В.І.
(підпис)

Дата _____

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Розробка та дослідження паливної системи транспортного літака з двома ТРДД злітною масою 35-40 т.»: 134 с., 30 рис., 37 табл., 20 джерел.

ЛІТАК, ПАЛИВНА СИСТЕМА, СИСТЕМА ЦЕНТРАЛІЗОВАНОЇ ЗАПРАВКИ, ПРОЕКТУВАННЯ, КОНСТРУКЦІЇ.

Об'єкт дослідження – паливна система.

Предмет дослідження – гідравлічні характеристики системи.

Мета дипломної роботи - проектування паливної системи транспортного літака масою 35- 40т.

Метод дослідження – аналіз, фізичне моделювання, математичний розрахунок.

Був проведений аналіз існуючих паливних систем та їх переваги/недоліки, обрана оптимальна схема для заданого літака, розроблена система централізованої заправки.

Був здійснений розрахунок системи централізованої заправки і визначені необхідні діаметри трубопроводів, подача насоса та гідравлічні характеристики на різних режимах.

Виконаний розрахунок для підтвердження відповідності вживаних діаметрів готових виробів і трубопроводів умовам часу повної заправки літака паливом, безпечної швидкості палива в трубопроводах і продуктивності заправки палива в окремий бак.

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

ЗМІСТ

Перелік умовних скорочень та прийнятих термінів.....	9
Вступ	12
1. Основна частина	14
1.1. Основні тенденції розвитку паливних систем літаків та їх відображення в літаках АНТК ім. О. К. Антонова	14
1.2. Паливна система	14
1.3. Вимоги до паливних систем	15
1.4. Магістралі подачі палива до двигунів	17
1.4.1. Методи подачі пального до двигунів	17
1.4.2. Розміщення палива в групах баків	20
1.4.3. Схеми подачі палива до двигунів	23
1.5. Методи підвищення надійності живлення двигунів паливом	26
1.6. Технічні вимоги	27
1.7. Вихідні дані для розробки та дослідження паливної системи.....	29
1.8. Визначення необхідної кількості палива	30
1.9. Розрахунок ємкості паливних баків	32
1.10. Описання паливної системи, що проектується	34
1.10.1. Паливні баки.....	35
1.10.2. Система дренажу паливних баків.....	38
1.10.3. Система централізованої заправки.....	40
1.10.4. Система подачі палива до двигунів.....	47
1.10.5. Система управління та індикації.....	56
1.11. Гідравлічний розрахунок системи живлення двигунів паливом	57
1.11.1. Умови розрахунку.....	58
1.11.2. Геометричні параметри ділянок.....	60
1.11.3. Теоретичне обґрунтування та розрахункові формули.....	60
1.11.4. Побудова характеристик гідравлічного опору магістралей паливної системи.....	67

1.11.5. Розрахунок величини швидкісного напору повітря, що використовується для підвищення тиску палива в баку.....	70
1.11.6. Живлення двигунів при непрацюючих підкачуючих насосах.....	71
1.11.7. Живлення двох двигунів від насосів одного витратного відсіку.....	74
1.11.8. Визначення продуктивності перекачування палива.....	78
1.11.9. Визначення тривалості живлення паливом двигунів при дії вертикального негативного перевантаження.....	81
Висновки щодо гідравлічних розрахунків системи подачі пального до двигунів	82
2. Спеціальна частина	83
2.1. Вихідні дані щодо гідравлічного розрахунку при проектуванні системи централізованої заправки.....	84
2.2. Геометричні параметри магістралей	85
2.3. Теоретичне обґрунтування та розрахункові формули	86
2.4. Визначення коефіцієнтів місцевих гідравлічних опорів ділянок труб із змінною геометрією.....	88
2.5. Гідравлічний опір магістралі заправки центроплану.....	90
2.6. Гідравлічний опір магістралі заправки лівої КЧК	91
2.7. Гідравлічний опір магістралі заправки правої КЧК.....	92
2.8. Гідравлічний опір магістралей ЦП і КЧК.....	93
2.9. Об'єднання магістралей ЦП і правих КЧК з лівою КЧК.....	95
2.10. Гідравлічний опір магістралі централізованої заправки в обтічнику шасі, фюзеляжі і зализі крила.....	97
2.11. Гідравлічний опір системи централізованої заправки паливом при одночасній заправці всіх баків.....	98
2.12. Визначення витрат палива в кожен бак при одночасній заправці усіх баків.....	99

2.13. Гідравлічний опір магістралі заправки правої КЧК при закритому крані заправки центроплану.....	100
2.14. Гідравлічний опір магістралей лівої та правої КЧК.....	101
2.15. Гідравлічний опір системи централізованої заправки паливом при одночасній заправці лівої і правою КЧК.....	103
Висновки	104
3. Охорона праці	105
3.1. Небезпечні і шкідливі виробничі чинники під час експлуатації або ремонту проєктованого об'єкту	105
3.2 Технічні і організаційні заходи для зменшення рівня впливу небезпечних та шкідливих виробничих чинників	107
3.2.1. Інженерно-технічні та організаційні засоби із запобігання можливого впливу шкідливих і небезпечних факторів на працюючих.....	107
3.2.2. Визначення необхідної кількості пристроїв заземлення, довжини сполучної смуги й розмірів контуру заземлення на стоянці літаків для захисту від статичної електрики.....	108
3.2.3. Порядок розрахунку.....	111
3.3. Пожежна і вибухова безпека при технічному обслуговуванні спроектованого об'єкта	112
3.3.1 Джерела запалювання ПММ.....	112
3.3.2 Заходи, передбачені для запобігання пожежі та вибуху.....	113
3.3.3 Дії персоналу в разі пожежі або вибуху.....	113
3.4. Інструкція з охорони праці. Розділ «Спеціальні вимоги»	113
3.4.1 Інструкція по техніці безпеки при стендових випробуваннях.....	113
3.4.2. Інструкція по техніці безпеки при експлуатації.....	115
Висновок.....	115
4. Охорона навколишнього середовища	116

4.1. Транспорт як один з основних забруднювачів навколишнього середовища	116
4.2. Забруднення аеропорту під час технічного обслуговування повітряних суден та їх систем.....	117
4.3. Кількісні характеристики викидів шкідливих речовин авіаційними двигунами	120
4.4. Розрахунок контрольних параметрів емісії двигуна Д-36	122
4.5. Шляхи зниження емісії авіаційних двигунів.....	125
Висновок.....	129
Загальні висновки	130
Список використаної літератури	131
Список креслень.....	133
Додаток.....	135

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ ТА ПРИЙНЯТИХ ТЕРМІНІВ

АД – авіаційний двигун;
АП – авіаційні правила;
АТС – авіаційна транспортна система;
БП – безпека польотів;
ВНА – вхідний напрямний апарат;
ГТД – газотурбінний двигун;
ЗПС – злітно-посадкова смуга;
КВТ – компресор високого тиску;
ККД – коефіцієнт корисної дії;
КЗК – канал зовнішнього контуру;
ЛА – літальний апарат;
ПММ – паливо-мастильні матеріали;
ПС – повітряне судно;
СА – сопловий апарат;
СУ – силова установка;
ТДР – термодинамічний розрахунок;
ТО – технічне обслуговування;
ТРДД – турбореактивний двигун двоконтурний;
ТСТ – турбіна середнього тиску;
ППТ – повітря-повітряний теплообмінник.
КЧК – кесонна частина крила

Авіаційний двигун (АД) – тепловий двигун для приведення в рух літальних апаратів (літаків, вертольотів, дирижаблів і ін.).

Авіаційний реєстр Міждержавного авіаційного комітету (АР МАК) – недержавна структура, утворена в 1991 році після розпаду СРСР і

Міністерства цивільної авіації. За статусом АР МАК невідомий жодному з Урядів країн СНД. Міждержавний Авіаційний Комітет також засновувався урядами країн СНД, однак має незалежний статус.

Авіаційна техніка – літальні апарати, їх бортове устаткування і агрегати, двигуни, авіаційне озброєння, авіаційні засоби рятування, тренажери, наземні засоби управління повітряним рухом, навігації, посадки і зв'язку, а також засоби наземного обслуговування літальних апаратів.

Безпека польотів – комплексна характеристика повітряного транспорту та авіаційної діяльності, яка визначає здатність виконувати польоти без загрози для життя і здоров'я людей.

Коефіцієнт корисної дії (ККД) – відношення виконаної роботи до загальних енергетичних затрат на її виконання. Безрозмірна величина, яка вимірюється у відсотках. Є важливою характеристикою машин та двигунів.

Крейсерська швидкість – найвигідніша швидкість руху літака, що досягається при найменшому кілометровому витраті палива. В авіації це повітряна швидкість горизонтального (крейсерського) польоту, при якій величина відношення потрібної тяги до швидкості польоту мінімальна.

Норми льотної придатності – частина Авіаційних правил, що містить вимоги до конструкції, параметрів і льотних якостей повітряних суден і їхніх компонентів, спрямовані на забезпечення безпеки польотів.

Пасажирський літак (комерційний літак, авіалайнер) – літак, призначений для перевезення пасажирів і багажу.

Повітряний транспорт – поняття, яке включає як власне повітряні судна, так і необхідну для їх експлуатації інфраструктуру: аеропорти, диспетчерські та технічні служби.

Повітряне судно (ПС) – літальний апарат, підтримуваний в атмосфері за рахунок взаємодії з повітрям, відмінної від взаємодії з повітрям, відбитим від поверхні землі або води.

Ступінь двоконтурності – параметр турбореактивного двоконтурного двигуна, що показує відношення витрати повітря через зовнішній контур двигуна до витрати повітря через внутрішній контур.

Технічне обслуговування повітряного судна – комплекс робіт, передбачений експлуатаційно – технічною документацією (ЕТД) по підготовці повітряногосудна до готового до польоту стану.

Тягозброєність – відношення тяги двигунів до ваги літального апарату.

Широкофюзеляжний літак – пасажирський літак, діаметр фюзеляжу якого складає від 5 до 6 метрів. Зазвичай цим терміном позначають літак з двома проходами між кріслами в салоні.

Експлуатант повітряного судна – фізична або юридична особа, яка здійснює експлуатацію повітряного судна на підставі права власності, договору оренди чи інших правовстановлюючих документах. Експлуатантом може бути також держава або міжнародна організація, наприклад, ООН, якщо вони безпосередньо керують експлуатацією повітряного судна.

ВСТУП

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

Метою даної розробки є створення паливної системи, яка за своїми характеристиками надійності, живучості, пожежо- та вибухобезпеці, масовим, габаритним характеристикам, ремонтно- та контролепридатність, експлуатаційній технологічності задовольнила б перспективні вимоги 2000-х років.

У процесі розробки робиться обґрунтування і варіантне пророблення принципової та конструктивної схеми паливної системи, що передбачає порівняльний аналіз переваг і недоліків різних схемних і конструктивних рішень паливної системи. Метою такого пророблення є обґрунтування обраної принципової схеми і її конструктивної реалізації. Дається опис роботи і особливостей конструктивного вимагання проектованої системи.

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

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

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

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

Через те, що прості на технічному обслугованні роблять істотний вплив на економічну ефективність експлуатації літака, робиться розробка монтажного пристрою, який забезпечує зміну насоса без зливу палива.

РОЗДІЛ 1

ОСНОВНА ЧАСТИНА

1.1. Основні тенденції розвитку паливних систем літаків та їх відображення в літаках АНТК ім. О. К. Антонова

Основна задача аналізу – розглянути системи паливоподачі літаків фірми «Антонова», прослідити еволюцію схем від II до IV-го поколінь, а також провести аналіз параметрів бакових насосів, які застосовуються в системах підкачки та перекачки.

Прослідковано еволюцію насосів підкачки та перекачки з точки зору їх приводу, масових характеристик та ресурсу.

Одночасно зроблена спроба виявлення схожості та різниці в підході до проектування паливних систем, їх аналізу та видачі рекомендацій по проектуванню паливних систем літаків наступних поколінь.

Розпочата спроба порівняння дійсних значень тиску в магістралях підкачки з розрахунковими, з метою обґрунтування заданих значень тиску на перекривних кранах.

Прослідковано еволюцію систем живлення паливом літаків II-го покоління та наступних поколінь, що надійшли в експлуатацію в останні роки, які створюються в теперішній час.

1.2. Паливна система

«Паливна система призначена для розміщення на ПС палива та безперебійної подачі палива до двигуна, ДСУ на всіх режимах роботи двигунів, на всіх режимах і висотах польоту ПС і в широкому діапазоні температур. Крім того на деяких ПС паливо використовується для охолодження масла, агрегатів, системи кондиціонування, радіоелектронної апаратури, балансування ПС,

привода постійної частоти обертання генератора ін., а також як робоча рідина у різноманітних автоматичних пристроях (керування створками реактивного сопла та лопатками вхідного направляючого апарату)» [1], [8].

1.3. Вимоги до паливних систем

До паливних систем пред'являють наступні основні вимоги:

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

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

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

4. Місткість баків на ПС повинна забезпечувати розміщення необхідної кількості палива для польоту на задану максимальну дальність або тривалість і резервний запас палива на 45 хв. польоту при використанні всіх марок

палива, допущених для експлуатації донного типу ПС, з урахуванням зміни густини, температури та інших параметрів.

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

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

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

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

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

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

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

заправки та зливу на землі.

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

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

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

13. Паливна система повинна мати високу технологічність – пристосованість до виконання робіт по технічному обслуговуванню за короткий час з мінімальною кількістю виконавців, з використанням найбільш економічних та передових методів технічного обслуговування» [2].

1.4. Магістралі подачі палива до двигунів

1.4.1. Методи подачі пального до двигунів

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

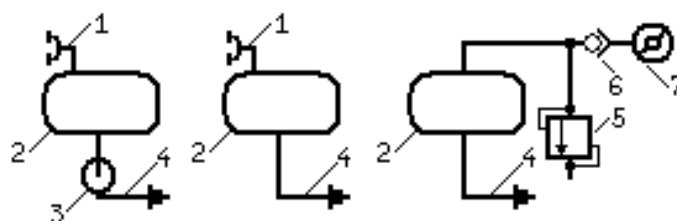
«Для графічного зображення систем використовують креслення та їх спрощено-узагальнені варіанти у вигляді структурної, принципової та монтажно-ї схем, що виконуються за ЄСКД. На структурній схемі (блок-схемі) показують основні агрегати системи, їх призначення та взаємозв'язки.

Агрегати зображують у вигляді прямокутників, всередині яких надані їх найменування, зв'язки – лініями, а напрямки – стрілками.

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. Агрегати зображують у вигляді спрощених конструктивних контурів. Якщо монтажна схема виконана не у масштабі, то вона переставляє собою схему з'єднань. 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» [3], [4], [5].

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



а) б) в)

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 за допомогою насосів

Найбільш розповсюдженим в паливних системах сучасних ПС є виробіток палива з баків за допомогою насосів підкачки (рис. 1.1,а). В цьому випадку баки не навантажені великим надлишковим тиском, баки можуть бути легкими. Бак може бути розташований нижче насосу підкачки двигуна. Насосом легко керувати й можливо застосувати задане автоматичний виробіток палива з баків. Підкачуючі насоси забезпечують необхідний тиск на вході в двигун на всіх висотах польоту ПС. Недоліком способу є збільшення маси паливної системи, зниження пожежної безпеки при застосуванні електроприводу цих насосів, а також мала висотність самих насосів, можливість їх відмови. Для підвищення надійності живлення встановлюють два-три паралельно працюючих насоса.

Подача палива самопливом

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

Такий спосіб виробітку застосовується на ПС з порівняльно малопотужними ПД, де потрібний тиск на вході в насос двигуна невеликий і коли мається перевищення паливного баку над двигуном.

Перевагою такого способу подачі є простота й легкість конструкції, а недоліком – малий напір палива на вході в насос. На сучасних ПС такий спосіб подачі не знаходить застосування. Він застосовується для переливання палива з вище розміщеного баку в нижче розташований за наявності додатного поперечного V крила.

Подача палива витісненням

При випрацюванні палива з баків витісненням (рис. 1.1,в), паливний бак знаходиться під тиском, створюваним джерелом тиску (стиснутим повітрям від компресора двигуна та бортового балону або нейтральними газами).

Надпаливний простір баків ізолюваний від атмосфери. Для збереження баків від надмірного тиску в системі наддуву маються запобіжні й регулюючі пристрої. Перевагами такої схеми виробітку палива є: необмежена висота польоту, відсутність паливних насосів, відсутність системи дренажу й втрат палива на випаровування, проте суттєвими недоліками такого способу подачі палива до двигунів є: велика маса завантажених надлишковим тиском баків, мала живучість їх при пошкодженні. Зазвичай такий спосіб застосовується в сполученні з іншими способами для перекачки палива з підвісних баків в витратний на військових ПС.

1.4.2. Розміщення палива в групах баків

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

Послідовне з'єднання баків

Для раціональної подачі палива до двигунів з малими гідравлічними втратами тиску, невеликою масою магістралей й забезпечення необхідного діапазону центрівки баки об'єднують в окремі групи шляхом послідовного з'єднання (рис. 1.2). Групи баків можна розглядати як один бак з перегородками.

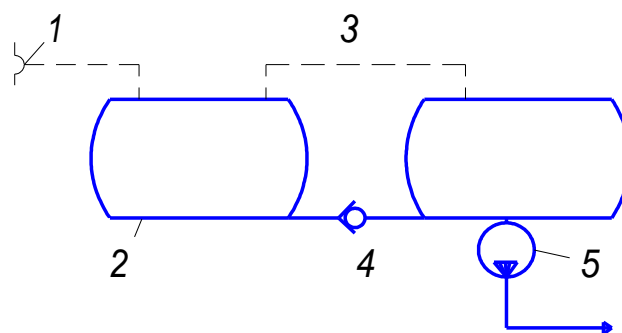


Рис. 1.2. Послідовне об'єднання баків в групу.

1 – забірник повітря; 2 – бак; 3 – дренажний з'єднуючий трубопровід; 4 – клапан переливу (зворотній клапан); 5 – НП1; 6 – витратний бак.

Магістраль подачі палива до двигунів з паралельно об'єднаними групами баків (рис. 1.3) дає можливість керувати витратою палива за будь-якою програмою. Послідовність випрацювання може бути забезпечена за рахунок роботи насосів в баках (групи баків) на різних режимах.

Паралельне з'єднання баків

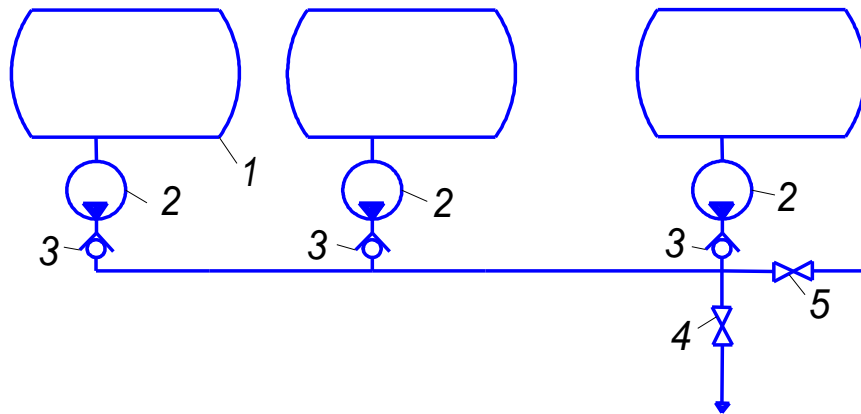


Рис. 1.3. Фрагмент схеми забірної магістралі з паралельно об'єднаними баками. 1 – баки; 2 – НП1; 3 – зворотні клапани; 4 – пожежний кран; 5 – кран кільцювання.

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

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

Послідовне об'єднання груп баків

Магістраль подачі палива з послідовно об'єднаними групами баків (рис.1.4) виконана так, що з кожного бака паливо перетікає самопливом або перекачується насосами перекачки у витратний бак, а з нього подається к двигуну. Така система забезпечує просту систему керування, малу масу

магістралі, проте наявність одного витратного баку знижує живучість паливної системи.

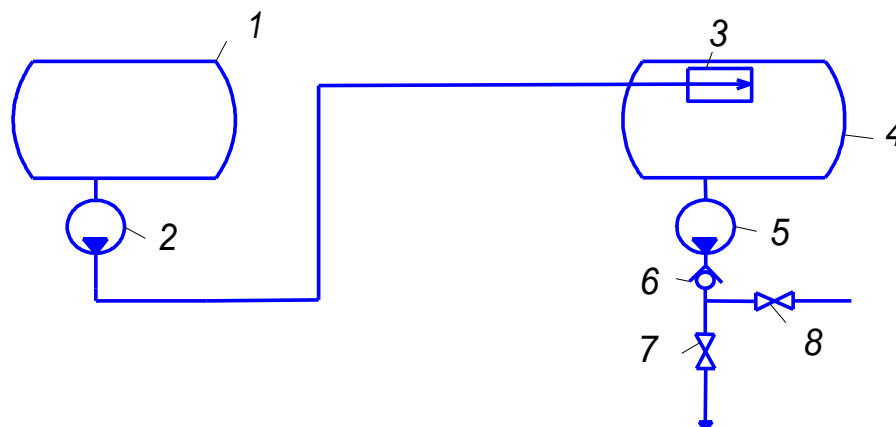


Рис. 1.4. Фрагмент схеми забірної магістралі з послідовно об'єднаними баками.

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

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

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

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

1.4.3. Схеми подачі палива до двигунів

Автономна подача палива до двигунів (рис. 1.3 і 1.4) полягає в тому, що паливо до кожного двигуна ПС подається від своїх груп баків.

Централізована подача (рис. 1.5) виконується так, що паливо з одного витратного баку подається до декількох двигунів.

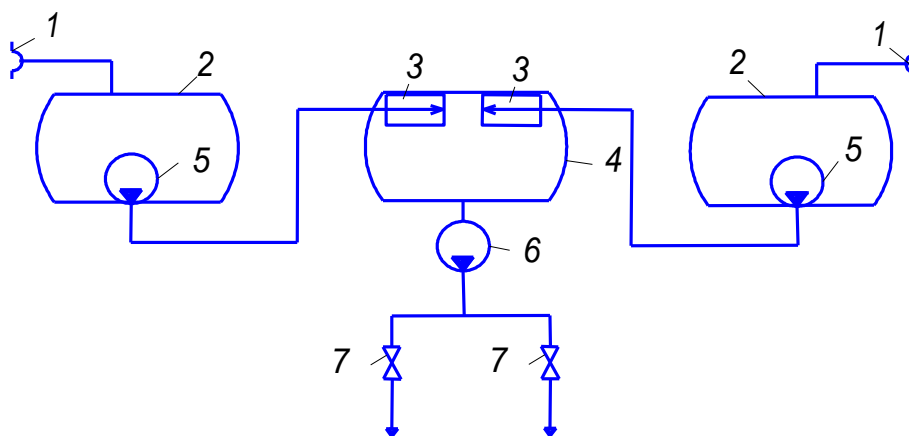


Рис.1.5. Централізована подача палива до двигунів.

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 палива (рис. 1.6) зроблена таким чином, що маються, наприклад, дві автономні магістралі подачі (ліва і права), але кожна з них забезпечує живлення паливом двох двигунів.

Дольова (рис. 1.7) застосовується на ПС з непарним числом двигунів, зазвичай розташованих в хвостовій частині фюзеляжу, коли подачу палива забезпечують НПІ двох забірних магістралей, ведучих свій початок від двох витратних баків.

В межах допусків ці насоси можуть відрізнятися напірними характеристиками, що може викликати нерівномірне випрацювання палива

насосами НПІ з симетрично розташованих баків й в наслідок – до різних рівнів палива у витратних баках.

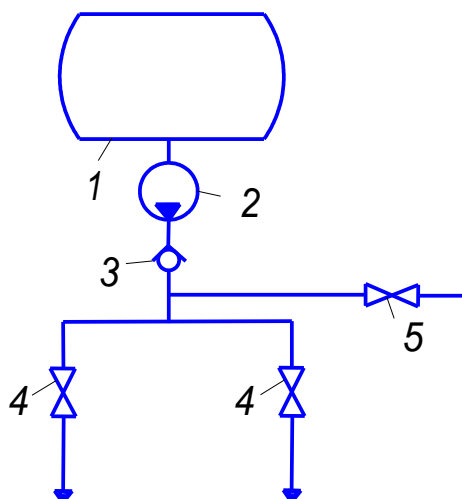


Рис. 1.6. Централізовано-автономна подача палива до двигунів.
1 – витратний бак; 2 – підкачуючий насос; 3 – зворотній клапан; 4 – пожежні крани; 5 – кран кільцювання.

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

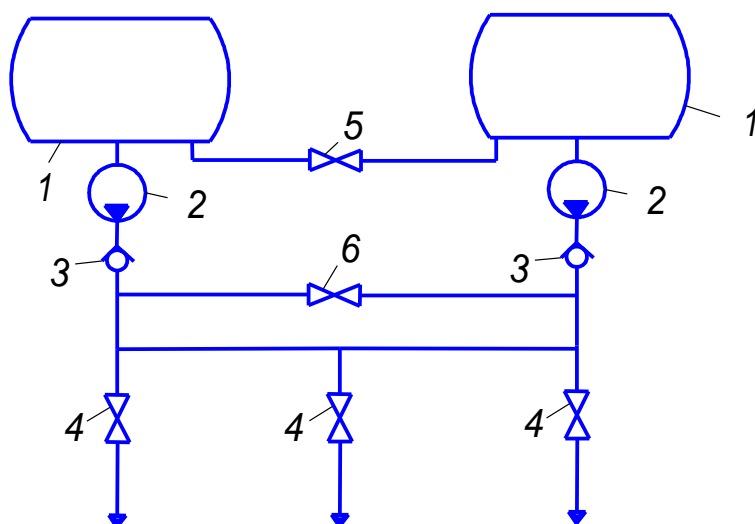


Рис. 1.7. Дольова подача палива до двигунів.
1 – баки; 2 – НПІ; 3 – зворотні клапани; 4 – пожежні крани; 5 – кран об'єднання; 6 – кран перехресного живлення.

Вирівнювання рівня палива у витратних баках при дольовій подачі можна здійснити самопливом при відчиненні крана об'єднання баків через

переливну магістраль, тому як при різному рівні палива в баках при відчиненому крані 5 паливо буде переливатися з одного баку в інший або за рахунок застосування автомата вирівнювання. В цьому випадку насос підкачки в тому баку, де менше палива автоматично переводиться на знижений режим роботи або тимчасово відключається та після зрівнювання палива включається знову.

Централізовано-дольова подача (рис. 1.8) 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 НПІ у витратному баку не змінюють в ньому рівня палива.

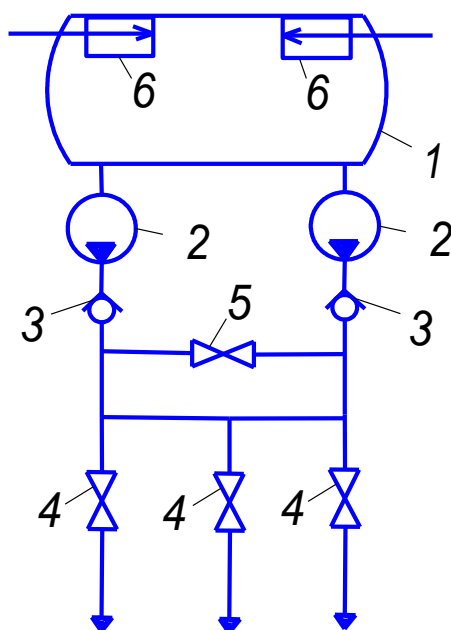


Рис. 1.8. Централізовано-дольова подача палива.

1 – витратний бак; 2 – НПІ; 3 – зворотні клапани; 4 – пожежні крани; 5 – кран кільцювання; 6 – клапани граничного 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 ньому встановлюють поплавкові клапани рівня («порціонер»).

Перехресне живлення двигунів паливом (кільцювання, об'єднане живлення) застосовують на ПС з декількома групами баків і з двома або більшим числом двигунів. Воно полягає в тому, що забірні магістралі декількох двигунів об'єднуються між собою магістраллю з краном (рис. 1.4, 1.5, 1.6), який відчиняється, якщо необхідно перевести живлення двох або більше двигунів від однієї магістралі, або при відмові одного з двигунів, коли треба перевести живлення працюючого двигуна на систему відмовленого двигуна. Проте з баків забірної магістралі НП1, що вийшов з ладу, паливо не буде випрацьовуватись, і це відзначиться на боковій центрівці ПС, дальності та тривалості польоту. Магістраль перехресного живлення може також використовуватись для вирівнювання залишку палива у витратних баках забірних магістралей.

1.5. Методи підвищення надійності живлення двигунів паливом

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

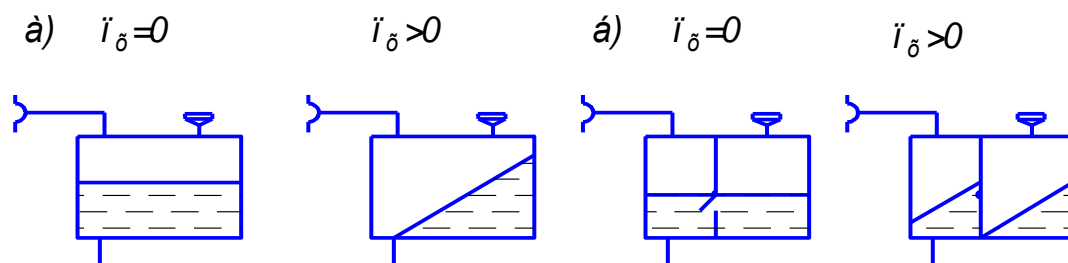


Рис. 1.9. Забезпечення живлення двигунів паливом при повздовжніх перевантаженнях.

а – баки без перегородок; б – баки з перегородками й зворотним клапаном.

При сумісній роботі НП1 кожен насос має подачу палива навпіл меншу, ніж потрібна витрата двигуна, що знижує потрібний кавітаційний запас тиску

НП1 і збільшує його висотність. Проте дублювання насосів збільшує масу конструкції й потребує додаткової потужності для приводу насосів.

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

Забірні відсіки зі зворотними клапанами застосовують для виключення відливу палива від НП1 при еволюції ПС і при дії перевантажень. Вони забезпечують живлення двигунів паливом при відливі його від підкачуючого насоса (рис. 1.9). На окремих ПС біля забірного відсіку встановлюють насос перекачки для заповнення витратного відсіку паливом. У верхній частині забірного відсіку встановлюють клапани переливу палива. Таким чином забірний відсік завжди заповнений паливом. Для підвищення надійності живлення застосовують наддув баків, паливні акумулятори, паливні фільтри споряджають клапанами перепуску палива.

1.6. Технічні вимоги

«Основні вимоги до паливної системи містяться в Авіаційних Правилах (АП-25) [7]. В частині системи подачі палива до двигунів, до них відносяться:

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 попадає в систему, не змогло привести до зриву горіння у газотурбінному двигуні.

3. Кожна паливна система літака з газотурбінними двигунами повинна бути здатна тривали працювати у всьому діапазоні витрат та тиску палива, отримаю чого максимально можливе в очікуваних умовах експлуатації

кількість розчинної та вільної води та охолодженою до найбільш критичної температури для обмерзання, які можуть зустрітися в експлуатації.

4. Кожна паливна система повинна задовольняти вимогу 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 житися паливом більш ніж з одного бака, паливна система повинна для кожного газотурбінного двигуна додатково до відповідного ручного переключення мати пристрій, що запобігає перебою подачі палива до цього двигуна без участі екіпажу у випадку, якщо паливо в будь-якому баку, який живить цей двигун, вироблено в процесі нормальної роботи, а в будь-якому іншому баку, з 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.» [7]

1.7. Вихідні дані для розробки та дослідження паливної системи

«Для розробки та дослідження паливної системи обрано літак прототип Ан-74-200, модифікація радянського транспортного літака Ан-72 для застосування в умовах крайньої Півночі, створений в АНТК імені О. К. Антонова.

Вихідні данні про літак Ан-74-200 та двигуни, які будуть використані при проектуванні паливної системи (табл. 1.1)» [1], [2].

Табл.1.1

Основні данні літака та двигунів

Найменування	Позначення	Одиниці вимірювання	Величина
Злітна маса	$G_{взл}$	т	36,5
Крейсерська швидкість	$V_{кр.}$	км/год	700
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-36-3А		
Кількість двигунів	n		2
Стартове значення питомої витрати пального	C_{p0}	кг/кггод	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	98,62
Розмах крила	L	м	31,89
Кут поперечного V	V	град.	-4,5

1.8. Визначення необхідної кількості палива

Відносний запас палива на політ:

$$\overline{m_T} = \frac{m_T}{G_{взл}} \quad (1.1)$$

Для літаків з вираженою крейсерською дальністю польоту:

$$\overline{m_T} = \overline{m_{TNP}} + \overline{m_{T.CH.П}} + \overline{m_{T.KP}} + \overline{m_{TANЗ}} + \overline{m_{TMA}} \quad (1.2)$$

де $\overline{m_{TNP}}$ – відносний запас палива на набір висоти та розгін;

$\overline{m_{T.CH.П}}$ – на зниження та посадку;

$\overline{m_{T.KP}}$ – на крейсерський режим польоту;

$\overline{m_{TANЗ}}$ – аеронавігаційний запас;

$\overline{m_{TMA}}$ – на маневрування по аеродрому.

Для дозвукових літаків із звичайним зльотом та посадкою.

$$\overline{m_{TNP}} = \frac{0,0035 \cdot H_0 \cdot (1 - 0,03 \cdot m)}{1 - 0,004 \cdot H_0} \quad (1.3)$$

де H_0 – висота початку крейсерського польоту;

m – ступінь двохконтурності двигуна;

$H_0 = 10$ км; $m = 5$.

$$\overline{m_{TNP}} = \frac{0,0035 \cdot 10 \cdot (1 - 0,03 \cdot 5)}{1 - 0,004 \cdot 10} = 0,03$$

$$\overline{m_{T.CH.П}} = 0,02 \cdot H_k \cdot (1 - 0,023 \cdot H_k) \cdot (1 - 0,03 \cdot m) \quad (1.4)$$

де H_k – кінцева висота крейсерського польоту;

$H_k = 11$ км.

$$\bar{m}_{T.CH.II} = 0,02 \cdot 11 \cdot (1 - 0,023 \cdot 11) \cdot (1 - 0,03 \cdot 5) = 0,12$$

$$C_p = C_{p_0} + \frac{0,4 \cdot M}{1 + 0,027 \cdot H_0} \quad (1.5)$$

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

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

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

$$\bar{m}_{TKP} = (1 - \bar{m}_{THP}) \cdot \frac{(L - L_{HCH}) \cdot C_p}{(V_{KP} - W) \cdot K_{MAX}} \quad (1.6)$$

де \bar{m}_{THP} – відносний запас палива на розгін та набір висоти;

L – дальність польоту без витрати АНЗ;

L_{HCH} – дальність планерування;

C_p – питома витрата палива двигунів на крейсерському режимі;

V_{KP} – крейсерська швидкість;

W – розрахункова швидкість зустрічного вітру;

K_{MAX} – максимальна якість.

$$\bar{m}_{THP} = 0,024; \quad L = 2800 \text{ км}; \quad L_{HCH} = 160 \text{ км}; \quad C_p = 0,53 \text{ кг/год};$$

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

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

$$\bar{m}_{TANZ} = 0,9 \frac{C_p}{K_{MAX}} \quad (1.7)$$

де C_p – питома витрата палива двигунів на крейсерському режимі;

K_{MAX} – максимальна якість.

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

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

$$\overline{m}_{TMA} = 0,006 .$$

Отримані результати підставляємо в формулу (1.2) та отримаємо необхідну відносну кількість палива на політ:

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

Визначимо m_T :

$$m_T = \overline{m}_T \cdot G_{B3L} = 0,29 \cdot 36,5 = 10,59 \text{ (т)}$$

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

1.9. Розрахунок ємкості паливних баків

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

$$V_{KES} = \psi \cdot \frac{1}{3} \cdot h \cdot (S_1 + \sqrt{S_1 \cdot S_2} + S_2) \quad (1.8)$$

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:

$$S = C_{CP} \cdot B_L \quad (1.9)$$

де C_{CP} – середня товщина профілю кесона;

B_L – міжлонжеронна відстань.

Обчислюємо площі міжлонжеронних частин нервюр 3 за формулою (1.9):

$$h=3,1; \quad C_{CP}=0,5 \text{ м}; \quad B_L=2,53 \text{ м.}$$

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

Визначимо об'єм кесона за формулою (1.8):

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

Визначимо площі міжлонжеронних частин нервюр 12 за формулою (1.9):

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

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

Визначаємо об'єм кесона за формулою (1.8):

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

Визначимо площі міжлонжеронних частин нервюр 20 за формулою (1.9):

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

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

Визначаємо об'єм кесона за формулою (1.8).

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

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

Визначимо площі міжлонжеронних частин нервюр 22 за формулою (1.2.2):

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

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

Визначаємо об'єм кесона за формулою (1.8):

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

Об'єм бака нульової черги:

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

Об'єм одного бака першої черги:

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

Об'єм одного бака другої черги:

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

Об'єм одного бака третьої черги:

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

Загальний об'єм паливних баків:

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

$$V_{KEC} = 13760 \text{ (л)}$$

Потрібний об'єм :

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

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

1.10. Описання 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» [8]. «Паливна система включає [2]:

- 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-74).

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

Таблиця 1.2

Бак	Зміщуваність при заправці		Кількість палива, що випрацьовується		Частина невикористаного залишку палива
	Через заливні горловини	Централізованої	Через заливні горловини	Централізованої	
Центропланний	3190кг	3010кг	3160кг	2980кг	30кг
Криловий	2x4255=8510кг	2x4115=8230кг	2x4240=8480кг	2x4100=8200кг	2x15=30кг

Всього	11700кг	11240кг	11640кг	11180кг	60кг
--------	---------	---------	---------	---------	------

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).

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

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

Розташування точок обслуговування паливної системи приведено на рис.1.10.» [2].

1.10.1. 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» [2].

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

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

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

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

Для герметизації заклепувальних швів баків, місць проходження прохідників, місць кріплення агрегатів і кришок люків використовується герметик УЗОМЕС-5М і гумові кільця ущільнювачів» [2].

«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.

В нижніх частинах крилових баків встановлені клапани зливу конденсату.

В центропланному баку встановлено два крани зливу конденсату» [2].

1.10.2. 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» [2], [8], [9].

Принципова схема системи дренажу баків приведена на НАУ 20.02.12.004 ГЗ.

На літаку виконано дві симетричні системи дренажу.

«Система включає:

- два повітрозабірні 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 центропланний бак, який трубопроводами сполучений з атмосферою і рештою баків. Для забору повітря на нижній поверхні носка крила встановлено два повітрозабирачі, що не обігріваються, патрубки дренажу, які сполучають систему дренажу з атмосферою» [9].

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

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

Патрубок дренажу жорстко закріплений на нижній поверхні носка крила 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 центропланний бак. В

центропланному баці трубопровід, що йде від патрубку, змонтований у вигляді петлі в горизонтальній площині поряд з правою нервюрою № 3. Інший трубопровід від трійника прокладений уздовж нервюри № 6 і виведений за задній лонжерон.

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

Для виключення пошкодження бака при закупорці патрубка дренажу (або наявності в ньому заглушки) система дренажу через запобіжний клапан (вакуумний клапан і клапан надмірного тиску) сполучається з атмосферою. Вакуумний клапан спрацьовує досягнувши величини розрідження в баку $\Delta P=0,05$ 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 патрубков, на кінці якого встановлений клапан поплавка. У польоті без крену дренаж бака здійснюється через цей патрубков. При крені літака поплавок підіймається паливом, закриває клапан і перешкоджає попаданню палива з бака в трубопровід дренажу. Дренаж при цьому здійснюється через отвір в кінці трубопроводу біля нервюри № 12. При заливці паливом кінця трубопроводу відкривається клапан поплавка, забезпечуючи дренаж бака.

Дренаж передвитратного відсіку здійснюється через «вікна» у верхніх частинах нервюри № 12. Дренаж витратного відсіку здійснюється через отвори у верхній частині нервюри № 20» [1], [2].

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

1.10.3. 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» [1], [2]

Функціональна схема централізованої заправки паливом приведена на НАУ 20.02.12.003 ГЗ.

«Система включає:

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

- трубопроводи заправки;

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

- три перекирваних електрокеруваних крани заправки для перекриття заправних трубопроводів, що підводять паливо в баки;

- три гідрокерованих клапани для перекриття заправних трубопроводів, що підводять паливо в баки, при відмові електрокеруваних 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-74.

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 стрингерам фюзеляжу, - за допомогою хомутів з гумовими обкладаннями.

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

Перекривні 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 центропланному баці – 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, що пропускають паливо з кореневого у вказані відсіки.

Для можливості відкачування палива з магістрального трубопроводу після закінчення заправки перед краном заправки правого крилового бака до трубопроводу заправки приєднаний вакуумний клапан. Він встановлений в правому криловому баку 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 $0,05-0,01 \text{ кгс/см}^2$ нижче атмосферного. На стінці заднього лонжерона в районі нервюри № 1 встановлений сигналізатор тиску.

Розміщення органів керування та індикації паливної системи показано на рис. 1.11». [1], [2].

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 зажевріти 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)» [1], [2].

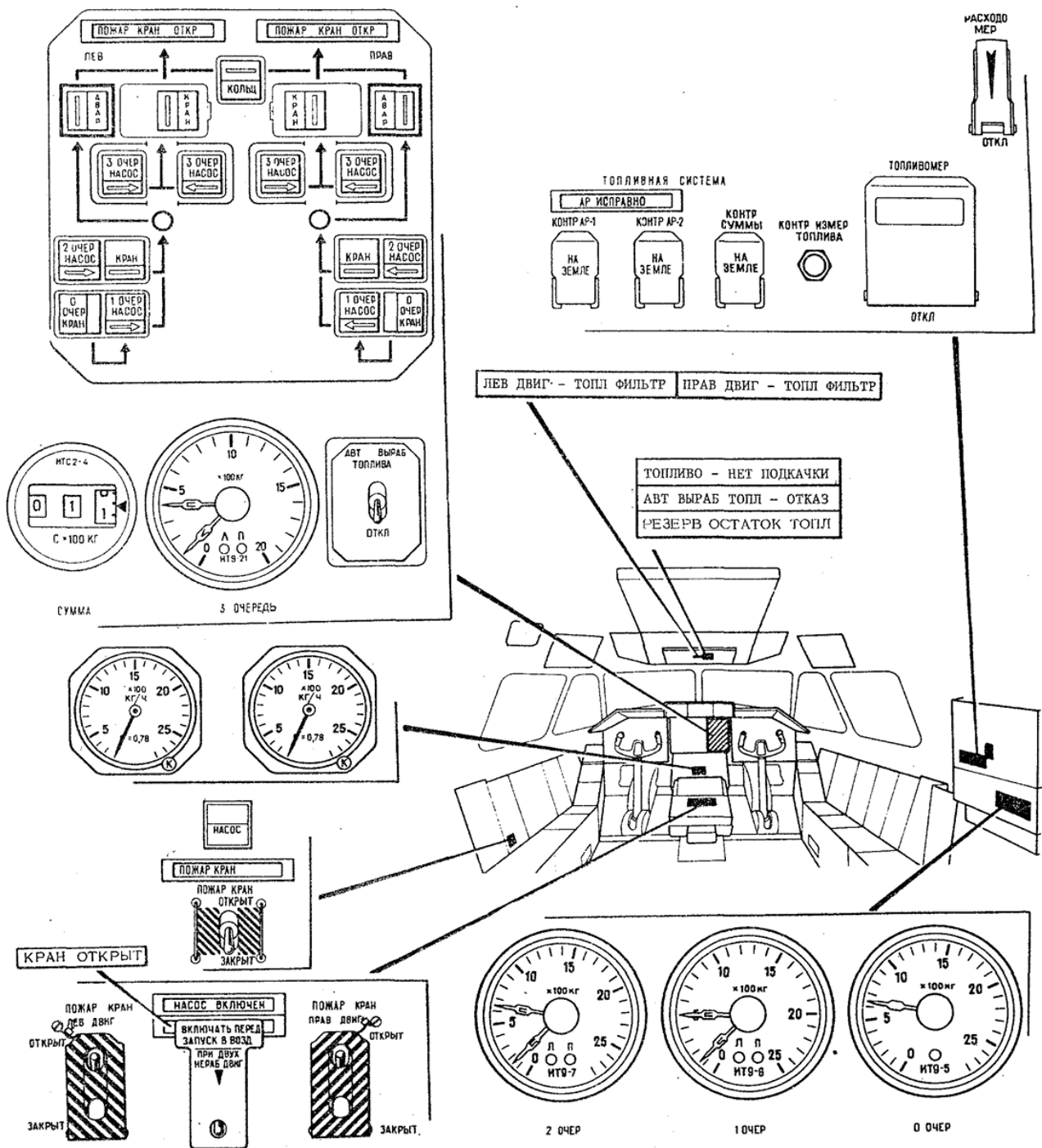


Рис. 1.11. «Органи керування та індикації паливної системи» [2].

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^0C » - світлосигналізатор « $T/T_{кр}$ » 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 « $T/T_{кр}$ » залишається в режимі мигання. Світлосигналізатор « $T/T_{кр}$ » переходить в режим постійного свічення тільки після введення температури початку кристалізації палива, що заправляється.

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

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

Якщо після закінчення введення виникає необхідність знов проконтролювати або відкоригувати введені значення « T^0C », « $T_{кр}^0C$ », « 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 «С» показання індикатора обнуляються, проводиться набір необхідної величини і натискається кнопка «←». Якщо зміни не потрібні, то для підтвердження значення натискає кнопку «←».

При виклику параметрів « T^0C » або « $T_{кр}^0C$ » після виклику, коректування і введення одного параметра необхідно викликати і підтвердити кнопкою «←» і другий параметр, і лише після цього світлосигналізатор « $T/T_{кр}$ » переходить в режим постійного свічення» [1], [2]

«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 ($T_{кр}$) - мінус 40°C). Для введення будь-якого усередненого параметра спочатку на набірному полі натискають кнопку, що відповідає невідомому параметру, спалахує в миготливому режимі світлосигналізатор цього параметра, на індикаторі «ЗАДАНО» відображається величина цього (раніше введенного) параметра, по черзі натискають кнопки «С» і «←», після чого на цьому ж індикаторі відображається величина усередненого параметру. Далі цей параметр натисненням на кнопку «←» вводиться як знов набраний.

В автоматичному режимі порядок заправки баків залежить від сумарної кількості палива, введенного на задатчику. Після введення інформації про сумарну кількість палива на борту крани заправки баків, які заправлятимуться в першу чергу, залишаються 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 перекривний кран цього бака автоматично закривається і спалахує жовтий світлосигналізатор закритого положення крана.

Після закриття перекривного крана центропланного бака автоматично відкриваються перекривні крани крилових баків, в які дозаправляється необхідна кількість палива. Закриття перекривних 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 перекривного 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» [1], [2].

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, досягши рівня палива в будь-якому баку 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 закрився автоматично, то з підвищенням рівня палива в баку закривається клапан поплавка і припиняється злив палива через нього, тиск в гідрокерованому клапані за поршнем і перед поршнем вирівнюється і клапан під дією пружини закривається, тобто надходження палива в бак припиняється.

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

Досягши тиску палива в магістралі заправки 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 перекирвні крани і включається звукова сигналізація.

Після закінчення заправки перемикачі всіх кранів заправки встановлюються в положення «ЗАКР». Перед від'єднанням заправного шлангу з трубопроводу заправки за допомогою засобу заправки відкачується паливо. При ручному режимі заправки паливо поступатиме в ті баки, де відкриті перекирвні крани. В цьому режимі заправки для неповної заправки баків перекирвні крани заправки необхідно закривати вручну. Щоб уникнути переповнення баків досягши рівня палива в будь-якому баку відповідного сигналізатора рівня заправки за його сигналом перекирвний кран цього бака закривається автоматично» [1], [2].

1.10.4. Система подачі палива до двигунів

«Система подачі палива до двигунів (система вироблення палива) призначена для безперебійної подачі палива до двигунів і ДСУ в усіх можливих умовах експлуатації літака» [2].

В систему подачі палива до двигунів входять:

- електроприводні відцентрові насоси;
- сигналізатори тиску;
- перекачуючі струменеві насоси;
- електроприводні перекирвні крани;
- зворотні клапани, встановлені в паливних трубопроводах і в межвідсікових стінках (нерв'юрах);
- трубопроводи;
- штуцера консервації двигунів і ДСУ;
- органи управління і контролю.

Функціональна і монтажна схеми системи подачі палива до двигунів і ДСУ приведені відповідно на НАУ 20.02.12.002 ГЗ і рис. 1.12.

«Система подачі палива кожного двигуна автономна і забезпечує вироблення палива з свого крилового бака. Криловий бак розділений на три

відсіки – кореневий, передвитратний і витратний. Центропланний бак є загальним для всіх двигунів.» [2]

«Порядок вироблення палива з працюючими електроприводними насосами: центропланний, крилові баки, а в крилових баках – кореневий, передвитратний, витратний відсіки. З витратного відсіку паливо подається безпосередньо до двигуна. Перекачування палива з центропланного бака в кореневі відсіки крилових баків здійснюється струменевими насосами 9 (див. рис. 1.12), встановленими в корневих відсіках в районі нервюри № 3. Для забору палива з центропланного бака через гермонервюри № 3 прокладені трубопроводи. На трубопроводах за струменевими насосами встановлені зворотні клапани, що запобігають перетіканню палива з крилових баків в центропланний бак.

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

Для забезпечення наповнення передвитратного і витратного відсіків паливом при непрацюючих електроприводних насосах в нижній частині гермонервюр № 12 і 20 встановлені зворотні клапани.» [2].

Подача палива до кожного двигуна здійснюється електроприводними відцентровими насосами 14 (ЕЦНГ5А-2) змінного струму. Установка насосу ЕЦНГ5А-2 зображена на НАУ 20.02.12.007. 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 крилових баків. В трубопроводах 10 встановлені зворотні клапани, перешкоджаючи підсосу повітря з трубки при подачі палива до двигунів самопливом.

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

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 крилового бака в інший через кран зливу 3 (766100А), встановлений в районі нервюри № 1 (правої), і відповідний криловий кран заправки [2].

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

Подача палива до ДСУ може здійснюватися двома способами:

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

Насос ЕЦН75БМ - постійного струму, встановлений у витратному відсіку правого крилового 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 крилового бака і виведений з центропланного бака через задній лонжерон назовні. На стінці заднього лонжерона в районі лівої нервюри № 1 встановлений пожежний кран 5 (771700МА) ДСУ.

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

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

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

До відцентрових насосів ЕЦН75БМ і ЕЦНГ5А-2 електропроводка підведена в герметичних трубопроводах 13.

Електропроводка насосів ЕЦНГ5А-2 приєднана до клемних колодок, встановлених в монтажних пристроях насосів, а ЕЦН75БМ - на передньому лонжероні.

Управління всіма перекиривними кранами (окрім пожежних) і насосами ЕЦНГ5А-2 здійснюєтьсяз ПКУ паливної системи кнопками-табло.

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

Кнопки-табло на ПКУ є перемикачами-сигналізаторами. Відповідне світлове поле кнопки-табло спалахує тільки при виключенні або відмові насоса (відкритому або незакритому положенні перекиривного крана).

Для включення насоса або відкриття крана необхідно натиснути кнопку-табло, яка після відпуску залишається у втопленому положенні. Виключення насоса і закриття крана здійснюються повторним натисненням кнопки-табло [2].

Робота

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

Відкриття пожежних кранів маршових двигунів здійснюється установкою перемикачів на щитку «ПОЖАРНЫЕ КРАНЫ» в положення «ОТКР». При цьому гаснуть світлосигналізатори «ЗАКР» і на час переключення заслінок кранів короткочасно зажевріють світлосигналізатори «НЕ ЗАКР». Після переключення заслінок кранів світлосигналізатори «НЕ ЗАКР» гаснуть. Закриття кранів здійснюється установкою перемикачів в нижнє положення.

При натисненні кнопок-табло «1 НАСОС 2» гаснуть поля «ОТКЛ», що свідчить про роботу насосів і паливо поступає в паливну систему двигунів. За наявності сигналу хоча б від одного сигналізатора тиску за насосом лівого (правого) бака і ненульових свідченнях паливоміра в центропланному баку автоматично відкривається лівий (правий) кран перекачування палива з центропланного бака, забезпечуючи підведення активного палива до струменевих насосів центропланного бака, які перекачують паливо з центропланного бака в кореневі відсіки крилових баків. При нульових показаннях паливоміра крани автоматично не відкриваються. Закриття цих кранів автоматично здійснюється через 10 хв після того, як покази паливоміра в центропланному баку стануть нульовими.

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

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

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

При необхідності живлення обох двигунів паливом з баків одного напівкрила натисненням кнопки-табло «КОЛЬЦ» відкривається кран

кільцювання і натисненням відповідних кнопок-табло відключаються підкачуючі насоси іншого напівкрила. При закритому крані кільцювання обидва поля кнопки-табло «КОЛЬЦ» не горять.

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

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

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

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

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

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

Резервне закриття пожежного крана ДСУ здійснюється натисненням на кнопку-табло «ПОЖАР КРАН» на щитку ДСУ. Після натиснення на кнопку-

табло гасне поле «ОТКР» відкритого положення заслінки крана і спалахує поле «НЕ ЗАКР», яке горить до переключення заслінки крана в закрите положення. Після переключення заслінки крана поле «НЕ ЗАКР» гасне.

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

За наявності різниці в кількості палива в крилових баках 300 кг і більше СУИТ формує і передає в СУОСО сигнал про дисбаланс палива і на екрани КСЕИС видається повідомлення «ДИСБАЛАНС ТОПЛИВА». Окрім цього, на КИСС цифровий індикатор крилового бака з меншою кількістю палива міняє колір із зеленого на жовтий. За цією інформацією за допомогою ламп-кнопок управління насосами і краном кільцювання усувається дисбаланс по рекомендаціях, сформованих на кадрі «ТОПЛ МФИ». Після усунення дисбалансу повідомлення зникає, а цифровий індикатор стає зеленого кольору.

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

В процесі вироблення палива постійно вимірюється температура палива в баках, визначається мінімальна температура палива і порівнюється з температурою початку кристалізації заправленого палива, яка вводиться через ПКУЗ. При пониженні температури палива в баках до величини на 5 °С вище температури початку кристалізації, встановленої на ПКУЗ, на екрани КСЕИС виводиться повідомлення «ТЕМПЕРАТУРА ТОПЛИВА МАЛА» [1], [2].

1.10.5. Система управління та індикації

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

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

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

- прийом інформації про відмови від СУИТ;

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

- видачу сигналів конфігурації літака в інші системи;

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

КСЕИС за отриманою інформацією забезпечує:

- виведення короткої інформації про паливну систему на КИСС;

- виведення мнемокадру «ТОПЛ» і параметрів паливної системи на МФИ;

- виведення застережливих і статусних повідомлень на КИСС і МФИ;

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

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

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

- запам'ятовування інформації про відмови в поточному і попередньому польотах;
- видачу в апаратуру організації зв'язку у польоті інформації про відмови для передачі її на землю;
- формування повідомлень про поточні і зафіксовані відмови для виведення на екрани багатофункціональних пультів управління обчислювальної системи літаководення (МФПУ ВСС).

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

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

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

БСКД видає в СУИТ сигнали про засмічення паливних фільтрів двигунів» [1], [2].

1.11. Гідравлічний розрахунок системи живлення двигунів паливом

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

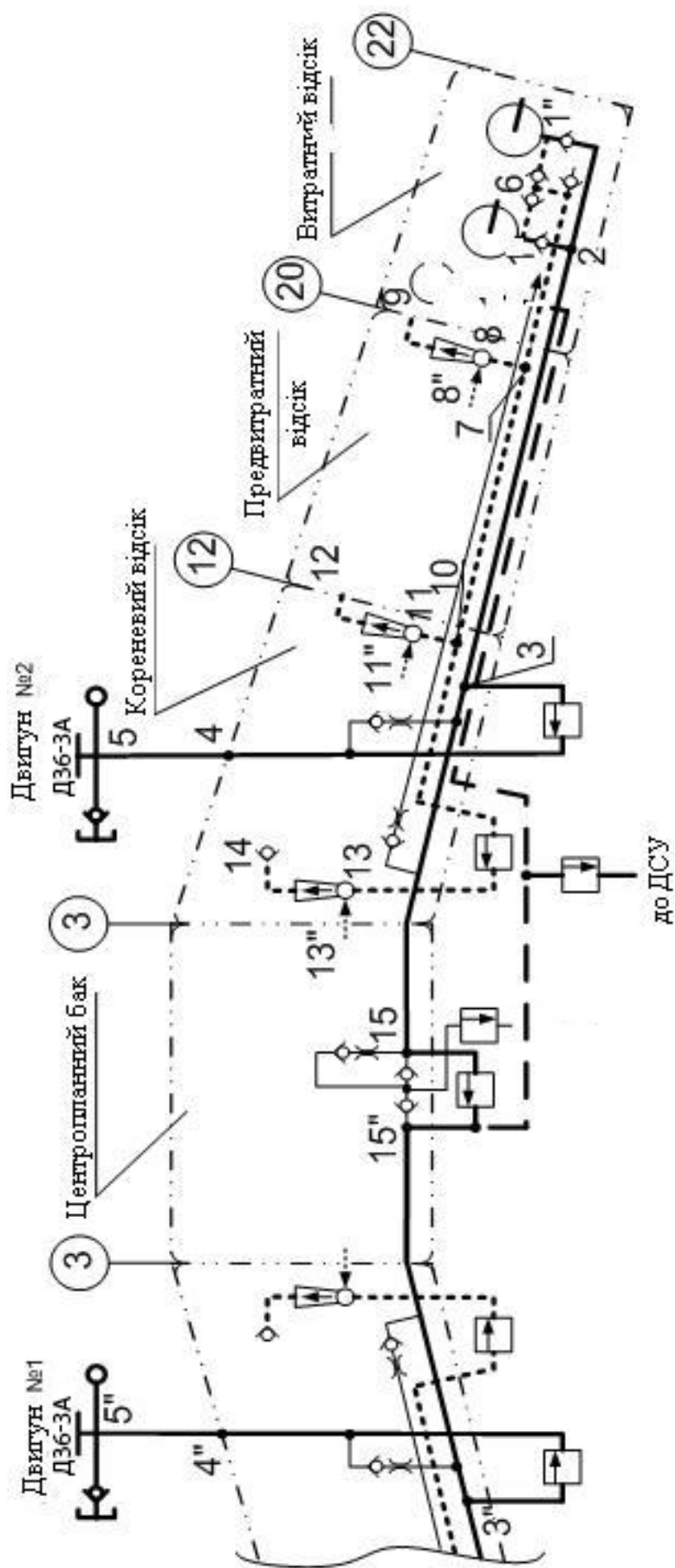
«До складу силової установки літака входять 2 ГТД Д-36-3А, живлення яких здійснюється за допомогою електроприводних насосів ЕЦНГ-5-2 розташованих у витратних відсіках крилових баків. Перекачування палива з центропланного бака в крилові, усередині крилових баків – з кореневого відсіку в передвитратний і далі у витратний відсік здійснюється за допомогою струменевих насосів (аналог Сн-13). Відбір активного палива для роботи струменевих насосів проводиться від електроприводних насосів, що живлять двигуни. В системі передбачена можливість перекачування палива у разі появи дисбалансу і живлення обох двигунів від електроприводних насосів одного напівкрила через кран кільцювання. Виходячи з конструктивних і технологічних міркувань, агрегати паливної системи сполучені між собою за допомогою трубопроводів з внутрішнім діаметром:

- в магістралях перекачування (кільцювання) - 38 мм;
- в магістралях живлення струменевих насосів - 20 мм;
- в магістралі вироблення палива:
- на ділянці від першого лонжерона до входу в двигун 34 мм;
- на ділянці від насосів до першого лонжерона 38 мм». [1], [2]

1.11.1. Умови розрахунку

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

Розрахунок ведеться по монтажних кресленнях систем вироблення палива і дренажу баків, із застосуванням калібрувальних графіків паливних місткостей. Принципова схема системи наведена на рис. 1.13. [2].



- Магістраль подачі палива до маршевих двигунів
- Магістраль подачі активного палива до струйних насосів
- - - Мігістраль подачі палива до ДСУ

Мал 1.13. Живлення двигунів паливом (принципова схема)

1.11.2. Геометричні параметри ділянок

Геометричні параметри ділянок системи наведено в табл.1.3 в додатку.

1.11.3.«Теоретичне обґрунтування та розрахункові формули [10], [11]:

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

$$\Sigma \Delta P = \Delta P_{TP} + \Delta P_M$$

Розрізняють три режими перебігу рідини: ламінарний, турбулентний і перехідний, - які характеризуються числом Рейнольдса» [10]:

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

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

d - внутрішній діаметр труби в см;

ν - кінематичний коефіцієнт в'язкості см²/с.

Виражаючи швидкість потоку як відношення витрати до площі перетину труби, перетворимо формулу в зручний для наших розрахунків вигляд [11]:

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

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

Враховуючи зміну коефіцієнта кінематичної в'язкості ν із зміною температури, формула для визначення числа Рейнольдса прийме вигляд [10]:

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

де A - умовний коефіцієнт залежний від температури (див. табл. 1.4). Зниження тиску рідини через втрати напору на тертя об стінки труби можна визначити по формулі Дарсі [11]:

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

де γ – питома вага рідини, г/см³;

λ – відносний коефіцієнт опору тертя труби завдовжки в один діаметр.

Таблиця 1.4

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

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

γ – густина палива в г/см³.

Коефіцієнт місцевого гідравлічного опору λ визначаємо за формулою [11]:

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

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

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

Зниження тиску рідини через втрати напору на місцеві гідравлічні опори визначаємо за формулою Вейсбаха[11]:

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

де ξ_M - коефіцієнт місцевого гідравлічного опору.

Для зручності виконання розрахунків спочатку визначаємо втрати тиску на тертя в трубах завдовжки в один метр і місцеві втрати при коефіцієнті гідравлічного опору $\xi_M = 1$. [11]:

Результати обчислень зводимо в таблицю по діаметрах вживаних труб і витратах палива. При використанні таблиці гідравлічний опір ділянки трубопроводу визначається за формулою [11]:

$$\Sigma \Delta P = L \cdot \Delta P_{\text{ТР}} + \xi_M \cdot \Delta P_M$$

Таблиця 1.5

Коефіцієнти гідравлічного опору раптових розширень трубопроводів.

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

Таблиця 1.6

Коефіцієнти гідравлічного опору раптових звужень трубопроводів.

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

Таблиця 1.7

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

Q_6/Q_c	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7
$\xi_{\text{п}}$	0,2	0,2	0,2	0,3	0,4	0,6	1	2,1

Коефіцієнти гідравлічного опору зігнутих ділянок трубопроводів (колін) наведені в таблиці 1.8 в додатку.

Таблиця 1.9

Коефіцієнт опору бічного відгалуження при розділенні потоків.

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

Значення коефіцієнта опору бічного відгалуження приведені до середньої швидкості.

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

Розрахунки за визначенням коефіцієнтів гідравлічного опору трійників зводимо в таблицю 1.11 в додатку.

Отримані значення коефіцієнтів місцевих опорів ділянок трубопроводів для різних варіантів роботи (відмов) системи зводимо в таблицю 1.12 в додатку.

Використовуючи дані таблиці 1.12 проведемо розрахунок сумарних значень коефіцієнтів місцевих опорів ділянок трубопроводів. Розрахунок проводимо за формулами [11]:

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

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

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

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

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

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

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

$$\begin{aligned}
& + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{т.б.}} \\
\xi_{15'-3'} &= \xi_{\text{вн.р.}} + \xi_{\text{т.п.}} + \xi_{\text{вн.с.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} \\
\xi_{3'-4'} &= \xi_{\text{т.б.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{с.ф.}} + \xi_{\text{э.м.к.}} + \xi_{\text{с.ф.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \\
& + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{п.}} \\
\xi_{4'-5'} &= \xi_{\text{в.с.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \\
& + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.н.}} \\
\xi_{1-6} &= \xi_{\text{в.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{т.б.}} + \xi_{\text{с.ф.}} + \xi_{\text{к.о.}} + \xi_{\text{т.б.}} \\
\xi_{1'-6} &= \xi_{\text{в.}} + \xi_{\text{в.р.}} + \xi_{\text{т.б.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.ф.}} + \xi_{\text{к.о.}} + \xi_{\text{т.б.}} \\
\xi_{6-7} &= \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{т.б.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{с.н.}} \\
\xi_{7-8} &= \xi_{\text{т.б.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{с.н.}} \\
\xi_{8'-9} &= \xi_{\text{с.ф.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} \\
\xi_{7-10} &= \xi_{\text{т.п.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{с.н.}} + \xi_{\text{с.н.}} \\
\xi_{10-11} &= \xi_{\text{т.б.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{с.н.}} \\
\xi_{11'-12} &= \xi_{\text{с.ф.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} \\
\xi_{10-13} &= \xi_{\text{т.п.}} + \xi_{\text{с.н.}} + \xi_{\text{с.н.}} + \xi_{\text{с.н.}} + \xi_{\text{с.н.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.н.}} + \xi_{\text{с.ф.}} + \xi_{\text{э.м.к.}} + \\
& + \xi_{\text{с.ф.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.о.п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.н.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{с.н.}} \\
\xi_{13'-14} &= \xi_{\text{с.ф.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{п.}} + \xi_{\text{к.о.}}
\end{aligned}$$

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Результати розрахунку коефіцієнтів втрати тиску на тертя в трубах завдовжки в один метр $\Delta P'_{тр}$ і місцеві втрати $\Delta P'_м$ при коефіцієнті гідравлічного опору $\xi_m = 1$ для труб внутрішнім діаметром 3,8; 3,4; 2;48 см використаних при проектуванні паливної системи літака зводимо в таблиці 1.14-1.17 відповідно.

Результати по розрахунку сумарного гідравлічного опору ділянок трубопроводів $\Sigma \Delta P$ паливної системи зводимо в таблицю 1.18.

Сумарні коефіцієнти місцевих опорів ділянок трубопроводів для різних варіантів роботи системи вказані в таблиці 1.13 в додатку.

Коефіцієнти втрати тиску на тертя в трубах завдовжки в один метр $\Delta P'_{тр}$ і місцеві втрати $\Delta P'_м$ при коефіцієнті гідравлічного опору $\xi_m = 1$ для труб внутрішнім діаметром 3,8 см ($F=11,34 \text{ см}^2$) вказані в таблиці 1.14 в додатку.

Коефіцієнти втрати тиску на тертя в трубах завдовжки в один метр $\Delta P'_{\text{тр}}$ і місцеві втрати $\Delta P'_m$ при коефіцієнті гідравлічного опору $\xi_m = 1$ для труб внутрішнім діаметром 3,4 см ($F=9,079 \text{ см}^2$) вказані в таблиці 1.15 в додатку.

Коефіцієнти втрати тиску на тертя в трубах завдовжки в один метр $\Delta P'_{\text{тр}}$ і місцеві втрати $\Delta P'_m$ при коефіцієнті гідравлічного опору $\xi_m = 1$ для труб внутрішнім діаметром 2 см ($F=3,142 \text{ см}^2$) вказані в таблиці 1.16 в додатку.

Коефіцієнти втрати тиску на тертя в трубах завдовжки в один метр $\Delta P'_{\text{тр}}$ і місцеві втрати $\Delta P'_m$ при коефіцієнті гідравлічного опору $\xi_m = 1$ для труб внутрішнім діаметром 4,8 см ($F=18,1 \text{ см}^2$) вказані в таблиці 1.17 в додатку.

Гідравлічний опір ділянок трубопроводів $\Sigma \Delta P$ показаний в таблиці 1.18 в додатку.

1.11.4. Побудова характеристик гідравлічного опору магістралей паливної системи [10], [11]:

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

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

Для отримання гідравлічної характеристики магістралей живлення струменевих насосів користуючись методом паралельного складання характеристик гідравлічного опору ділянок 1-6 і 1»-6 знаходимо їх сумарну гідравлічну характеристику в точці 6 (Рт.6). Складанням отриманої характеристики, і характеристики ділянки 6-7 знаходимо сумарну гідравлічну характеристику в точці7(Рт.7).

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

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

Додаючи до гідравлічної характеристики в точці7 опір ділянки 7-10 і 10-13 одержуємо гідравлічну характеристику магістралі живлення струменевого насоса розташованого на 3-й нервюрі.

Гідравлічні характеристики трубопроводів системи подачі пального до двигунів зображено на рис.1.14.» [10], [11]

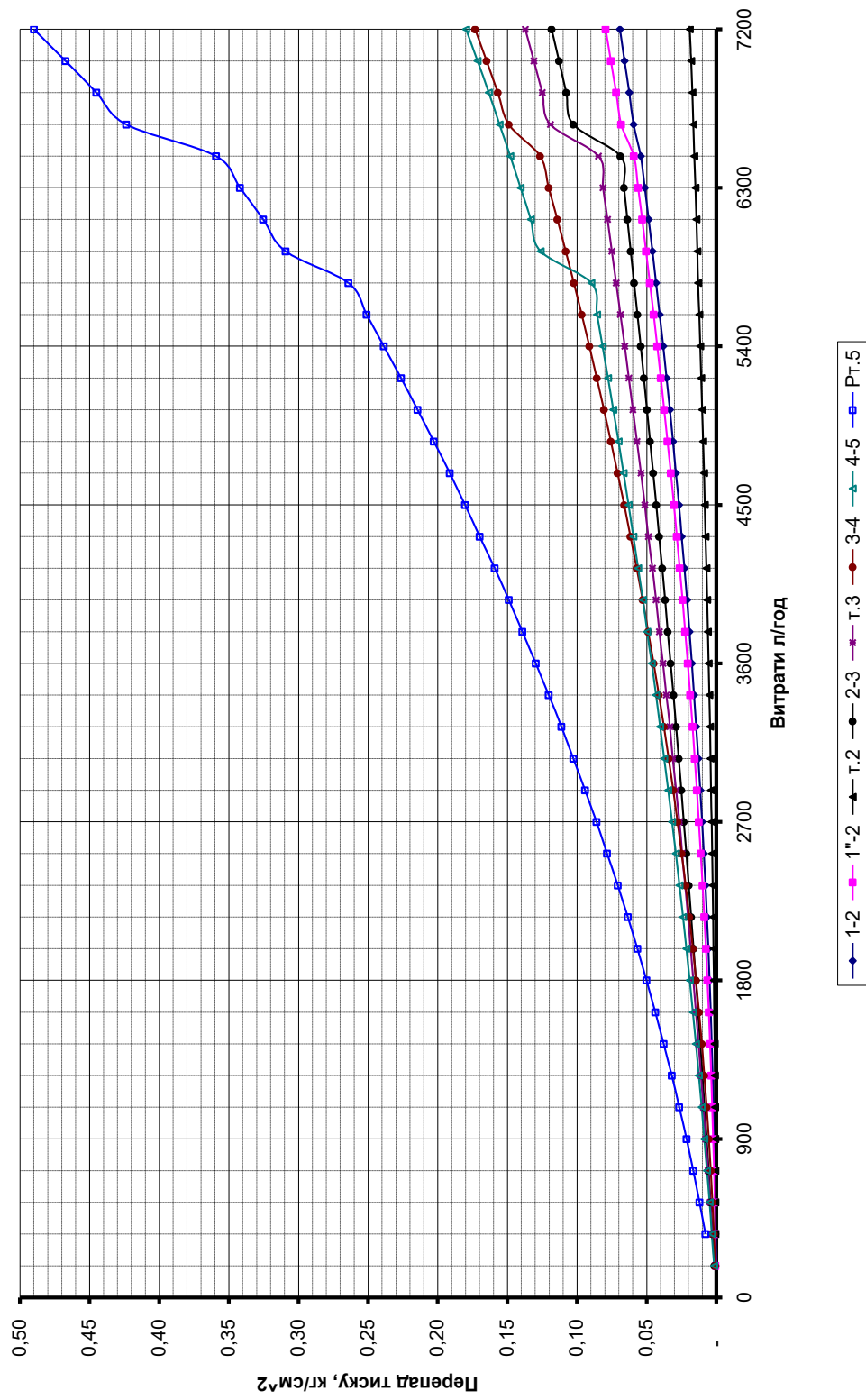


Рис. 1.14 Гідрравлічні характеристики магістралей подачі пального до двигунів

1.11.5. Розрахунок величини швидкісного напору повітря, що використовується для підвищення тиску палива в баку

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

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

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

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

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

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

Результати розрахунку зводимо в табл. 1.19.

Таблиця 1.19

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

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

1.11.6. Живлення двигунів при непрацюючих підкачуючих насосах

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

Абсолютний тиск палива на вході в двигун визначаємо по формулі» [11]:

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

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

$P_{\text{б}}$ – величина тиску, що створюється насосами двигунів з баків працюючої черги (див. табл. 1.19);

γ – питома вага палива;

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

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

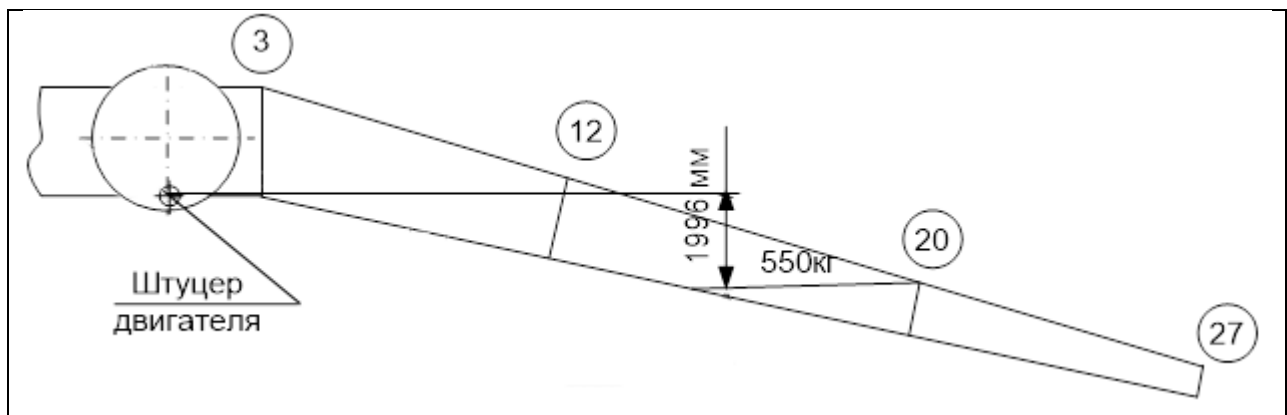


Рис.1.15 Перевищення рівня штуцера трубопроводу підведення палива в двигун над рівнем палива в баці рівного резервному запасу палива.

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

$\sum \Delta P_{\text{г}}$ – гідравлічний опір трубопроводів паливної магістралі. Для визначення даного значення скористаємося даними табл. 1.18 проведемо побудову гідравлічного опору трубопроводів в режимі самопливу залежно від витрат палива (рис. 1.16).

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

Дана характеристика (згідно паспортних даних) представлена на рис. 1.17.

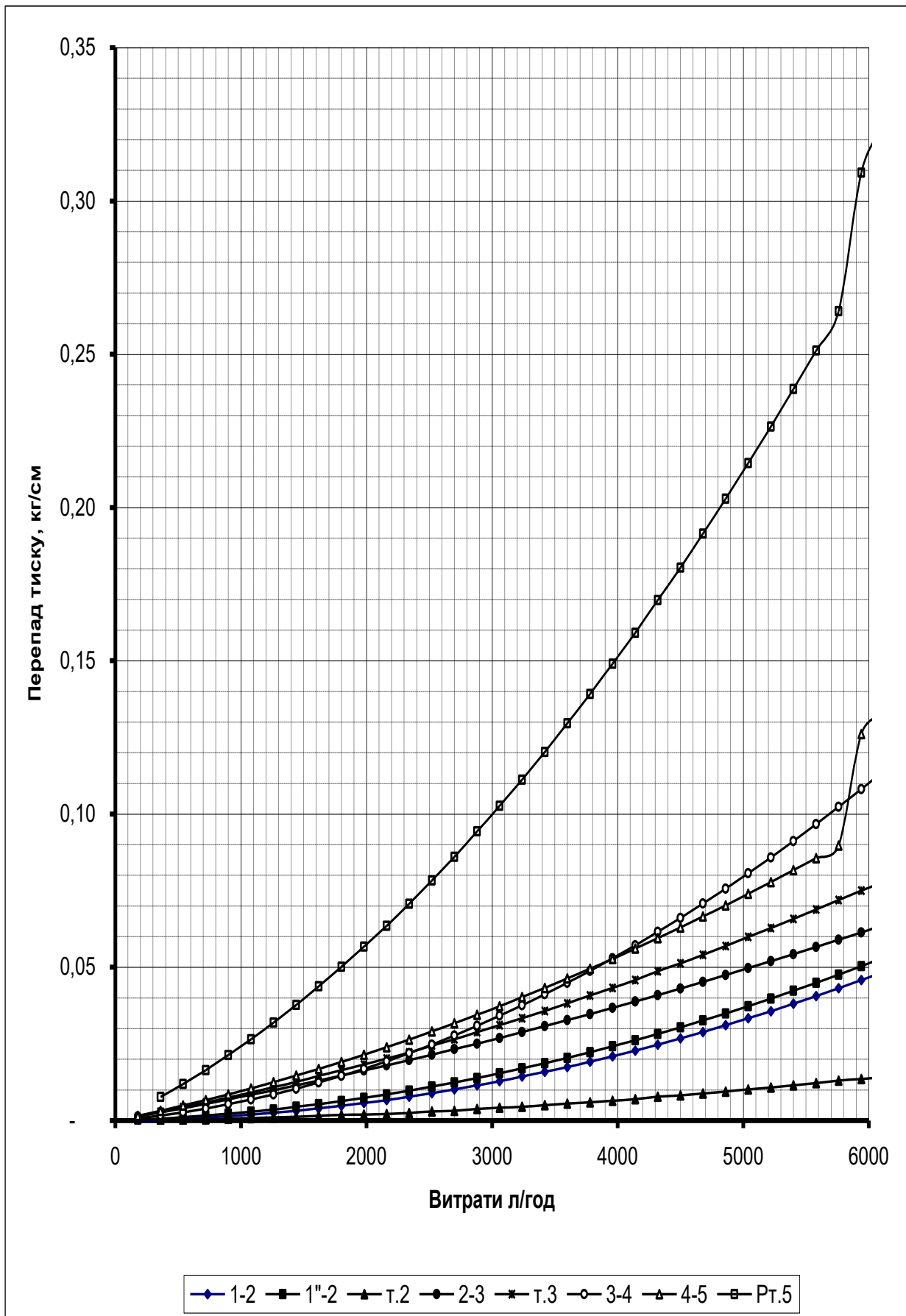


Рис.1.16 Гідравлічна характеристика системи живлення двигуна при непрацюючих підкачуючих насосах.

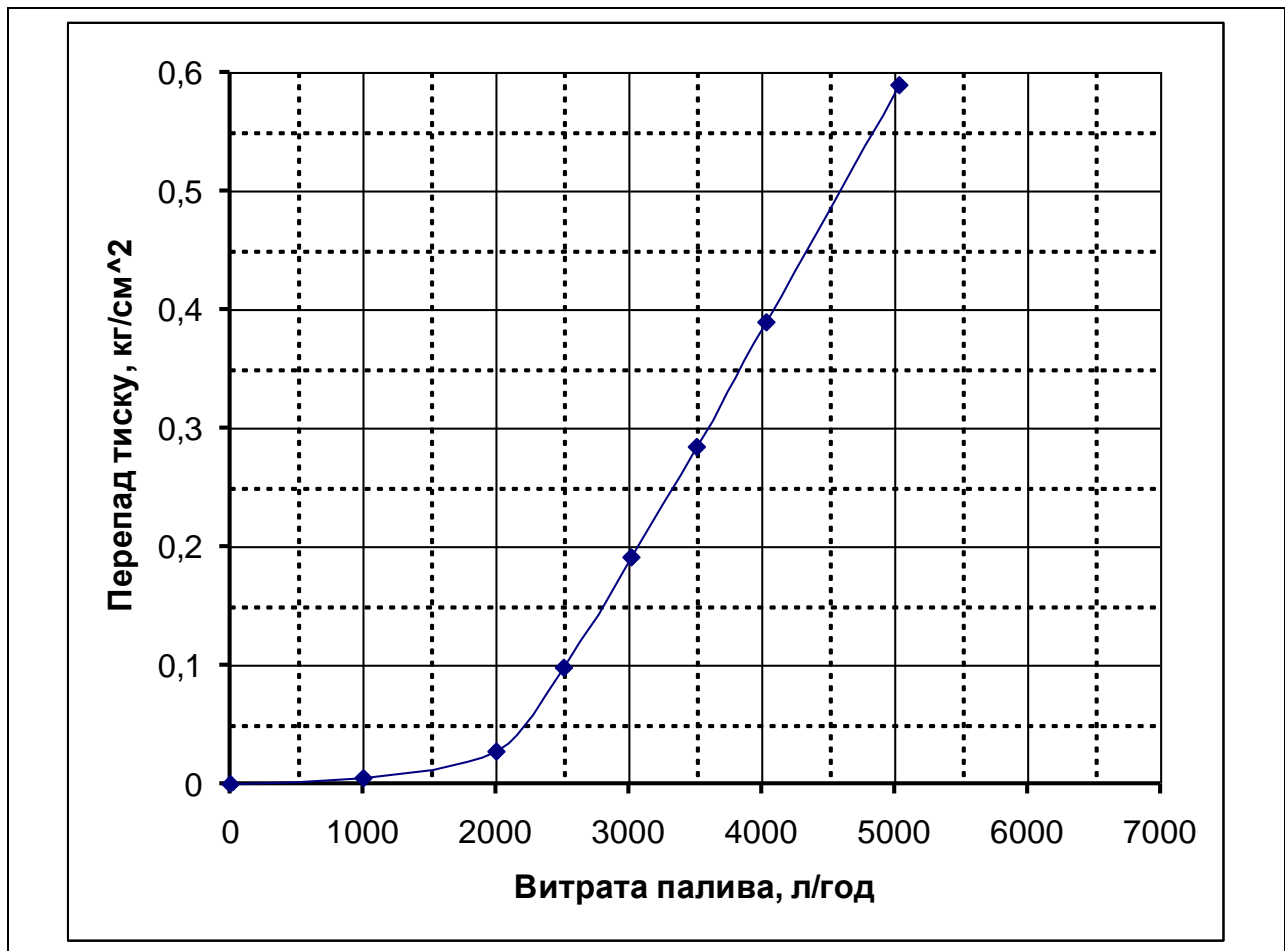


Рис. 1.17 Залежність гідравлічного опору насоса із загальмованою крильчаткою $\Delta P_{н.з.}$ від витрати палива.

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

Таблиця 1.20

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

H, м	Q, кг/год	Q, л/год	P_b , кг/см ²	P_n , кг/см ²	$P_{нз}$, кг/см ²	ΔP_{Γ} , кг/см ²	$P_{вх.дв.}$, кг/см ²
			V=250 км/час				
0	1990	2488	0,0271	1.033	0,0124	0,078	1,137
1000	1910	2388	0,0246	0.916	0,0119	0,073	1,023
2000	1825	2281	0,0223	0.8105	0,0114	0,069	0,920
3000	1750	2188	0,0201	0.7148	0,0109	0,064	0,827

Таблиця 1.21

Значення абсолютного тиску палива на вході в двигун $P_{\text{вх.дв.}}$ на макс. крейсерському режимі

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

1.11.7. Живлення двох двигунів від насосів одного витратного відсіку

«Розрахунок зводиться до визначення мінімального надмірного тиску палива на вході в двигун з урахуванням підживлення витратного відсіку струменевим насосом. Надмірний тиск палива на вході в двигун» [10]:

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

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

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

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

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

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

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

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

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

ΔP - перепад тиску в гс/см²;

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

Розрахунки з визначенням напірної характеристики струменевого насоса зводимо в таблицю 1.22.

Таблиця 1.22

Визначення напірної характеристики струменевого насоса

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

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

ΔP , кгс/см ²	1.1	1.2	1.3	1.4	1.5
ΔP , гс/см ²	1100	1200	1300	1400	1500
Q, см ³ /с	431.1612	450.3332	468.7217	486.4155	503.4878
Q, л/год	1552.18	1621.2	1687.398	1751.096	1812.556

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

Побудувавши характеристику струменевого насоса (P_{сн-13}) і додавши до неї:

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

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

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

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

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

- гідравлічною характеристикою ділянки 1»-2 одержуємо характеристику електроприводного насоса №2 в крапці 2 (ЕЦНГ-5А-2 №2 т.2). Методом паралельного складання характеристик ЕЦНГ-5А-2 №1 т.2 і ЕЦНГ-5А-2 №1 т.2 одержуємо сумарну напірну характеристику двох насосів в точці 2 (Торб. ЕЦНГ-5А-2 т.2). В розрахунковому випадку насоси повинні забезпечувати витрату палива на два двигуни ($2 Q_{дв}=2 \cdot 2488=4976$ л/година) і подачу активного палива на три струменеві насоса СН-13. Для визначення робочого тиску на напірній характеристиці скористаємося методом послідовного

наближення. Задаючись витратою палива на струменеві насоси, і підсумовуючи його з витратою на два двигуни знаходимо тиск на напірній характеристиці Торб. ЕЦНГ-5А-2 т.2, при якому на струменеві насоси подаватиметься задана витрата. Визначаємо для злітного режиму подачу палива і величину тиску на вході в струменеві насоси (Рис. 2.18):

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

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

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

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

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

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

Надмірний тиск палива на вході в ближній двигун:

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

Надмірний тиск палива на вході в дальній двигун:

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

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

$$\Delta P_{и} = \gamma \ell_{и} n$$

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

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

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

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

Надмірний тиск палива при дії вертикального перевантаження:

- на вході в ближній двигун:

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

- на вході в дальній двигун:

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

Надмірний тиск палива на вході в двигун при роботі підкачуючих насосів повинен бути $0,4 \dots 1,8 \text{ кг/см}^2$.

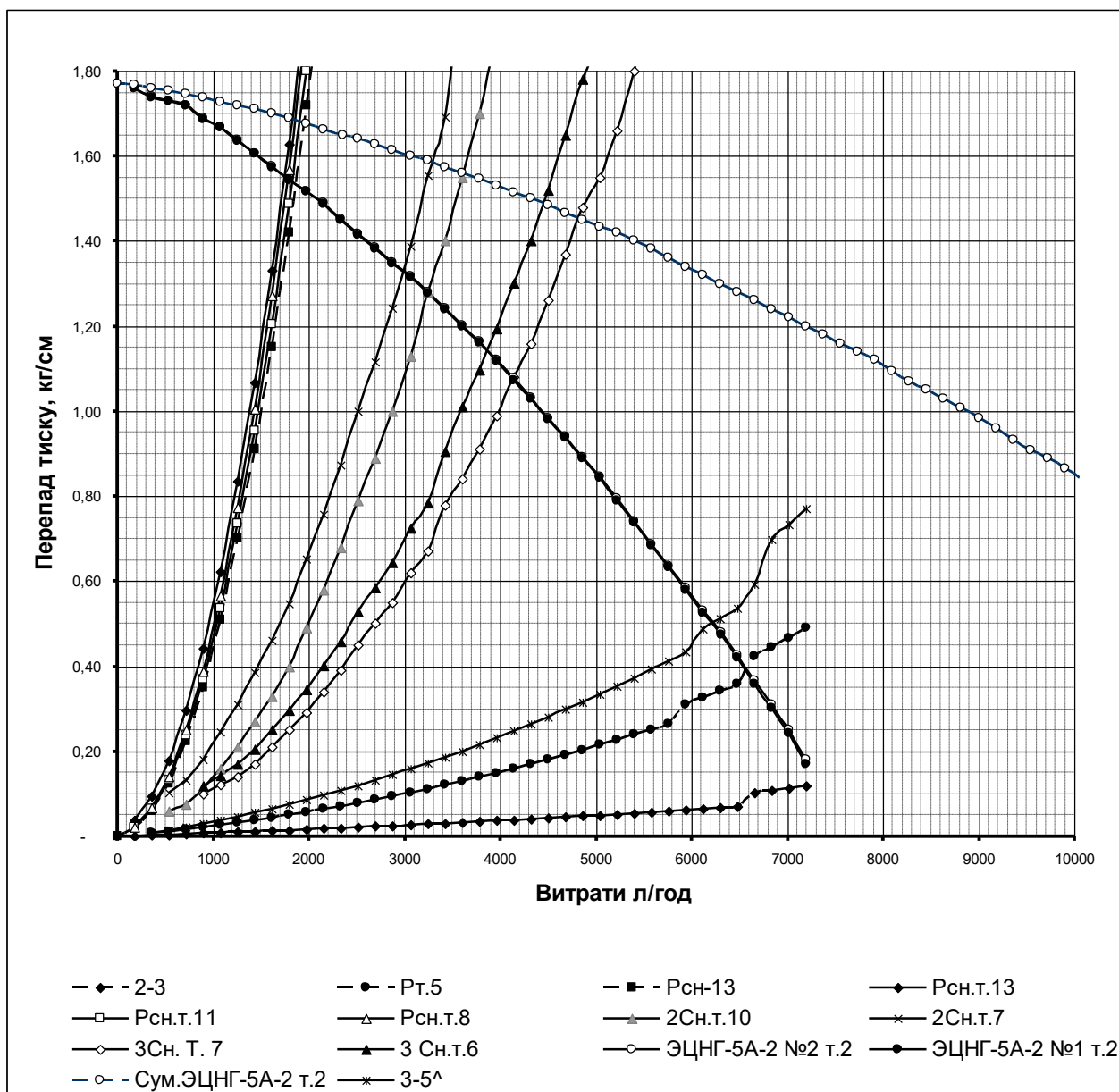


Рис.1.18 Гідралічна характеристика системи при живленні двох двигунів від насосів донного витратного відсіку.

1.11.8. Визначення продуктивності перекачування палива

«Перекачування палива на літака проводиться за допомогою струменевих насосів СН-13. Знаючи тиск на вході в струменеві насоси (рис. 1.18) визначимо продуктивність перекачування палива з центропланного бака в крилі і

усередині крилового бака між відсіками (рис. 1.19). Гідравлічна характеристика струменевого насоса задана для палива з питомою вагою 0,78 г/см³ при тиску активного палива 1,05 кг/см² (P=1,05(0,78г/см³)). Перерахунок характеристики для палива $\gamma=0,8372$ г/см³ проводимо по формулі» [11]:

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

де: Q_0 - подача палива $\gamma=0,78$ г/см³.

За даними розрахунку будемо характеристику струменевого насоса для палива з питомих вагою 0,8372 г/см³ при тиску активного палива 1,05 кг/см² (P=1,05(0,8372г/см³)). Далі проводимо перерахунок отриманої характеристики на значення тиску активного палива на вході в струменеві насоси. При цьому враховуємо те, що натиск, що створюється насосом, змінюється пропорційно

відношення тиску $\frac{P'_1}{P_1}$, а продуктивність перекачування - пропорційно

відношенню $\sqrt{\frac{P'_1}{P_1}}$. За результатами розрахунку будемо характеристики

струменевих насосів для палива з питомою вагою 0,8372 г/см³ при тиску активного палива:

- 0,86 кг/см² для струменевого насоса розташованого на 20-й нервюрі (P=0,86(0,8372г/см³));

- 0,72 кг/см² для струменевого насоса розташованого на 12-й нервюрі (P=0,72(0,8372г/см³));

- 0,61 кг/см² для струменевого насоса розташованого на 3-й нервюрі (P=0,61(0,8372г/см³)). Побудувавши характеристики гідравлічного опору ділянок 8»-9, 11»-12, 13»-14 з урахуванням висоти стовпа підйому перекачуваного палива 8»-9+H, 11»-12+H і 13»-14+H відповідно, визначаємо продуктивність перекачування палива кожним із струменевих насосів (мал. 12). (Величина стовпа перекачуваної рідини визначається по компоновальних кресленнях і дорівнює: 453,8 мм на ділянці 13»-14, 245 мм на ділянці 11»-12,

80 мм на ділянці 8»-9). Робочої точкою системи перекачування палива, в кожному випадку, буде точка перетину характеристики струменевого насоса з горизонталлю, довжина якої до перетину з гідравлічною характеристикою магістралі рівна витраті активного палива на струменевий насос при тиску P1. Таким чином будемо наступні значення продуктивності перекачування палива:

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

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

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

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

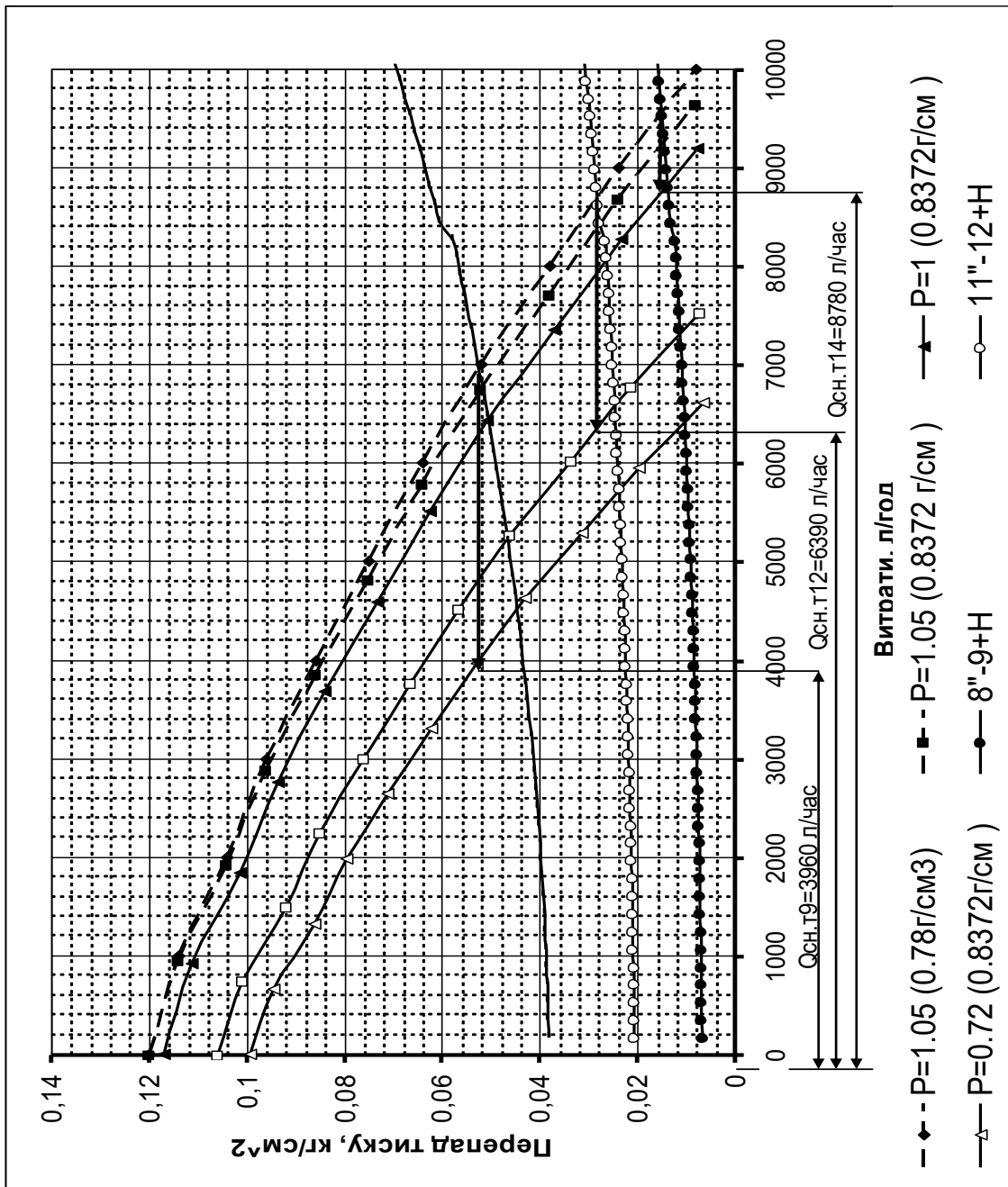


Рис. 1.19 Гідрравлічна характеристика системи перекачки палива.

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

Максимальний рівень палива у витратному відсіку при куті тангажу 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 [11]:

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

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

витратного відсіку;

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

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

Тривалість живлення паливом двигунів:

$$T = \frac{W}{Q_{\Sigma}} = \frac{38}{1.168} = 32.5 \text{ сек.}$$

Висновки щодо гідравлічних розрахунків системи подачі пального до двигунів

1. Паливна система літака, що проектується забезпечує надійне живлення двигунів паливом на всіх висотах і режимах польоту літака передбачених РЛЕ, як при працюючих, так і знеструмлених насосах підкачки.

2. Наявність витратного відсіку з постійною підкачкою палива струменевим насосом забезпечує надійну подачу палива при еволюціях літака.

3. Система кільцювання палива забезпечує живлення двох двигунів від насосів одного витратного відсіку.

4. Паливна система забезпечує живлення двигунів паливом при дії на літак негативного вертикального перевантаження, тривалістю до 32 сек.

5. Продуктивність перекачування палива струменевими насосами з центропланного бака в криловий, а також усередині крилового бака з кореневого відсіку в передвитратний і з передвитратного відсіку у витратний відсік перевищує подачу палива на два двигуни, що працюють на злітному режимі.

РОЗДІЛ 2

СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

В спеціальній частині виконаний гідравлічний розрахунок при проектуванні системи централізованої заправки паливом на основі типових конструкторських рішень з використанням результатів гідравлічних випробувань окремих агрегатів у складі раніше створених об'єктів.

Розрахунок виконаний для підтвердження відповідності вживаних діаметрів готових виробів і трубопроводів умовам часу повної заправки літака паливом, безпечної швидкості палива в трубопроводах і продуктивності заправки палива в окремий бак.

«Система централізованої заправки паливом літака – це частина паливної системи літака, що включає пристрої і трубопроводи, що забезпечують наповнення паливних баків літака паливом у заданій послідовності і в певній кількості при подачі палива під тиском» [8].

Літак Ан-74-200, на який виконується розрахунок, має 3 паливні баки з теоретичною місткістю 16074 літри і загальною місткістю централізованої заправки 14580 літрів. Заправка проводиться через стандартний штуцер (НАУ 20.02.12.006) централізованої заправки паливом по ОСТ1 11320-74 з пропускною спроможністю 2500 літрів за хвилину і коефіцієнтом місцевого гідравлічного опору 5,85. Штуцер централізованої заправки - клапанного типу, складається з корпусу 2 і клапана 8. В закритому положенні клапан притиснутий пружиною до фланця 3, закріпленого гвинтами на корпусі. На фланці є борт, за який кріпиться кришка 7 при закритому клапані і шланг заправки під час заправки літака паливом. Кришка служить для герметизації штуцера в закритому положенні і притискається до фланця гвинтом 6. При заправці літака паливом кришка знімається з штуцера. До конструкції літака штуцер кріпиться через перехідник 1, який з'єднаний з корпусом штуцера болтовими з'єднаннями. Після під'єднання шлангу паливозаправника штир на наконечнику шлангу при повороті ручок віджимає клапан і паливо проходить

з шлангу в трубопровід заправки. При роз'єднанні наконечника шлангу з штуцером пружина повертає клапан в гніздо на фланці, перешкоджаючи витіканню палива з трубопроводу заправки.

Штуцер заправки розташований в правому обтічнику шасі. Магістрального крана немає. Від штуцера заправки паливо по магістральному стояку подається до кранів заправки, розташованих на задньому лонжероні центроплану. Виходячи з конструктивних і технологічних міркувань максимальний зовнішній діаметр стояка 50 мм. Електрокеровані крани заправки баків 766100А згідно ТУ мають пропускну спроможність 1000 літрів за хвилину і коефіцієнт місцевого гідравлічного опору 0,05. Від електрокерованих кранів заправки паливо через гідрокеровані клапани, аналогічні клапанам заправки літака Ан-72, по зливних трубопроводах діаметром 50 мм прямує в паливні баки. Зливні патрубки в консольних баках ділять потік на три частини для забезпечення безпечної швидкості заправки палива.

Принципова схема системи заправки паливом наведена в НАУ
20.02.12.003

2.1. Вихідні дані щодо гідравлічного розрахунку при проектуванні системи централізованої заправки

Згідно нормативно-технічної документації величину максимального робочого тиску палива на вході в штуцер централізованої заправки приймаємо рівній 4,5 кгс/см².

«Робоча рідина - паливо ТС-1, РТ при температурі +15°C. Підтверджені випробуваннями гідравлічні характеристики деяких агрегатів зведені в таблицю 2.1.

Таблиця 2.1

Найменування агрегата	Пропускна здатність	Коеф. місц. гідрав. опорів	Джерело інформації
Борт.запр.штуцер ОСТ1 11320-74	2500 л/хв	5,85	ОСТ1 11320-74 НАУ 20.02.12.006
Кран заправки 766100А	1000 л/хв	0,05	766100А ТУ Креслення крана
Гідрокерований клапан діаметром 50 мм		2,42	72.04.6102.000.000РР
Рухоме з'єднання труб 990АН		0,3	Гідравлічні розрахунки «28», «72», «400».
Фланцеві з'єднання труб.		0,1	Гідравлічні розрахунки «28», «72», «400».

2.2. Геометричні параметри магістралей

Таблиця 2.2

Агрегат або ділянка трубопроводу	d мм	L мм	Зміни проточної частини			
			Позначення і кількість	r мм	α град	$\Delta\xi_m$
Трубопровід лівої КЧК	50	2970	Коліно 1шт	50	90	0.21
			Коліно 2шт	75	60	0.16
			Коліно 2шт	75	90	0.18
			З'єднання труб 6 шт			0.3
			Кран заправки			0.05
			Клапан заправки			2.42
			Боковий прохід трійника (прямий прохід закрито)			0.7
Трубопровід правої КЧК	50	1250	Коліно 1шт	50	90	0.21
			Коліно 2шт	75	60	0.16
			Коліно 2шт	75	90	0.18
			З'єднання труб 5 шт			0.3
			Кран заправки			0.05
			Клапан заправки			2.42
			Боковий прохід трійника (прямий прохід відкрито)			1.2
			Боковий прохід трійника (прямий прохід закрито)			0.7

Таблиця 2.2 (закінчення)

Трубопровід центроплана	50	320	Коліно 1шт	75	90	0.18
			Кран заправки			0.05
			Клапан заправки			2.42
			Прямий прохід трійника			0.7
Стояк централізованої заправки	50	3200	Коліно 3шт	50	90	0.21
			Коліно 2шт	75	60	0.16
			Коліно 2шт	75	90	0.18
			З'єднання труб 5 шт			0.3
			Штуцер ЦЗ			5.85

2.3. Теоретичне обґрунтування та розрахункові формули

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

$$\sum \Delta P = \Delta P_{\text{ТР}} + \Delta P_{\text{М}}$$

Розрізняють три режими течії рідини: ламінарний, турбулентний і перехідний. В трубопроводах системи заправки палива через великі швидкості течії має місце в основному турбулентний режим, при якому число Рейнольдса, що характеризує режим течії, лежить в межах:

$$2300 < \text{Re} < 10^5$$

Число Рейнольдса визначають за формулою:

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

де V – середня швидкість потоку рідини, см/с;

d – внутрішній діаметр труби, см;

ν – кінематичний коефіцієнт в'язкості, см³/с.

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

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

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

Зниження тиску рідини через втрати напору на тертя об стінки труби можна визначити за формулою Дарсі:

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

де γ – питома вага рідини, г/см³;

λ – відносний коефіцієнт опору тертя труби завдовжки в один діаметр.

Для турбулентного режиму течії рідини відносний коефіцієнт опору тертя можна визначити за формулою Блазіуса:

$$\lambda = \frac{0,3164}{\sqrt[4]{Re}}$$

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

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

де ξ_M - коефіцієнт місцевого гідравлічного опору.

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

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

$$\sum \Delta P = L \cdot \Delta P_{TP} + \xi_M \cdot \Delta P_M$$

Окрім значень відносних коефіцієнтів гідравлічного опору магістралей в таблиці дані значення швидкості руху палива в трубопроводах.»[10], [11]

Виходячи з умови статичної іскробезпеки швидкість палива в трубі повинна бути не більше 9 м/с.

Значення коефіцієнтів гідравлічних опорів для труби з внутрішнім діаметром $d=48$ мм наведені в табл.2.3.

Таблиця 2.3

Q л/хв	$\Delta P_{тр}$ кг/см ²	ΔP_M кг/см ²	V м/с
100	0,0015	0,0036	0,92
200	0,0057	0,014	1,84
300	0,011	0,032	2,8
400	0,019	0,057	3,7
500	0,028	0,089	4,6
600	0,038	0,13	5,5
700	0,051	0,18	6,4
800	0,065	0,23	7,4
900	0,077	0,29	8,3
1000	0,093	0,36	9,2
1500	0,22	0,72	13,8

2.4. Визначення коефіцієнтів місцевих гідравлічних опорів ділянок труб із змінною геометрією

При змінах напрямку і розмірів проточної частини в потоці рідини утворюються вихрові зони, які істотно зменшують перетин потоку. Це визначає основну частину втрат тиску в трубах із змінною геометрією. Коефіцієнт місцевого гідравлічного опору трубопроводу визначається як сума коефіцієнтів місцевих опорів кожної конкретної ділянки труби. В магістралях заправки є зігнуті ділянки труб і бічні відведення (трійники). Діаметр труб не змінюється.

Зігнута ділянка (коліно)

Коефіцієнт гідравлічного опору коліна визначається за формулою:

$$\xi_M = A \cdot B \cdot C$$

де А – коефіцієнт, що враховує кут згину:

$$\alpha=90^0 \quad A=1$$

$$\alpha<70^0 \quad A=0,9\sin\alpha$$

$$\alpha>100^0 \quad A=0,7+0,35 \alpha/90$$

B – коефіцієнт відносного радіусу, якщо радіус згину більше діаметра труби:

$$B = \frac{0,21}{\sqrt{\frac{R_0}{d}}}$$

C – коефіцієнт витянутості поперечного перетину, для круглих труб $C=1$.

Трійник приточний загального вигляду

Місцевий гідравлічний опір трійника притоку складається з втрат на удар при раптовому розширенні в місці розділення потоку, втрат на поворот потоку в бічному відгалуженні і пов'язаних з цим втрат на удар в прямому проході.

$$F_{\pi} = F_c \quad F_{\pi} + F_6 > F_c$$

$$F_c F_{\pi}$$

$$F_6$$

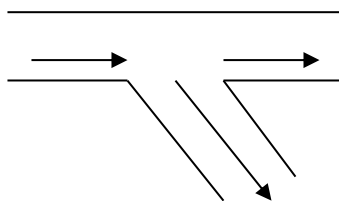


Рис. 2.1.

Коефіцієнт місцевого гідравлічного опору трійника притоку звичайної форми розраховується за наступними формулами:

а) бічне відгалуження

$$\xi_{c.б.} = A' \cdot \left[1 + \left(\frac{Q_6}{Q_c} \cdot \frac{F_c}{F_6} \right)^2 - 2 \cdot \frac{Q_6}{Q_c} \cdot \frac{F_c}{F_6} \cdot \cos \alpha \right] - K'_6 \cdot \left(\frac{Q_6}{Q_c} \cdot \frac{F_6}{F_c} \right)^2$$

Для трійників типу $F_{\pi} + F_6 > F_c$ $F_{\pi} = F_c$ величина K'_6 приймається

рівною нулю, значення A' при відношенні швидкостей $\frac{V_6}{V_c} \leq 0,8$ рівним 1,0,

а при $\frac{V_6}{V_c} > 0,8$ близько 0,9.

б) прямий прохід

Для трійників типу $F_{\Pi} + F_{\delta} > F_c F_{\Pi} = F_c$ (в межах $\frac{V_{\delta}}{V_c} \leq 1,0$)

$$\xi_{c.\Pi.} = 0,4 \cdot \left[1 - \frac{V_{\Pi}}{V_c} \right]^2 \frac{V_{\Pi}}{V_c} = \frac{Q_{\Pi}}{Q_c} \cdot \frac{F_c}{F_{\Pi}}$$

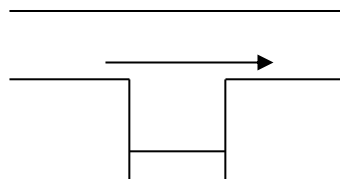
Коефіцієнти гідравлічного опору трійників приводяться до швидкості у відповідному відгалуженні

$$\xi_{\delta} = \frac{\xi_{c.\delta.}}{\left(\frac{Q_{\delta}}{Q_c} \cdot \frac{F_{\delta}}{F_c} \right)^2} \quad \xi_{\Pi} = \frac{\xi_{c.\Pi.}}{\left(1 - \frac{Q_{\delta}}{Q_c} \right)^2 \cdot \left(\frac{F_c}{F_{\Pi}} \right)^2}$$

Трійник приточний при закритому крані заправки

$$F_{\Pi} = F_c \quad F_{\Pi} + F_{\delta} > F_c \quad Q_{\delta} = 0$$

$F_c F_{\Pi}$



F_{δ}

Рис.2.2

В цьому випадку коефіцієнт опору визначається орієнтовно в залежності від

$$\frac{Q_{\Pi}}{Q_c} \text{ і } \frac{F_{\delta}}{F_c}: \quad \xi_{c.\Pi.} = 0.7$$

Крани заправки паливних баків розташовані на задньому лонжероні центроплану, звідки паливо по зливних магістралях прямує в паливні баки. Є три магістралі: заправка лівої КЧК, заправка правої КЧК і заправка центроплану (ЦП).

2.5. Гідравлічний опір магістралі заправки центроплану

Магістраль заправки центроплану складається з коліна діаметром 48 мм, радіус згину якого 75 мм, кут згину 90° , довжина труби 170 мм ($\xi_M = 0.18$), а

також крана заправки ($\xi_M = 0.05$), гідрокерованого клапана ($\xi_M = 2.42$) і прямого проходу трійника ($\xi_M = 0,7$). Загальна довжина магістралі 0,320 м.

$$\Sigma \xi_M = 0.18 + 0.05 + 2.42 + 0.7 = 3.35$$

Використовуючи таблицю 3.3. за формулою $\Sigma \Delta P = L \cdot \Delta P_{TR} + \xi_M \cdot \Delta P_M$

визначимо втрати напору в магістралі заправки центроплана

Таблиця 2.4

Q л/хв	ΔP_{TR} кг/см ²	L метрів	ΔP_M кг/см ²	$\Sigma \xi_M$	$\Sigma \Delta P$ кг/см ²
100	0,0015	0.320	0,0036	3.35	0.013
200	0,0057		0,014		0.049
300	0,011		0,032		0.111
400	0,019		0,057		0.197
500	0,028		0,089		0.307
600	0,038		0,13		0.448
700	0,049		0,18		0.619
800	0,065		0,23		0.791
900	0,077		0,29		0.996
1000	0,093		0,36		1.236
1500	0,22		0,72		2.482

2.6. Гідравлічний опір магістралі заправки лівої КЧК

Магістраль заправки лівої КЧК має п'ять колін діаметром 48мм з радіусами згину 50мм і 75мм і кутами згину 60⁰ і 90⁰ (1шт $\xi_M = 0,21$, 2шт $\xi_M = 0,16$, 2шт $\xi_M = 0,18$), а також кран заправки ($\xi_M = 0,05$), гідрокерований клапан ($\xi_M = 2,42$), шість рухомих з'єднань труб ($\xi_M = 0,3$) і бічний прохід трійника при закритому прямому проході ($\xi_M = 0,7$). Загальна довжина магістралі 2,970 метри.

$$\sum \xi_M = 1 \cdot 0,21 + 2 \cdot 0,16 + 2 \cdot 0,18 + 0,05 + 2,42 + 6 \cdot 0,3 + 0,7 = 5,86$$

Використовуючи таблицю 2.3. по формулі $\sum \Delta P = L \cdot \Delta P_{\text{ТР}} + \xi_M \cdot \Delta P_M$

визначимо втрати напору в магістралі заправки лівої КЧК

Таблиця 2.5

Q л/хв	$\Delta P_{\text{ТР}}$ кг/см ²	L метрів	ΔP_M кг/см ²	$\sum \xi_M$	$\sum \Delta P$ кг/см ²
100	0,0015	2.970	0,0036	5.86	0.026
200	0,0057		0,014		0.099
300	0,011		0,032		0.220
400	0,019		0,057		0.390
500	0,028		0,089		0.605
600	0,038		0,13		0.875
700	0,049		0,18		1.200
800	0,065		0,23		1.541
900	0,077		0,29		1.928
1000	0,093		0,36		2.386
1500	0,22		0,72		4.873

2.7. Гідравлічний опір магістралі заправки правої КЧК

Магістраль заправки правої КЧК має п'ять колін діаметром 48мм з радіусами згину 50мм і 75мм і кутами згину 60⁰ і 90⁰ (1шт $\xi_M = 0.21$, 2шт $\xi_M = 0.16$, 2шт $\xi_M = 0.18$), а також кран заправки ($\xi_M = 0.05$), гідрокерований клапан ($\xi_M = 2.42$), п'ять рухомих з'єднань труб ($\xi_M = 0.3$) і два бічні проходи трійників з відкритими прямими проходами ($\xi_M = 1.2$). Загальна довжина магістралі 1,250 метри.

$$\sum \xi_M = 1 \cdot 0,21 + 2 \cdot 0,16 + 2 \cdot 0,18 + 0,05 + 2,42 + 5 \cdot 0,3 + 2 \cdot 1,5 = 7,26$$

Використовуючи таблицю 2.3. по формулі $\sum \Delta P = L \cdot \Delta P_{TP} + \xi_M \cdot \Delta P_M$

визначимо втрати натиску в магістралі заправки правої КЧК

Таблиця 2.6

Q л/хв	ΔP_{TP} кг/см ²	L метрів	ΔP_M кг/см ²	$\sum \xi_M$	$\sum \Delta P$ кг/см ²
100	0,0015	1.250	0,0036	7.26	0.028
200	0,0057		0,014		0.109
300	0,011		0,032		0.246
400	0,019		0,057		0.438
500	0,028		0,089		0.681
600	0,038		0,13		0.991
700	0,049		0,18		1.368
800	0,065		0,23		1.751
900	0,077		0,29		2.202
1000	0,093		0,36		2.730
1500	0,22		0,72		5.502

2.8. Гідравлічний опір магістралей ЦП і КЧК

Згідно монтажній схемі магістралі заправки центроплану і КЧК сполучені трійниками. Місцеві гідравлічні опори проходів трійників враховані в розрахунку втрат тиску окремо для кожної вітки трубопроводу. Гідравлічні характеристики з'єднаних гілок при одночасній заправці центроплану і КЧК визначимо графічним способом.

Прав.КЧК

ЦП

ЦП+Прав.КЧК

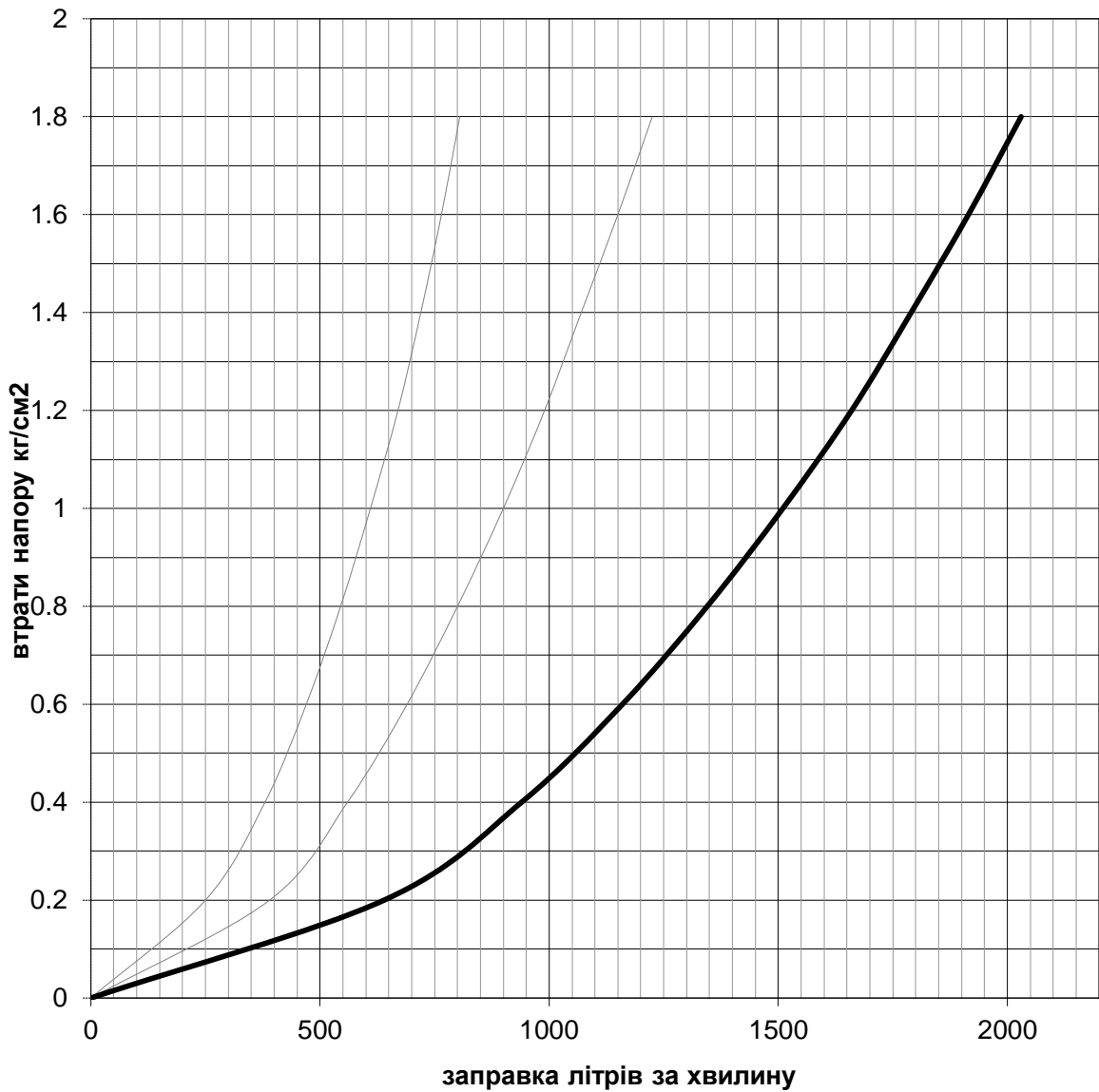


Рис.2.3

Гідравлічна характеристика з'єднаних гілок визначається як сума витрат при рівних гідравлічних опорах

Таблиця 2.7

ΔP кг/см^2	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0	1.2	1.4	1.6	1.8	2.0
Витрати л/хв в праву КЧК	250	380	470	545	610	670	720	765	805	850
Витрати л/хв в центроплан	390	560	690	800	900	990	1070	1150	1225	1290
Витрати л/хв ЦП+прКЧК	640	940	1160	1345	1510	1660	1790	1915	2030	2140

2.9. Об'єднання магістралей ЦП і правих КЧК з лівою КЧК

Згідно монтажній схемі магістралі заправки центроплану і правого КЧК з'єднуються трійником з магістраллю заправки лівої КЧК. Місцеві гідравлічні опори проходів трійника враховані в розрахунку втрат тиску окремо для кожної вітки трубопроводу. Гідравлічні характеристики з'єднаних гілок при одночасній заправці всіх баків визначаємо графічно.

Таблиця 2.8

Заправка	100	200	300	400	500	600	700	800	900	1000	1500
$\Delta P_{\text{лів.кчк}}$	0.026	0.099	0.220	0.390	0.605	0.875	1.200	1.541	1.928	2.386	4.873

Гідравлічна характеристика з'єднаних гілок визначається як сума витрат при рівних гідравлічних опорах

Таблиця 2.9

$\Delta P_{\text{кг/см}^2}$	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0	1.2	1.4	1.6	1.8	2.0
Витрати л/хв в ліву КЧК	260	380	470	540	600	660	715	770	815	860
Витрати л/хв в ЦП+Прав	640	940	1160	1345	1510	1660	1790	1915	2030	2140
Витрати л/хв ЦП+Прав+Лев	900	1320	1630	1885	2110	2320	2505	2685	2845	3000

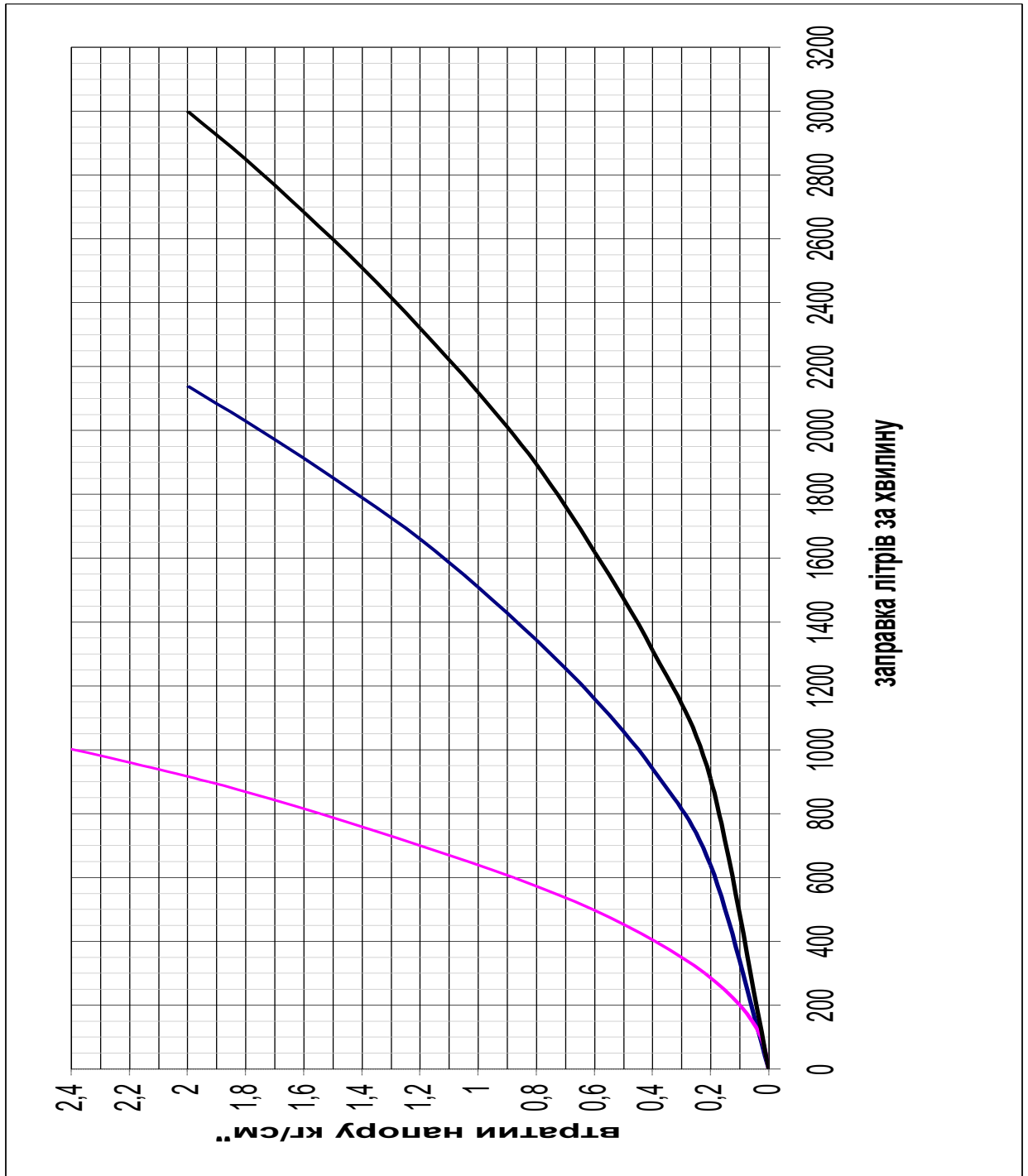


Рис.2.4

2.10. Гідравлічний опір магістралі централізованої заправки в обтічнику шасі, фюзеляжі і залізі крила

Стояк централізованої подачі палива до електрокранів заправки - це трубопровід завдовжки 3200 мм, який має: три коліна діаметром 48 мм, радіусом згину 50 мм і кутом згину $90^{\circ}(\xi_M = 0,21)$; два коліна діаметром 48 мм, радіусом згину 75 мм і кутом згину $90^{\circ}(\xi_M = 0,16)$; два коліна діаметром 48 мм, радіусом згину 75 мм і кутом згину $60^{\circ}(\xi_M = 0,18)$; п'ять з'єднань труб ($\xi_M = 0,3$); бортовий штуцер централізованої заправки ($\xi_M = 5,85$).

$$\sum \xi_M = 3 \cdot 0,21 + 2 \cdot 0,16 + 2 \cdot 0,18 + 5 \cdot 0,3 + 5,85 = 8,66$$

Використовуючи таблицю 2.3. по формулі $\sum \Delta P = L \cdot \Delta P_{\text{ТР}} + \xi_M \cdot \Delta P_M$ визначимо втрати напору в магістралі заправки центроплану

Таблиця 2.10

Q л/хв	$\Delta P_{\text{ТР}}$ кг/см ²	L метрів	ΔP_M кг/см ²	$\sum \xi_M$	$\sum \Delta P$ кг/см ²
100	0,0015	3.2	0,0036	8.66	0.036
200	0,0057		0,014		0.139
300	0,011		0,032		0.312
400	0,019		0,057		0.554
500	0,028		0,089		0.860
600	0,038		0,13		1.247
700	0,049		0,18		1.716
800	0,065		0,23		2.200
900	0,077		0,29		2.758
1000	0,093		0,36		3.415
1500	0,22		0,72		6.940

2.11. Гідралічний опір системи централізованої заправки паливом при одночасній заправці всіх баків

Враховуючи втрати в стояку, одержуємо криву гідралічного опору всієї системи централізованої заправки літака паливом при відкритих кранах заправки всіх паливних баків:

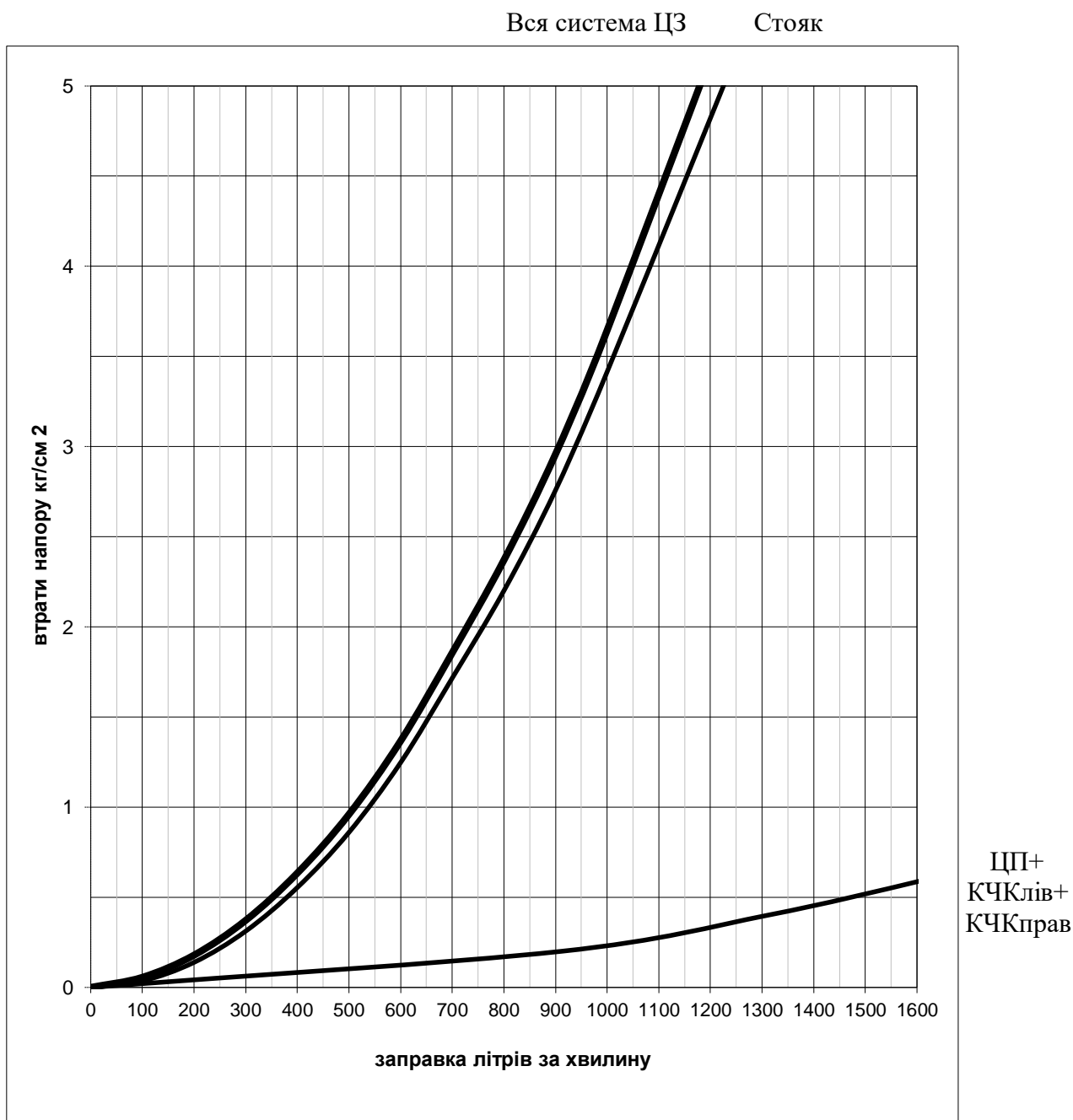


Рис.2.5

2.12. Визначення витрат палива в кожен бак при одночасній заправці усіх баків

Об'єднавши всі криві втрат напору на одному графіку, можна визначити темп заправки кожного бака при робочому тиску палива на вході в систему

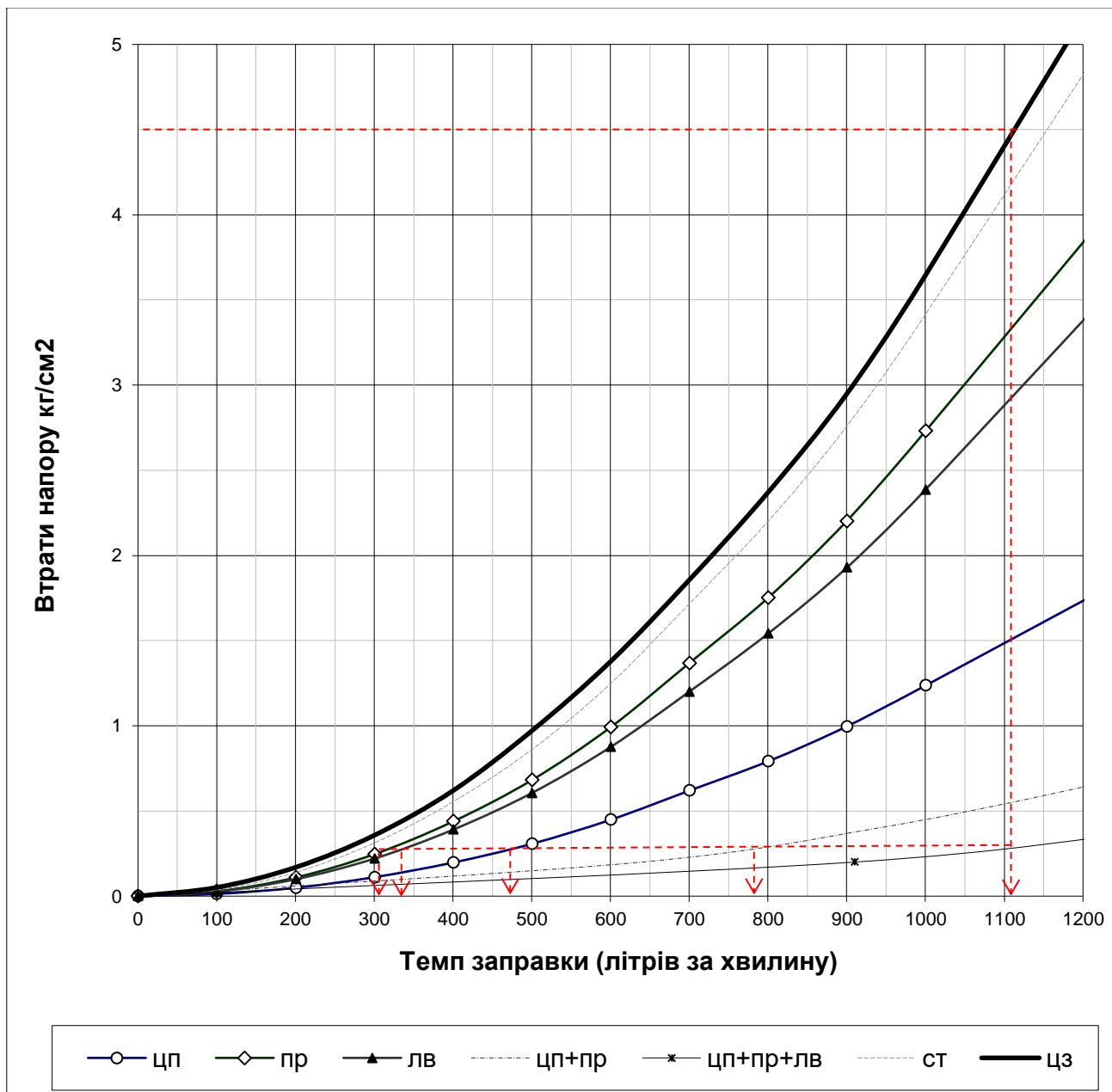


Рис.2.6

Якщо проводиться заправка палива з робочим тиском 4,5 кг/см² і відкриті всі крани заправки баків, загальний темп заправки складає 1110 літрів на хвилину:

- в центроплан поступає 475 л/хв.;
- в ліву КЧК – 330 л/хв.;
- в праву КЧК – 305 л/хв.

Центроплан заправиться за $3920:475=8,25$ хвилин або за 8 хвилин і 15 секунд. Після закриття крана заправки центропланного паливного бака в баках КЧК залишаться недозаправленими:

- в лівій КЧК $5330-(330 \times 8,25)=2608$ літрів;
- в правій КЧК $5330-(305 \times 8,25)=2814$ літрів.

Закриття крана заправки центропланного паливного бака приведе до зміни коефіцієнта місцевого гідравлічного опору трійника з відкритим прямим проходом (1,2) на коефіцієнт місцевого гідравлічного опору трійника із закритим прямим проходом (0,7).

2.13. Гідравлічний опір магістралі заправки правої КЧК при закритому крані заправки центроплану

Магістраль заправки правої КЧК має п'ять колін діаметром 48мм з радіусами згину 50мм і 75мм і кутами згину 60^0 і 90^0 (1шт $\xi_M = 0,21$, 2шт $\xi_M = 0,16$, 2шт $\xi_M = 0,18$), а також кран заправки ($\xi_M = 0,05$), гідрокрований клапан ($\xi_M = 2,42$), п'ять рухомих з'єднань труб ($\xi_M = 0,3$) і два бічні проходи трійників з відкритим ($\xi_M = 1,2$) і закритим ($\xi_M = 0,7$) прямим проходом. Загальна довжина магістралі 1,250 метри.

$$\sum \xi_M = 1 \cdot 0,21 + 2 \cdot 0,16 + 2 \cdot 0,18 + 0,05 + 2,42 + 5 \cdot 0,3 + 1,2 + 0,7 = 7,21$$

Використовуючи таблицю 2.3. по формулі $\sum \Delta P = L \cdot \Delta P_{TP} + \xi_M \cdot \Delta P_M$ визначимо втрати натиску в магістралі заправки правої КЧК.

Таблиця 2.11

Q л/хв	$\Delta P_{тр}$ кг/см ²	L метрів	ΔP_m кг/см ²	$\Sigma \xi_m$	$\Sigma \Delta P$ кг/см ²
100	0,0015	1,250	0,0036	7,21	0.0278
200	0,0057		0,014		0.108
300	0,011		0,032		0.244
400	0,019		0,057		0.435
500	0,028		0,089		0.677
600	0,038		0,13		0.985
700	0,049		0,18		1.359
800	0,065		0,23		1.740
900	0,077		0,29		2.187
1000	0,093		0,36		2.712
1500	0,22		0,72		5.467

2.14. Гідравлічний опір магістралей лівої та правої КЧК

Гідравлічні характеристики з'єднаних гілок при одночасній заправці баків лівої і правої КЧК визначаємо графічним способом.

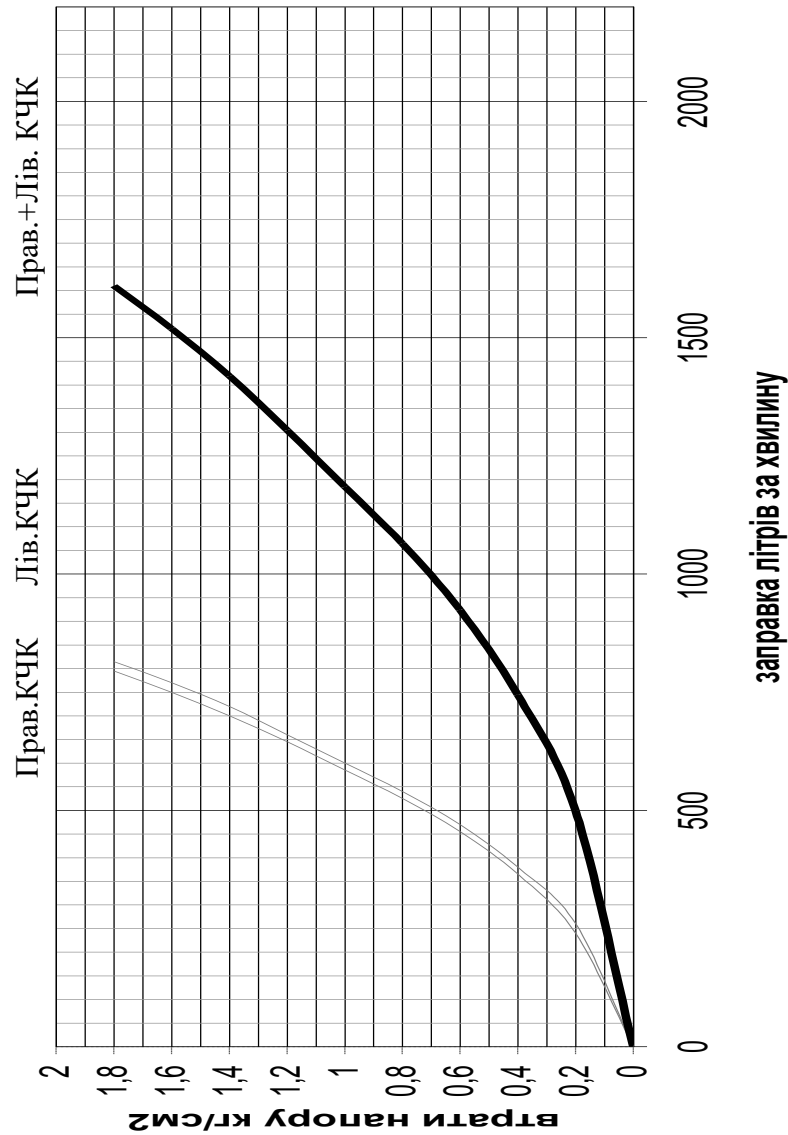


Рис.2.7

Гідравлічна характеристика з'єднаних гілок визначається як сума витрат при рівних гідравлічних опорах

Таблиця 2.12

ΔP кг/см ²	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0	1.2	1.4	1.6	1.8	2.0
Витрати/хв в ліву КЧК	260	380	470	540	600	660	720	770	815	860
Витрати/хв в праву КЧК	240	365	455	525	585	645	700	750	795	840
Витрати/хв лів+прКЧК	500	745	925	1065	1185	1305	1420	1520	1610	1700

2.15. Гідравлічний опір системи централізованої заправки паливом при одночасній заправці лівої і правою КЧК

Враховуючи втрати в стояку, одержуємо криву гідравлічного опору всієї системи централізованої заправки літака паливом при відкритих кранах заправки паливних баків лівої і правої КЧК:

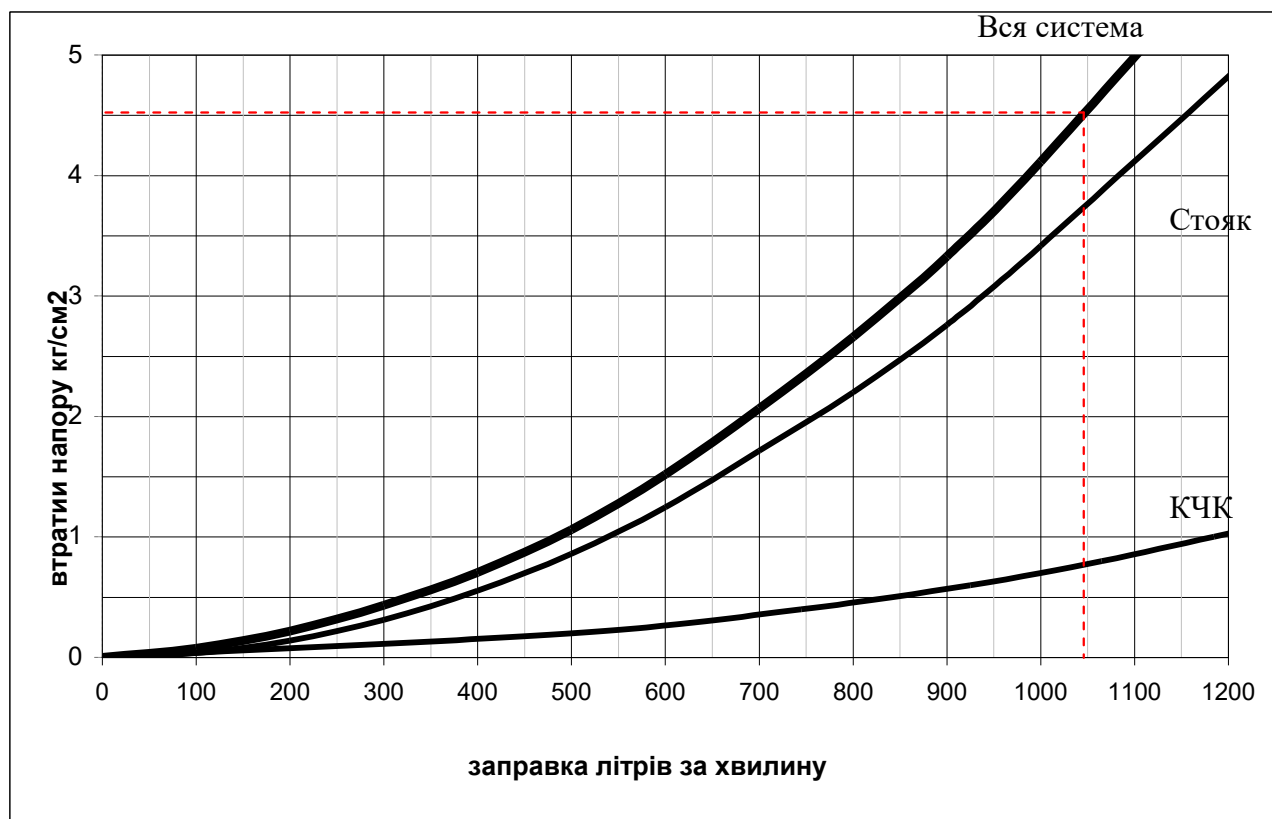


Рис. 2.8

При тиску на вході в систему заправки 4.5 кг/см^2 темп заправки складає 1040 літрів на хвилину. З них 530 літрів за хвилину поступає в ліву КЧК і 510 літрів за хвилину поступає в праву КЧК. Ліва КЧК дозаправиться за $2608:530=4.9$ хвилини (4 хвилини 54 секунди). В правій КЧК залишиться $2814-(510 \times 4,9)=315$ літрів.

При заправці палива в праву КЧК тиском 4.5 кг/см^2 швидкість заправки складе 850 літрів за хвилину і гідравлічні втрати приблизно 2.5 кг/см^2 в стояку і 2.0 кг/см^2 в трубопроводі правої КЧК.

Висновки

На підставі виконаних розрахунків заправку літака паливом можна розділити на наступні етапи:

- заправка всіх баків 1110 літрів за хвилину протягом 8 хвилин 15 секунд;
- заправка баків КЧК 1040 літрів за хвилину протягом 4 хвилин 54 секунд;
- дозаправка правої КЧК 850 літрів за хвилину протягом 22 секунд.

Час централізованої заправки паливом всіх баків літака - 13,5 хвилин. Максимальна швидкість палива в трубі при витраті 850 літрів на хвилину складає 7.8 метрів за секунду, тобто менше 9 м/сек, що вимагається по умові іскробезпеки. Заправка баків КЧК з максимальним темпом 850 л/хв відбувається через три патрубки приблизно по 300 л/хв при швидкості 2.8 метри за секунду, що менше 3.05 метра в секунду по умові іскробезпеки.

Основні гідравлічні втрати при заправці зосереджені в стояку і у вузлі роздачі палива до кранів заправки на задньому лонжероні.

Скорочення часу заправки за рахунок збільшення діаметрів труб стояка не доцільно із конструктивних і технологічних причин.

РОЗДІЛ 3

ОХОРОНА ПРАЦІ

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

Заходи безпеки при технічному обслуговуванні і ремонті ЛА регламентуються: державними та галузевими стандартами; системами стандартів безпеки праці; інструкціями по здійсненню польотів, технічної експлуатації та ремонту авіаційної техніки; регламентами технічного обслуговування; технологією ремонту, посібниками і інструкціями з безпеки праці і т.д.

«Небезпечні і шкідливі виробничі чинники викладені в ГОСТ 12.0.003-74 «Опасные и вредные производственные факторы» [18].

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

- підвищена або понижена вологість повітря;
- підвищена або понижена рухомість повітря;
- підвищений рівень статичної електрики;
- відсутність або недостатність природного світла;
- недостатня освітленість робочої зони;
- підвищений рівень вібрації;
- підвищений рівень шуму на робочому місці;
- підвищена або понижена температура повітря робочого середовища;
- рухомі машини та механізми; незахищені рухомі елементи

виробничого обладнання; рухомі вироби, заготовки, матеріали» [18].

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

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

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

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

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

Рухомі машини та механізми; незахищені рухомі елементи виробничого обладнання; рухомі вироби, заготовки, матеріали. До цієї групи небезпечних та шкідливих виробничих чинників відносяться: рушійні самохідні та пересувні в ручну засоби заправки – заправні агрегати системи «ЦЗЛ», паливозаправники (ПЗ), авто паливні цистерни (АПЦ), фільтрозаправні агрегати (ФЗА), установки для заправки літаків (УЗЛ), рулюючі літаки; незахищені елементи літаків, що рухаються, повітряні гвинти які обертаються, щоб підрулити до площадок для заправки на тимчасових аеродромах, використання авіації в народному господарстві; рухомі роздавальні рукави з роздавальними кінцівками; та інше» [18].

3.2 Технічні і організаційні заходи для зменшення рівня впливу небезпечних та шкідливих виробничих чинників

3.2.1. Інженерно-технічні та організаційні засоби із запобігання можливого впливу шкідливих і небезпечних факторів на працюючих

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

Інженерно-організаційні рішення:

До опускання роздавального крана (пістолета) в заправну горловину при верхній заправці або перед стиковкою роздавального наконечника із штуцером ЦЗЛ при нижній заправці штирі вирівнювання потенціалів статичної електрики, передбачені на роздавальних кранах (пістолетах) та наконечниках, повинні бути 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).

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

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

Так як завданням дипломної роботи є проектування паливної системи літака, то було вирішено розрахувати заземлення, що захищало б від статичної електрики під час обслуговування та експлуатації даної системи.

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

Опір у Ом розтікання струму від одиночного заземлення стрижня або куточка

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

де ρ – питомий опір ґрунту (табл.5.1) у $Ом \cdot м$; l – довжина стрижня в $м$; d – діаметр стрижня в $м$; h – відстань від поверхні ґрунту до середини стрижня в $м$.

Таблиця 3.1

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

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

Питомий опір ґрунту в $Ом \cdot м$:

$$\rho = \rho_{изм} k_c,$$

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

$$d = 0.95 b_1,$$

де b_1 – сторона куточка в $м$.

$$h = h_o + 0.5l,$$

де h_o – глибина закладення сталевий пластини в $м$.

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

$$R_{пол} = 0.366 \frac{\rho}{l_1} l g \frac{2l_1^2}{b h_o},$$

де l_1 – довжина смуги в $м$; b – ширина смуги в $м$.

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

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

Кількість пристроїв заземлення у $шт$:

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

де r_n – нормоване значення опору пристрою, що заземлює, $Ом$; η_{cm} – коефіцієнт використання одиночного стрижневого пристрою заземлення.

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

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

де $\eta_{пол}$ – коефіцієнт використання одиночного пристрою заземлення зі смугою; η_{cm} – коефіцієнт використання одиночного стрижневого пристрою заземлення (табл.5.2).

Таблиця 3.2

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

Визначити кількість пристроїв заземлення, довжину сполучної смуги і розміри контуру заземлення контурного пристрою, що заземлює, на стоянці літаків для захисту від статичної електрики. Вихідні дані для розрахунку :

- питомий опір ґрунту $\rho_{изм} = 30 \text{ Ом} \cdot \text{м}$;
- коефіцієнт збільшення питомого опору $k_c = 1.6$;
- пристрій заземлення – сталеві труба: $l = 3 \text{ м}$, $d = 0.05 \text{ м}$, $h = 2.2 \text{ м}$;
- смугова сталь шириною $b = 0.1 \text{ м}$;

- коефіцієнт використання одиночного пристрою заземлення $\eta_{пол} = 0.7$;
- коефіцієнт використання стрижневого пристрою заземлення $\eta_{ст} = 0.8$;
- норма опору контурного заземлення $r_n = 4 \text{ Ом}$.

3.2.3. Порядок розрахунку

- питомий опір ґрунту:

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

- опір розтікання струму від одиночного сталевго стрижня:

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

- глибина закладення сталевго пластини:

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

- визначимо опір розтікання струму в землі від сталевго смуги:

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

- кількість пристроїв заземлення:

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

- опір контурного пристрою, що заземлює:

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

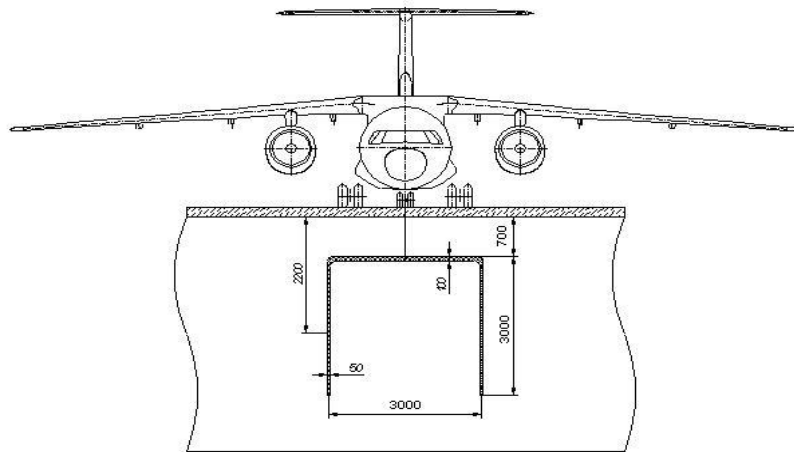


Рис.3.2.Основні параметри контурного пристрою, що заземлює літаки на стоянці для захисту від статичної електрики

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

3.3 Пожежна і вибухова безпека при технічному обслуговуванні спроектованого об'єкта

3.3.1 Джерела запалювання ПММ [19]

«Джерелами, що спричинили запалювання ПММ можуть бути: іскра від розряду статичної електрики, іскри від переключення споживачів електричної енергії, короткого замикання в системах електропостачання заправних засобів та літаків що заправляються, іскри, що висікаються при виконанні робіт ударним засобом металевими речами, обладнанням яке переміщується, при використанні з елементами на підшві які не зношуються із чорних металів на бетонних покриттях, при виконанні робіт неомідненим інструментом, прямий розряд блискавки в літак що заправляється або засобів заправки, тепловипромінювання та високі температури конвективних потоків від відкритих джерел тепла розташованих на відстані ближче 25 м від літака що заправляється» [19].

3.3.2 Заходи, передбачені для запобігання пожежі та вибуху

«Арматура гумотканевих рукавів, приєднаних до літака та засобам заправки, повинна бути з'єднана струмопровідними стренгами рукава. Всі фланці, муфти та хомути, порушуючи електропровідність комунікацій, повинні мати шунтуючі з'єднання, електрообладнання, яке використовується при заправці літака ПММ, повинні відповідати вимогам ГОСТ 12.2.020-76 та ГОСТ 12.2.021-76; кришки, люки та пробки заливних штуцерів та головки паливних ємностей літака та засобів заправки допускається розкривати тільки призначеним для цих цілей інструментом, виключаючи висікання іскри. Забороняється виконувати вказану роботу методами нанесення ударів, місця стоянки літаків повинні бути розташовані на відстані не менше 50 м від виробничих будинків та споруд, не менше 25 м – від ангарів». [19]

3.3.3 Дії персоналу в разі пожежі або вибуху

- а) негайно припинити подачу палива із заправника в паливні баки літака що заправляється;
- б) від'єднати заправні рукави від паливозаправника;
- в) віддалити заправник від зони заправки;
- г) по радіостанції паливозаправника або будь-яким іншим способом дати сигнал про пожежу пожежно-рятувальному розрахунку.

3.4 Інструкція з охорони праці. Розділ «Спеціальні вимоги»

3.4.1 Інструкція по техніці безпеки при стендових випробуваннях

Загальні вимоги:

- до роботи по монтажу, заправці, промивці та відробки бортових систем допускаються люди, які досягли 18 років, які вивчили креслення, схеми, ТУ технологічного процесу, які пройшли інструктаж у виробничого майстра по

техніці безпеки, які склали залік з технічної документації за відробку систем та які мають посвідчення на право виконання робіт;

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

- з'єднання та роз'єднання 114 електророз'ємів пультів та стендів при наявності напруги в сіті категорично забороняється;

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

Спеціальні вимоги:

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

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

- при виконанні монтажних робіт користуватись тільки 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 пілососом, серветкою, щіткою;

- до наповнення виробу повітрям необхідно переконатись у справності стенда для перевірки;

- перевірити чи замкнені люки контейнерів часових баків кришками;

- перевірити герметичність з'єднань в стенді;

- при перевірці герметичності системи виробу гелево- або фреоно-повітряної суміші не дозволяється відкривати вентиль балона та звільняти контрольний газ в приміщенні цеха;

- балон з газом повинен бути встановлений на стенді, знімати його без необхідності забороняється;

- при переборені негерметичності системи користуватись лампою тільки у вибухобезпечному виконанні.

3.4.2. Інструкція по техніці безпеки при експлуатації

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.

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 можливий вплив шкідливих та небезпечних факторів в процесі стендових випробувань та експлуатації паливної системи.

РОЗДІЛ 4

ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

4.1. Авіаційний транспорт як один з основних забруднювачів навколишнього середовища

Значним забруднювачем довкілля є транспортна галузь, зокрема рухомі її засоби (автомобілі, тепловози, морські та річкові судна, повітряний транспорт), що використовують як пальне різні види нафтопродуктів, а також стаціонарні об'єкти матеріально-технічного забезпечення (склади пально-мастильних матеріалів, заправні станції, станції технічного обслуговування, майстерні тощо).

Значної шкоди довкіллю завдають відпрацьовані гази автомобілів та авіаційного транспорту, паливо-мастильні матеріали, зливні води після миття автомобілів, повітряних суден та їх агрегатів, пари різних шкідливих речовин, кислот, матеріалів, які використовуються в технологічних процесах ремонту.

Повітряні судна є одним із забруднювачів навколишнього середовища. ПС забруднюють атмосферу в результаті викиду шкідливих речовин з відпрацьованими газами авіаційних двигунів. Гази викидаються в атмосферне повітря соплами і вихлопними патрубками авіадвигунів. Цей процес називається емісією авіаційних двигунів.

За 1 рік сучасний авіалайнер може виконувати до 300 зльотів та посадок. При цьому тільки за 1 добу двигунами викидається приблизно 3,5 т CO, 2 т C_xH_y, 1,7 т NO_x. До складу відпрацьованих газів входить: оксид вуглецю (CO); вуглеводні, що неповністю згоріли C_xH_y(метан, етан, ацетилен, бензол); альдегіди (оцтовий альдегід, формальдегід, акролін та ін.); оксиди азоту NO_x; оксиди сірки SO_x; сажа, тощо.

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 жорсткі норми на емісію авіаційних двигунів.

Викид дренажного палива в атмосферу авіаційними двигунами нормами ІСАО не допускається і повинний виключатися в процесі конструювання нових авіадвигунів і повітряних судів.

Склад відпрацьованих газів (інгредієнтів), які забруднюють атмосферу, сучасних авіаційних двигунів (пальне – гас):

- монооксид вуглецю – CO (чадний газ);
- вуглеводні, які не повністю згоріли – C_xH_y (метан CH_4 , ацетилен C_2H_2 , етан C_2H_6 , бензол C_6H_6 та ін.);
- альдегіди (формальдегід $HCHO$, акролін $CH_2 = CH = CHO$, оцтовий альдегід CH_3CHO та ін.) (виділяється у невеликих кількостях);
- оксиди азоту NO_x ;
- оксиди сірки SO_x (виділяється невелика кількість);
- бензапірен (канцерогенна речовина) – виділяється у кількості 2...4 мг за 1 хв роботи двигуна (при тому, що допустимий рівень забруднення – 0.0001 мг на 100 м² площі);
- сажа (дрібнодисперсні частинки чистого вуглецю) – виділяється у вигляді шлейфу диму за соплами двигунів під час зльоту літака, (сажі виділяється загалом небагато).

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

Наземні джерела забруднення можуть бути умовно розділені на «внутрішньопортові» («внутрішньозаводські»), коли шкідливі викиди розсіюються, головним чином, над територією аеропорту або ремзаводу, і «зовнішньопортові» («зовнішньозаводські»), від яких забруднюється

атмосферне повітря поза територією авіапідприємства або ремзаводу. «Внутрішньопортовими» джерелами забруднення є: вентиляційні системи виробничих ділянок; склади ПММ аеропортів; спецавтотранспорт.

До «зовнішньопортових» джерел забруднення належать котлові установки. Ці джерела, особливо при несприятливих умовах, можуть істотно підвищувати концентрацію шкідливих речовин в атмосферному повітрі авіапідприємств.

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

До основних шкідливих речовин, що містяться в димових газах топок котелень, належать тверді частки й газоподібні речовини: сірчаний ангідрид (SO_2), оксид вуглецю (CO) і оксиди азоту (NO_x).

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

Вентиляційні системи в підприємствах ЦА застосовуються на окремих ділянках АТБ й АРЗ, де можливе виділення шкідливих речовин. Застосовуються притокова, притоково-витяжна й місцева вентиляційні системи. При необхідності, коли повітря, що відбирається від робочих місць, містить шкідливі речовини в великих концентраціях, перед викидом в атмосферу воно очищається в пиловловлюючих і газоочищувальних установках.

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

Через вентиляційні системи з атмосфери виробничих ділянок, *де проводиться технічне обслуговування або ремонт авіаційної техніки*, в атмосферне повітря викидаються: пари нафтопродуктів, розчинників,

лакофарбових матеріалів, лугів, кислот, аерозолі водяних розчинів їдкою, вуглекислою й фосфорнокислою натру, сірчаного ангідриду, оксидів азоту, оксид вуглецю, пилу.

Кількість шкідливих речовин, що викидаються в атмосферне повітря з виробничих приміщень АТБ й АРЗ через вентиляційні системи, може перевищувати гранично допустимі значення, що викликають ріст концентрації їх вище ГДК. Особливо це може мати місце при груповому розміщенні вентиляційних шахт, коли можливе об'єднання шкідливих викидів і навіть утворення нових шкідливих речовин більшої токсичності [19].

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

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

Суть «малого подиху» резервуарів полягає в тому, що при підвищенні температури зовнішнього повітря насичені пари палива й власне паливо усередині резервуара нагріваються, розширюються й пари палива

видавлюються з нього через дихальний клапан (в іншому випадку резервуар буде роздутий – деформований), а в нічний час доби при зниженні температури, пари в паливі стискаються, конденсуються й це приводить до засмоктування в резервуар зовнішнього повітря. При «малому подиху» резервуара місткістю 5000 м³ в атмосферне повітря видавлюється до 100 кг пару бензину в добу».

[19]

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

4.3. Кількісні характеристики викидів шкідливих речовин авіаційними двигунами

Кількісною характеристикою викидів шкідливих речовин авіаційними двигунами є індекс емісії EI , який показує, скільки грамів даної шкідливої речовини викидається в повітря при спалюванні 1 кг пального в двигуні.

Тобто, $[EI = g/kg]$ й існують EI_{CO} , $EI_{C_xH_y}$, EI_{NO_x} та ін.

Надалі, як приклад, будемо розглядати тільки ці три інгредієнти, оскільки вони найбільше забруднюють атмосферу, тому що викиди їх найвищі.

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

Індекси емісії визначаються в процесі їх сертифікаційних випробувань.

Вміст інгредієнтів CO та C_xH_y у відпрацьованих газах авіадвигунів обумовлений неповним згоранням палива в двигуні, а цей процес, в свою чергу, залежить від характеристики його параметрів згорання, тобто, величини коефіцієнта повноти згорання η та режиму роботи двигуна.

Максимальна повнота згорання палива в двигуні має місце на розрахунковому режимі – злітному (режимі максимальної тяги двигуна). На цьому режимі сучасні двигуни мають $\eta = 0.97..0.99$ ($\eta = 1.0$ при абсолютно повному згоранні, чого в дійсності досягнути неможливо). На всіх інших

режимах η нижча, тобто, повнота згорання менша, ($\eta = 0.75 \dots 0.85$), у двигуна в атмосферу викидається більше продуктів неповного згорання (CO , C_xH_y та інших), та, відповідно, забруднення повітря збільшується.

Вміст інгредієнта NO_x у відпрацьованих газах авіадвигуна залежить від:

– величини температури суміші в камері згорання (чим вона вища, тим більше утворюється NO_x), а вона максимальна ($2500 \dots 3000 K$) на злітному режимі;

– часу перебування суміші в камері згорання (чим він більший, тим більше утворюється NO_x), а це має місце на невеликих швидкостях літака.

Тобто, максимальний викид NO_x має місце на злітному режимі двигуна і режимах, близьких до нього (при здійсненні зльоту літака і при наборі ним висоти польоту) [20].

Очевидно, що викид шкідливих речовин (тобто, емісія авіадвигуна) залежить від режиму його роботи і тривалості роботи на цьому режимі.

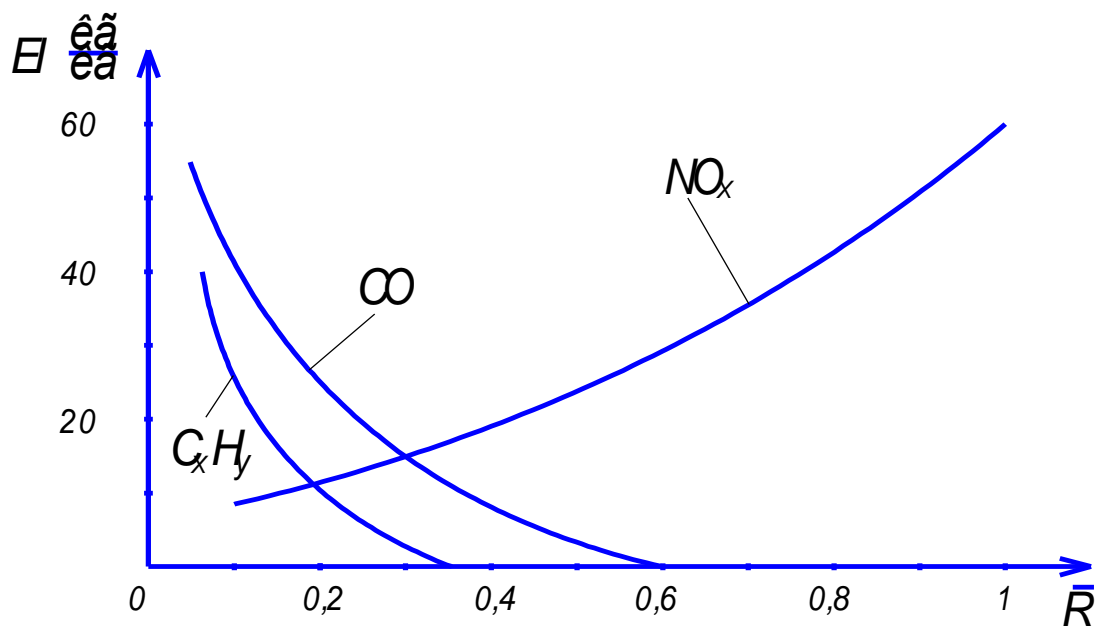


Рис. 3.1 Залежність емісії шкідливих речовин від режиму роботи типового сучасного авіадвигуна.

Середньостатистичні значення деяких параметрів сучасних авіаційних двигунів залежно від режимів роботи та їх тривалості наведені у таблиці 3.1

Таблиця 3.1

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

Визначаючи під час сертифікації індекс емісії на відповідних режимах роботи двигуна, знаходять контрольний параметр емісії $\frac{M_i}{R_0} = \left[\frac{\text{гп}}{\text{кг}} \right]$.

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

$$\frac{M_{CO}}{R_0} \left[\frac{\text{г}}{\text{кг}} \right], \quad \frac{M_{CO_2}}{R_0} \left[\frac{\text{г}}{\text{кг}} \right], \quad \frac{M_{NO_x}}{R_0} \left[\frac{\text{г}}{\text{кг}} \right]. \quad [20]$$

4.4. Розрахунок контрольних параметрів емісії двигуна Д-36

Розрахуємо контрольні параметри емісії двигуна Д-36, який застосовується на повітряному судні, що проектується в даній дипломному проекті.

Кількість шкідливих речовин, що викидаються літаком в зоні аеропорту знаходиться як сума викидів під час наземних операцій і викидів шкідливих речовин під час зльоту і посадки:

$$M_{\text{зем}} + M_{\text{зльоту}} + M_{\text{посадки}}$$

Викиди під час наземних операцій знаходяться за наступною формулою

$$M_{\text{зем}} = \sum K_i \cdot G_{\text{п}} \cdot C_{\text{ПІТГ}}$$

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

$$G_{\text{п}} - \text{маса пального}$$

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

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

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

Викиди шкідливих речовин під час зльоту та посадки

~~Використання~~

де $W_i = \left[\frac{\text{кг}}{\text{год}} \right]$ - масова швидкість емісії, що вказує скільки речовини

виділяється на даному режимі роботи двигуна за 1 годину часу,

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

Вихідні дані для розрахунків:

Тяга двигуна

$R_0=64$ кН

Тяга двигуна на режимі малого газу

$R_{\text{МГ}}=4,5$ кН

Питома витрата пального

~~Сторінка~~

Час зльоту

$T_1=0,0117$ год

Час набору висоти

$T_2=0,0367$ год

Час заходу на посадку

$T_3=0,067$ год

Коефіцієнти викиду шкідливих речовин під час наземних операцій :

~~К_{СО}=0,15, К_{СН}=0,05, К_{NOx}=0,05~~

Масова швидкість емісії під час зльоту :

~~$W_{\text{CO}}=0,2 \frac{\text{кг}}{\text{год}}$, $W_{\text{СН}}=0,5 \frac{\text{кг}}{\text{год}}$, $W_{\text{NOx}}=9,8 \frac{\text{кг}}{\text{год}}$~~

Масова швидкість емісії під час набору висоти :

~~$W_{\text{CO}_2}=0,8 \frac{\text{кг}}{\text{год}}$, $W_{\text{CH}_2}=0,8 \frac{\text{кг}}{\text{год}}$, $W_{\text{NO}_x}=2,5 \frac{\text{кг}}{\text{год}}$~~

Масова швидкість емісії під час посадки :

~~$W_{\text{CO}_2}=13 \frac{\text{кг}}{\text{год}}$, $W_{\text{CH}_3}=0,7 \frac{\text{кг}}{\text{год}}$, $W_{\text{NO}_x}=1,6 \frac{\text{кг}}{\text{год}}$~~

Викиди CO становлять:

~~Масова швидкість~~

~~Викиди CO становлять:~~

~~МАНМ~~
~~САНМ~~
~~МАНМ~~
~~САНМ~~
~~МАНМ~~
~~САНМ~~
~~МАНМ~~
~~САНМ~~

Контрольний параметр емісії CO:

~~МАНМ~~
~~САНМ~~
~~МАНМ~~
~~САНМ~~

Викиди СН становлять:

~~МАНМ~~
~~САНМ~~
~~МАНМ~~
~~САНМ~~
~~МАНМ~~
~~САНМ~~
~~МАНМ~~
~~САНМ~~
~~МАНМ~~
~~САНМ~~

Контрольний параметр емісії СН:

~~МАНМ~~
~~САНМ~~
~~МАНМ~~
~~САНМ~~

Викиди NO_x становлять:

~~МАНМ~~
~~САНМ~~
~~МАНМ~~
~~САНМ~~
~~МАНМ~~
~~САНМ~~
~~МАНМ~~
~~САНМ~~

Контрольний параметр емісії NO_x:

~~МАНМ~~
~~САНМ~~
~~МАНМ~~
~~САНМ~~

4.5. Шляхи зниження емісії авіаційних двигунів

«Для зниження емісії продуктів неповного згорання палива (СН і СО) при конструюванні необхідно збільшувати коефіцієнт повноти згорання палива, від якого залежить індекс емісії EI_{CO} й EI_{CH} . Це може досягатися застосуванням систем попереднього випаровування палива, збагаченням паливно-повітряної суміші в зоні горіння й збільшенням числа зон горіння в камері згорання, що дозволяє регулювати роботу двигунів шляхом включення або відключення частини форсунок. Незавжди бачити, що ці конструктивні заходи приводять до зниження питомої витрати палива, тобто поліпшенню економічності авіадвигунів, а отже, і до зниження індексів емісій СО і СН. Таким чином, розв'язання задачі підвищення економічності авіадвигунів магістральних літаків, що стоїть в цей час перед конструкторами, автоматично приводить до вирішення задачі по зниженню емісії СО і СН від цих двигунів.

Задача зниження емісії NO_x є більш складною при розробці перспективних двигунів для магістральних літаків. Справа в тому, що задача підвищення економічності перспективних авіадвигунів пов'язана з ростом ступеня підвищення тиску в камері згорання або ростом температури повітря за компресором на виході в камеру згорання T_k . Ріст T_k , у свою чергу, веде до зростання емісії NO_x » [20].

Для зниження емісії окислів азоту NO_x авіадвигунами можуть застосовуватися наступні **конструктивні рішення**: упорскування води в зону горіння; застосування двох- і багатозонних камер згорання; застосування в камерах згорання каталітичного горіння, при якому температура газів у зоні горіння знижується; збідніння горючої паливно-повітряної суміші. Остання міра, однак, приводить до зростання емісії продуктів неповного згорання палива на режимі малого газу. У двозонних камерах паливо згорає у два етапи в різних частинах камери, причому в першій зоні забезпечується оптимальне згорання палива на режимі «малого газу», наприклад, при рулінні по аеродрому, а в другу зону паливо при цьому не подається. На режимах зльоту, набору висоти й крейсерського

польоту до роботи підключається друга зона камери згорання, забезпечуючи оптимальний процес згорання й необхідну тягу. Процес згорання в другій зоні йде при більш низьких температурах, чим в однозонних камерах згорання, а це приводить до зниження емісії окислів азоту.

У значній мірі зниження емісії диму в цей час досягнуто на ряді останніх моделей авіадвигунів, таких як Д-36, IT9D, CF6, RB211, і, очевидно, у найближчому майбутньому в конструктивному плані не буде становити труднощів [19].

«Експлуатаційні методи зниження емісії шкідливих речовин від авіаційних двигунів засновані на скороченні тривалості й зміні режимів роботи двигунів у зоні аеропорту на етапі «запуск - руління - зліт - руління після посадки на стоянку». Зниження емісії шкідливих речовин від авіадвигунів у зоні аеропорту може досягатися: буксируванням повітряних суден зі стоянки до злітної посадкової смуги (ЗПС); рулінням повітряних суден на частині працюючих двигунів; найвигіднішим розподілом ПС по ЗПС (коли більше однієї ЗПС) при їхніх зльотах і посадках. Впровадження буксирування ПС може знизити емісію продуктів неповного згорання палива на етапі «запуск - руління» до зльоту на 50%, окислів азоту - 5%, а економію палива на 25%. Застосування цього методу виправдано, якщо викиди буксирувальника незначні або він працює, наприклад, на електротязі [19].

Руління літака до зльоту й після посадки на двох або одному двигунах знижує сумарну масу викидів шкідливих речовин за злітно-посадочний цикл. При рулінні 3-х двигунного літака: із двома працюючими двигунами до 25%, з одним – до 55%; при рулінні 4-х двигунного літака: із двома – до 50%, з одним – до 80%. Скорочення часу затримки в зоні

очікування перед зльотом знижує масу викидів до 1...2%. Оптимальний розподіл літаків по ЗПС при наявності декількох смуг веде до зниження маси викидів до 15% й економії палива до 10%» [19].

«Нові види палив для повітряних суден. Проблема економії паливно-енергетичних ресурсів викликала інтерес до розробки альтернативних

синтетичних палив і застосування рідкого водню як палива, у тому числі й для повітряних суден. Природно, вид палива істотно зумовлює вигляд й льотно-технічні характеристики повітряного судна, у тому числі й ступінь забруднення навколишнього середовища. Параметричні дослідження, проведені для повітряних суден на 400 пасажирів з дальністю польоту 10000 км і крейсерською швидкістю, що відповідає $M=0,85$, що працюють на синтетичному авіагасі, рідкому метані й рідкому водні, показали переваги рідкого водню, як економічно доцільного й менш забруднюючого навколишнє середовище.

Теплотворна здатність водню на 280%, а метану на 16% вище, ніж в авіаційного гасу Т-1. Однак по об'ємних теплотворних здатностях водень і метан поступаються гасу через їхню знижену щільність. Тому для розміщення рівноцінного запасу палива на повітряному судні потрібно замість 1 м³ гасу 4,25 м³ водню або 1,66 м³ рідкого метану. При роботі ГТД на рідкому водні основні труднощі представляє розробка системи регулювання й подачі рідкого водню від бака до паливних форсунок, розробка матеріалів і забезпечення ефективного спалювання водню в камері згорання.

Проблеми, що виникають при застосуванні рідкого водню в авіаційних ГТД, полягають в розробці дешевих засобів одержання, зберігання й завантаження паливних баків. Вартість теплової одиниці водню в 3...4 рази в цей час вище, ніж у гасу, однак у майбутньому, як показують прогнози, вони зрівняються. Необхідно створити названий комплекс, що забезпечує безпеку використання, зберігання й застосування рідкого водню. Вартість цих робіт складе приблизно 40% вартості всієї програми по застосуванню рідкого водню в авіації» [19].

Таким чином, для зниження забруднення атмосфери повітряними судами цивільної авіації необхідний комплекс заходів, що повинен включати: удосконалення авіадвигунів і повітряних суден; застосування більш досконалих методів експлуатації; екологічно доцільний рух повітряних суден в аеропортах і на підходах до нього.

Як видно, обмеження емісії авіадвигунів на основі вдосконалення конструкції двигунів і систем повітряних суден може бути досягнуто тільки

протягом тривалого часу з постійним переходом до більш твердих вимог. Найбільш віддалена перспектива, як видно, пов'язана з переходом на нові види палива й, зокрема, на водень».

Зниження емісії шкідливих речовин від наземних джерел авіапідприємств. Розвиток виробничої бази аеропортів й АРЗ і зростаючі вимоги до охорони навколишнього середовища вже зараз ставлять перед проєктувальниками питання про необхідність використання методів розрахунку забруднення повітря на виробничих площадках, що обумовлюють можливість прийняття правильних рішень при проєктуванні вентиляційних систем з урахуванням перспективи розвитку як окремих цехів, ділянок, так і підприємства в цілому, а також з урахуванням гігієнічних норм ГДК шкідливих речовин в атмосфері підприємства й метеорологічних особливостей обраної місцевості» [19]

Захист й оздоровлення атмосферного повітря авіапідприємств може забезпечуватися тільки комплексом захисних мір, в основі яких лежать міри конструктивно-технологічного й планувального характеру.

Однією з найбільш ефективних й економічно доцільних мір скорочення емісії шкідливих речовин в атмосферу авіапідприємств вважається перехід котелень на опалення природним газом, а також обладнання їх золовловлюючою апаратурою. У цей час у всіх проєктах котелень, що працюють на твердому паливі, передбачається обладнання їх золовловлювачами батарейного типу «Циклон», що вловлюють до 80% зольних часток у димових газах, які відходять.

«Зниження викидів через вентиляційні системи досягається оснащенням їх пиловловлювачами, бризовловлювачами й поглинаючими фільтрами. Якщо кількість шкідливих речовин, що викидаються, незначна й може викликати підвищення ГДК на території підприємства, то конструкція вентиляційної системи повинна забезпечити розсіювання в атмосферному повітрі шкідливих речовин при найбільш несприятливих метеоумовах даної місцевості – силі й напрямку вітру, атмосферних опадах, тиску й т.п.» [19].

«Зниження емісії палив на складах ПММ досягається при реалізації ряду технічних заходів, що перешкоджають випаровуванню авіабензинів й авіагасу з резервуарів при їхньому наповненні, «диханні», заборі палива з них і т.п.; розливу ПММ на поверхні обладнання, землі, бетонній підлозі при наповненні ємностей, паливозаправників і повітряних суден; ліквідуючих можливості витіку через нещільності фланцевих з'єднань, щілини, розриви й тріщини; усуваючих можливості нагромадження нафтопродуктів на території складу; спрямованих на збір і використання пролитих і відпрацьованих продуктів для потреб народного господарства й для переробки з метою відновлення й повторного використання ПММ» [19].

Для впровадження вищезгаданих заходів необхідно реалізувати наступні організаційні й технічні рішення: «автоматизувати й механізувати процеси прийому, відпустки й зберігання ПММ; застосовувати передперонні пункти наливу паливозаправників, насоси, що мають спеціальні сальникові й торцеві ущільнення; герметизувати зливно-наливні пристрої й трубопровідні комунікації; застосовувати системи ЦЗЛ і нижнього наповнення паливозаправників і маслозаправників, при зливно-наливних операціях пристрої закритого типу, прилади з високою точністю виміру нафтопродуктів, що не допускають переливу палива в ємності; виключати, по можливості, фланцеві з'єднання при монтажі трубопроводів; фарбувати поверхні наземних резервуарів променевідбиваючими фарбами; застосовувати пристрої для зливу й відстою ПММ закритого типу; утилізувати миючі розчини, використані при хіміко-механізованому способі зачищення резервуарів» [19].

Висновок

Таким чином, виконавши розрахунок викидів шкідливих речовин двигуном Д-36, встановлено, що даний двигун задовольняє нормам ІКАО по контрольним параметрам емісії, так як жодна з цих величин не перевищує допустимі норми.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

За результатами розробки дипломного проекту можливо зробити загальні висновки:

1. Дипломний проект виконано з дотриманням вимог, які висуваються до освітньо-кваліфікаційного ступеня «Магістр» зі спеціальності 6.051101 «Літаки і вертольоти».

2. Спроектовано паливну систему транспортного літака з двома ТРДД для дальності польоту 2800 км, а саме: розроблено систему дренажу, систему централізованої заправки, систему виробки палива, систему управління та вимірювання палива. Здійснено гідравлічний розрахунок системи подачі палива до двигунів.

3. У спеціальній частині проекту приведено проектувальний розрахунок системи централізованої заправки літака паливом.

4. В розділі «Охорона праці» приведено перелік небезпечних та шкідливих виробничих факторів при експлуатації паливної системи та при її стендових випробуваннях, представленні інженерно-організаційні рішення по запобіганню можливості дії факторів на працюючих, проведено аналіз пожежної та вибухової безпеки, розраховано стендовий заземлювач.

5. В розділі «Охорона навколишнього середовища» проведено розрахунок емісії двигуна Д-36, приведено аналіз факторів забруднення навколишнього середовища та заходи зниження забруднення.

6. В результаті розробки створена така паливна система, яка по своїм характеристикам надійності, живучості, пожежної та вибухової безпеки, масовим та габаритним характеристикам, ремонтпридатності, контролем придатності, експлуатаційній технологічності задовольняє перспективним вимогам 2020-х років.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Технічний опис літака Ан-74-200.
2. Руководство по летной эксплуатации самолета Ан-74-200.
3. ГОСТ 2.701-68 «Единая система конструкторской документации. Схемы. Виды и типы. Общие требования к выполнению.».
4. ГОСТ 2.782-68 «Обозначения условные графические. Насосы и двигатели гидравлические и пневматические».
5. ГОСТ 2.784-70 «Обозначения условные графические. Элементы трубопроводов»
6. Топливные баки, ПИ 1.2.034-77 "Изготовление бензо-, керосино-, и маслобаков конструкции ВИАМ"
7. Нормы летной годности самолетов транспортной категории (АП-25) [Текст]. – М.: МАК, 1994. – 322 с.
8. ГОСТ 22945. Системы топливные самолетов. Термины и определения.
9. Самолет Ан-74-200. Дренаж топливных баков. Гидравлический расчет.
10. Большаков В.А. Справочник по гидравлике / В.А. Большаков, Ю.М. Константинов, В.Н. Попов и др. – К. : Вища школа, 1984.
11. Идельчик И. Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям / И. Е. Идельчик – М. : Машиностроение, 1975.
12. Домотенко Н. Т. Авиационные силовые установки. Системы и устройства / Н. Т. Домотенко, А. С. Кравец, Г. А. Никитин, А. И. Пугачев, Т. И. Сивашенко – М. : Транспорт, 1976. – 312 с.
13. Располагаемые высотно-скоростные характеристики двигательной установки самолета Ан-74 с двигателем Д-36-3А.
14. Башта Т. М. Гидравлика, гидравлические машины и гидравлические приводы / Т. М. Башта и др., 1970.
15. Жовинский Н. Е. Основы инженерно-авиационной службы ВВС / Н. Е. Жовинский, В. И. Пенязьков, Н. Л. Юндев, 1957.

16. Сапожников В. М. Производство гидрогазовых и топливных систем. Руководящие технические материалы РТМ-1.4.534-79 / В. М. Сапожников и др.
17. Башта Т. М. Расчеты и конструкции самолетных гидравлических устройств / Т. М. Башта – М. : Оборонгиз, 1961.
18. ГОСТ 12.0.003-74 «Система стандартов безопасности труда»
19. Буриченко Л. А. Охрана труда в гражданской авиации / Л. А. Буриченко – М. : Транспорт, 1985. 240с.
20. Таблица стандартной атмосферы ГОСТ 4401-81.

Формат	Зона	Позиція	Позначення	Найменування	Кількість	Примітка	
		1	НАУ 20.02.12.001	Загальний вигляд літака Ан-74	1		
		2	НАУ 20.02.12.002	Живлення двигунів та ДСУ паливом	1		
		3	НАУ 20.02.12.003	Система централізованої заправки	1		
		4	НАУ 20.02.12.004	Дренаж паливних баків	1		
		5	НАУ 20.02.12.005	Автоматика управління та паливовимірювання	1		
		6	НАУ 20.02.12.006	Штуцер заправки	1		
		7	НАУ 20.02.12.007	Встановлення насосу ЕЦНГ 5А-2	1		
		8	НАУ 20.02.12.008	Встановлення насосу ЕЦН-75Б	1		
		9	НАУ 20.02.12.009	Система подачі палива в двигуни в консольній частині крила	1		
Кафедра ГГС			НАУ 20.02.12.000 ПЗ				
Виконав	Кутирін			Перелік креслень	Літ.	Арку	Аркушів
Перевір	Бадах						1
Н-контр.	Сивашенко				ЛВ-201мз		
Затвер.	Бадах						

ДОДАТОК

Таблиця 1.3

Геометричні параметри ділянок системи літака

Назва ділянки	Місцеві опори ділянки	Характеристики проточної частини ділянок трубопроводів					Довжина ділянки, мм
		Діаметр, мм	Вазор, мм	Кут повороту, град	Довжина, мм	Радіус згину, мм	
1	2	3	4	5	6	7	8
1-2	Вхід		-	-	-	-	230
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	
	Трійник	50-20-50	-	-	-	-	
	З'єднання фланцеве	38	-	-	-	-	
	Клапан зворотній	38	-	-	-	-	
	Раптове розширення	Ø ₁ 38, Ø ₂ 57	-	-	47	-	
	Трійник	57-57-38	-	-	-	-	
1»-2	Вхід		-	-	-	-	610
	Раптове розширення	Ø ₁ 38, Ø ₂ 50	-	-	60	-	
	Трійник	50-20-50	-	-	-	-	
	Раптове звуження	Ø ₁ 50, Ø ₂ 38	-	-	-	-	
	Поворот	38	-	6	-	140	
	Поворот	38	-	84	-	84	
	З'єднання фланцеве	38	-	-	-	-	
	Клапан зворотній	38	-	-	-	-	
	Раптове розширення	Ø ₁ 38, Ø ₂ 57	-	-	110	-	
2-3	Поворот	38	-	21	-	140	5814
	Поворот	38	-	24	-	140	
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	
	З'єднання обмежено рухоме	38	12	-	-	-	
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	
	Трійник	38-38-38	-	-	-	-	

Таблиця 1.3 (продовження)

1	2	3	4	5	6	7	8
3-4	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	2980
	З'єднання фланцеве	38	-	-	-	-	
	Електропривідний кран	ЭПК 35-1	-	-	-	-	
	З'єднання фланцеве	38	-	-	-	-	
	Поворот	38	-	90	-	36	
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	
	Поворот	38	-	90	-	36	
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	
	Поворот	38	-	31	-	140	
	Поворот	38	-	30	-	140	
	Поворот	38	-	79	-	60	
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	
	Поворот	38	-	79	-	60	
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	
	Різкий поворот	38	-	79	-	-	
4-5	Раптове звуження	Ø ₁₃₈ , Ø ₂₃₄	-	-	-	-	4334
	З'єднання обмежено рухоме	34	4	-	-	-	
	Поворот	34	-	35	-	130	
	Поворот	34	-	90	-	54	
	Поворот	34	-	63	-	54	
	Поворот	34	-	90	-	54	
	З'єднання обмежено рухоме	34	4	-	-	-	
	Поворот	34	-	15	-	10	
	З'єднання обмежено рухоме	34	4	-	-	-	
	З'єднання обмежено рухоме	34	4	-	-	-	
	Поворот	34	-	55	-	130	
	З'єднання ніпельне	34	-	-	-	-	

Таблиця 1.3 (продовження)

1	2	3	4	5	6	7	8
3-15	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	4815
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	
	З'єднання обмежено рухоме	38	-	-	-	-	
	Різкий поворот	38	-	20	-	10	
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	
	Трійник	38-38-38	-	-	-	-	
15-15»	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	1365
	З'єднання фланцеве	38	-	-	-	-	
	Поворот	38	-	90	-	40	
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	
	Поворот	38	-	90	-	40	
	З'єднання фланцеве	38	-	-	-	-	
	Електроприводний кран	ЭПК 35-1	-	-	-	-	
	З'єднання фланцеве	38	-	-	-	-	
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	
	Поворот	38	-	72	-	60	
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	
	Поворот	38	-	75	-	33	
	Трійник	38-38-38	-	-	-	-	

Таблиця 1.3 (продовження)

1	2	3	4	5	6	7	8
15»-3»	Раптове розширення	Ø ₁₃₈ , Ø ₂₅₀	-	-	40	-	4940
	Трійник	38-38-38	-	-	-	-	
	Раптове звуження	Ø ₁₅₀ , Ø ₂₃₈	-	-	-	-	
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	
	Різкий поворот	38	-	20	-	10	
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	
	Трійник	38-38-38	-	-	-	-	
3»-4»	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	2980
	З'єднання фланцеве	38	-	-	-	-	
	Електроприводний кран	ЭПК 35-1	-	-	-	-	
	З'єднання фланцеве	38	-	-	-	-	
	Поворот	38	-	90	-	36	
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	
	Поворот	38	-	90	-	36	
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	
	Поворот	38	-	31	-	140	
	Поворот	38	-	30	-	140	
	Поворот	38	-	79	-	60	
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	
	Поворот	38	-	79	-	60	
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	
Різкий поворот	38	-	79	-	10		

Таблиця 1.3 (продовження)

1	2	3	4	5	6	7	8
4»-5»	Раптове звуження	Ø ₁₃₈ , Ø ₂₃₄	-	-	-	-	4334
	З'єднання обмежено рухоме	34	4	-	-	-	
	Поворот	34	-	35	-	130	
	Поворот	34	-	63	-	54	
	Поворот	34	-	23	-	54	
	Поворот	34	-	60	-	120	
	Поворот	34	-	90	-	57	
	Поворот	34	-	90	-	57	
	З'єднання обмежено рухоме	34	4	-	-	-	
	Різкий поворот	34	-	15	-	10	
	З'єднання обмежено рухоме	34	4	-	-	-	
	З'єднання обмежено рухоме	34	4	-	-	-	
	Поворот	34	-	55	-	130	
	З'єднання ніпельне	34	-	-	-	-	
1-6	Вхід	-	-	-	-	-	280
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	
	Трійник	50-20-50	-	-	-	-	
	З'єднання фланцеве	20	-	-	-	-	
	Клапан зворотній	Ø20	-	-	-	-	
	Трійник	20-20-20	-	-	-	-	
1»-6	Вхід		-	-	-	-	400
	Раптове розширення	Ø ₁₃₈ , Ø ₂₅₀	-	-	40	-	
	Трійник	50-20-50	-	-	-	-	
	З'єднання обмежено рухоме	20	12	-	-	-	
	Поворот	20	-	67	-	30	
	Поворот	20	-	67	-	30	
	З'єднання фланцеве	20	-	-	-	-	
	Клапан зворотній	20	-	-	-	-	

Таблиця 1.3 (продовження)

1	2	3	4	5	6	7	8
6-7	Поворот	20	-	90	-	33	913
	Трійник	20-20-20	-	-	-	-	
	Поворот	20	-	49	-	75	
	Поворот	20	-	50	-	75	
	З'єднання обмежено рухоме	20	12	-	-	-	
	З'єднання ніпельне	20	-	-	-	-	
7-8	Трійник	20-20-20	-	-	-	-	305
	З'єднання обмежено рухоме	20	4	-	-	-	
	Поворот	20	-	90	-	33	
	Поворот	20	-	90	-	33	
	З'єднання обмежено рухоме	20	4	-	-	-	
8»-9	З'єднання ніпельне	20	-	-	-	-	305
	З'єднання фланцеве	48	-	-	-	-	
	Поворот	48	-	90	-	75	
10-11	Поворот	48	-	90	-	75	239
	З'єднання ніпельне	20	-	-	-	-	
	З'єднання обмежено рухоме	20	4	-	-	-	
	Поворот	20	-	63	-	33	
7-10	З'єднання ніпельне	20	-	-	-	-	4740
	З'єднання ніпельне	20	-	-	-	-	
	З'єднання обмежено рухоме	20	4	-	-	-	
11»-12	Трійник	20-20-20	-	-	-	-	415
	З'єднання фланцеве	48	-	-	-	-	
	Поворот	48	-	90	-	75	
10-11	Поворот	48	-	90	-	75	415
	Поворот	48	-	90	-	75	

Таблиця 1.3 (закінчення)

1	2	3	4	5	6	7	8
10-13	З'єднання ніпельне	20	-	-	-	-	5514
	З'єднання ніпельне	20	-	-	-	-	
	З'єднання ніпельне	20	-	-	-	-	
	З'єднання ніпельне	20	-	-	-	-	
	Поворот	20	-	66	-	75	
	Поворот	20	-	36	-	75	
	З'єднання ніпельне	20	-	-	-	-	
	З'єднання фланцеве	20	-	-	-	-	
	Кран перекиривний	771700МА	-	-	-	-	
	З'єднання фланцеве	20	-	-	-	-	
	Поворот	20	-	90	-	75	
	З'єднання обмежено рухоме	20	4	-	-	-	
	Поворот	20	-	90	-	75	
	З'єднання ніпельне	20	-	-	-	-	
	Поворот	20	-	52	-	75	
	Поворот	20	-	33	-	75	
З'єднання ніпельне	20	-	-	-	-		
13»-14	З'єднання фланцеве	48	-	-	-	-	713
	Поворот	48	-	90	-	75	
	Поворот	48	-	39	-	75	
	Поворот	48	-	39	-	75	
	Поворот	48	-	90	-	75	
	Клапан зворотній	48	-	-	-	-	

Коефіцієнти гідравлічного опору зігнутих ділянок трубопроводів (колін)

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

Коефіцієнти гідравлічного опору трійників при різних варіантах роботи системи

Геометричні характеристики трійника									
D_c , мм	D_p , мм	D_b , мм	D_b/D_c	F_c , мм ²	F_p , мм ²	F_b , мм ²	F_b/F_c	F_p/F_b	
50	50	20	0,4	1963,5	1963,5	314,16	0,16	6,25	
Гідравлічні характеристики трійника									
Нормальна робота системи									
Q_c	Q_p		Q_b	Q_b/Q_c		ξ_p	ξ_b		
Q_n	$Q_{дв}/2$		$Q_n - 0,5Q_{дв}$	$1 - 0,5(Q_{дв}/Q_n)$		0,3	1,2		
Режим самопливу									
Q_c	Q_p		Q_b	Q_b/Q_c		ξ_p	ξ_b		
$Q_{дв}/2$	$Q_{дв}/2$		0	0		0,2	-		
Живлення двох двигунів від однієї групи насосів									
Q_c	Q_p		Q_b	Q_b/Q_c		ξ_p	ξ_b		
Q_n	$Q_{дв}$		$Q_n - Q_{дв}$	$1 - (Q_{дв}/Q_n)$		0,3	1,2		
Живлення одного двигуна від одного насоса									
Q_c	Q_p		Q_b	Q_b/Q_c		ξ_p	ξ_b		
0	0		0	0		-	-		
Геометричні характеристики трійника									
D_c , мм	D_p , мм	D_b , мм	D_b/D_c	F_c , мм ²	F_p , мм ²	F_b , мм ²	F_b/F_c	F_p/F_b	
38	57	57	1,5	1134,4	2551,76	2551,76	2,25	0,444	
Гідравлічні характеристики трійника									
Нормальна робота системи									
Q_c	Q_p		Q_b	Q_b/Q_c		ξ_p	ξ_b		
$Q_{дв}$	$0,5Q_{дв}$		$0,5Q_{дв}$	0,5		1,06	1,906		
Режим самопливу									
Q_c	Q_p		Q_b	Q_b/Q_c		ξ_p	ξ_b		
$Q_{дв}$	$0,5Q_{дв}$		$0,5Q_{дв}$	0,5		1,06	1,906		
Живлення двох двигунів від однієї групи насосів									
Q_c	Q_p		Q_b	Q_b/Q_c		ξ_p	ξ_b		
$2Q_{дв}$	$Q_{дв}$		$Q_{дв}$	0,5		1,06	1,906		
Живлення одного двигуна від одного насоса									
Q_c	Q_p		Q_b	Q_b/Q_c		ξ_p	ξ_b		
$Q_{дв}$	$Q_{дв}$		0	0		0	-		

Таблиця 1.11 (продовження)

Геометричні характеристики трійника										
Трійник в точці 3	D_c , мм	$D_{п}$, мм	$D_б$, мм	$D_б/D_c$	F_c , мм ²	$F_{п}$, мм ²	$F_б$, мм ²	$F_б/F_c$	$F_c/F_б$	
	38	38	38	1	1134,11	1134,11	1134,11	1	1	
	Гідравлічні характеристики трійника									
	Нормальна робота системи									
	Q_c		$Q_{п}$	$Q_б$		$Q_б/Q_c$		$\xi_{п}$	$\xi_б$	
	$Q_{дв}$		0	$Q_{дв}$		1		-	1,3	
	Режим самопливу									
	Q_c		$Q_{п}$	$Q_б$		$Q_б/Q_c$		$\xi_{п}$	$\xi_б$	
	$Q_{дв}$		0	$Q_{дв}$		1		-	1,3	
	Живлення двох двигунів від однієї групи насосів									
	Q_c		$Q_{п}$	$Q_б$		$Q_б/Q_c$		$\xi_{п}$	$\xi_б$	
	$2Q_{дв}$		$Q_{дв}$	$Q_{дв}$		0,5		0,6	4,3	
	Живлення одного двигуна від одного насоса									
	Q_c		$Q_{п}$	$Q_б$		$Q_б/Q_c$		$\xi_{п}$	$\xi_б$	
	$Q_{дв}$		0	$Q_{дв}$		1		-	1,3	
Геометричні характеристики трійника										
Трійник в точці 15	D_c , мм	$D_{п}$, мм	$D_б$, мм	$D_б/D_c$	F_c , мм ²	$F_{п}$, мм ²	$F_б$, мм ²	$F_б/F_c$	$F_c/F_б$	
	38	38	38	1	1134,11	1134,11	1134,11	1	1	
	Гідравлічні характеристики трійника									
	Нормальна робота системи									
	Q_c		$Q_{п}$	$Q_б$		$Q_б/Q_c$		$\xi_{п}$	$\xi_б$	
	0		0	0		0		-	-	
	Режим самопливу									
	Q_c		$Q_{п}$	$Q_б$		$Q_б/Q_c$		$\xi_{п}$	$\xi_б$	
	0		0	0		0		-	-	
	Живлення двох двигунів від однієї групи насосів									
	Q_c		$Q_{п}$	$Q_б$		$Q_б/Q_c$		$\xi_{п}$	$\xi_б$	
	$Q_{дв}$		0	$Q_{дв}$		1		-	1,3	
	Живлення одного двигуна від одного насоса									
	Q_c		$Q_{п}$	$Q_б$		$Q_б/Q_c$		$\xi_{п}$	$\xi_б$	
	0		0	0		0		-	-	

Таблиця 1.11 (продовження)

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

Таблиця 1.11 (продовження)

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

Таблиця 1.11 (закінчення)

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

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

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

Таблиця 1.12 (продовження)

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

5814

2980

Таблиця 1.12 (продовження)

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

Таблиця 1.12 (продовження)

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12		
	Поворот	38	-	20	-	10							
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3			
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3			
	Трійник	38-38 -38	-	-	-	-	ξ_{Π} $\xi_{\text{б}}$	ξ_{Π} $\xi_{\text{б}}$	ξ_{Π} $\xi_{\text{б}}$	ξ_{Π} $\xi_{\text{б}}$	ξ_{Π} $\xi_{\text{б}}$		
							-	-	-	1,3	-	-	
15-15»	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3			
	З'єднання фланцеве	38	-	-	-	-	0,1	0,1	0,1	0,1			
	Поворот	38	-	90	-	40	0.215455	0.215455	0.215455	0.215455			
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3			
	Поворот	38	-	90	-	40	0.215455	0.215455	0.215455	0.215455			
	З'єднання фланцеве	38	-	-	-	-	0,1	0,1	0,1	0,1			
	Електроприводний кран	ЭПК 35-1					0,2	0,2	0,2	0,2			
	З'єднання фланцеве	38	-	-	-	-	0,1	0,1	0,1	0,1			
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3			
	Поворот	38	-	72	-	60	0.263878	0.263878	0.263878	0.263878			
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3			
	Поворот	38	-	75	-	33	0.259492	0.259492	0.259492	0.259492			
	Трійник	38-38 -38	-	-	-	-	ξ_{Π} $\xi_{\text{б}}$	ξ_{Π} $\xi_{\text{б}}$	ξ_{Π} $\xi_{\text{б}}$	ξ_{Π} $\xi_{\text{б}}$	ξ_{Π} $\xi_{\text{б}}$		
						-	-	-	1,3	-	-		
15»-3»	Раптове розширення	$\text{Ø}_{138}, \text{Ø}_{250}$	-	-	40	-	$0.18+\lambda \times 2.471541$	$0.18+\lambda \times 2.471541$	$0.18+\lambda \times 2.471541$	$0.18+\lambda \times 2.471541$			
	Трійник	38-38 -38	-	-	-	-	ξ_{Π} $\xi_{\text{б}}$	ξ_{Π} $\xi_{\text{б}}$	ξ_{Π} $\xi_{\text{б}}$	ξ_{Π} $\xi_{\text{б}}$	ξ_{Π} $\xi_{\text{б}}$		
							-	1,3	-	1,3	0,6	4,3	-
	Раптове звуження	$\text{Ø}_{150}, \text{Ø}_{238}$	-	-	-	-	0.2112	0.2112	0.2112	0.2112			

1365

4940

Таблица 1.12 (продовження)

1	2	3	4	5	6	7	8		9		10		11		12
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3		0,3		0,3		0,3		
	Поворот	38	-	20	-	10									
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3		0,3		0,3		0,3		
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3		0,3		0,3		0,3		
	Тройник	38-38 -38	-	-	-	-	ξ_{Π}	ξ_{σ}	ξ_{Π}	ξ_{σ}	ξ_{Π}	ξ_{σ}	ξ_{Π}	ξ_{σ}	
						-	-	-	-	-	1,3	-	-		
3»4»	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3		0,3		0,3		0,3		2980
	З'єднання фланцеве	38	-	-	-	-	0,1		0,1		0,1		0,1		
	Електроприводний кран	ЭПК 35-1					0,2		0,2		0,2		0,2		
	З'єднання фланцеве	38	-	-	-	-	0,1		0,1		0,1		0,1		
	Поворот	38	-	90	-	36	0.227741		0.227741		0.227741		0.227741		
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3		0,3		0,3		0,3		
	Поворот	38	-	90	-	36	0.227741		0.227741		0.227741		0.227741		
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3		0,3		0,3		0,3		
	Поворот	38	-	31	-	140	0.40308		0.40308		0.40308		0.40308		
	Поворот	38	-	30	-	140	0.40308		0.40308		0.40308		0.40308		
	Поворот	38	-	79	-	60	0.263878		0.263878		0.263878		0.263878		
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3		0,3		0,3		0,3		
	Поворот	38	-	79	-	60	0.263878		0.263878		0.263878		0.263878		
	З'єднання обмежено рухоме	38	4	-	-	-	0,3		0,3		0,3		0,3		
Поворот	38	-	79	-	10										

Таблиця 1.12 (продовження)

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

280

Таблиця 1.12 (продовження)

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	
1»-6	Вхід		-	-	-	-	0,5	0,5	0,5	0,5		
	Раптове розширення	Ø ₁₃₈ , Ø ₂₅₀	-	-	40	-	0.18+λ× ×2.471541	0.18+λ× ×2.471541	0.18+λ× ×2.471541	0.18+λ× ×2.471541		
	Трійник	50-20 -50	-	-	-	-	ξ _п	ξ _б	ξ _п	ξ _б	ξ _п	ξ _б
							0,3	1,2	0,2	-	0,3	1,2
	З'єднання обмежено рухоме	20	12	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3		
	Поворот	20	-	67	-	30	0.257196	0.257196	0.257196	0.257196		
	Поворот	20	-	67	-	30	0.257196	0.257196	0.257196	0.257196		
	З'єднання фланцеве	20	-	-	-	-	0,1	0,1	0,1	0,1		
Клапан зворотній	20	-	-	-	-	1,3	1,3	1,3	1,3			
6-7	Поворот	20	-	90	-	33	0.26975	0.26975	0.26975	0.26975		
	Трійник	20-20 -20	-	-	-	ξ _п	ξ _б	ξ _п	ξ _б	ξ _п	ξ _б	
						-	0	-	-	-	0	-
	Поворот	20	-	49	-	75	0.406663	0.406663	0.406663	0.406663		
	Поворот	20	-	50	-	75	0.406663	0.406663	0.406663	0.406663		
	З'єднання обмежено рухоме	20	12	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3		
	З'єднання ніпельне	20	-	-	-	-	0,1	0,1	0,1	0,1		
Трійник	20-20 -20	-	-	-	-	ξ _п	ξ _б	ξ _п	ξ _б	ξ _п	ξ _б	
						0,3	11,4	-	-	0,3	11,4	0,3
7-8	З'єднання обмежено рухоме	20	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3		
	Поворот	20	-	90	-	33	0.406663	0.406663	0.406663	0.406663		
	Поворот	20	-	90	-	33	0.406663	0.406663	0.406663	0.406663		
	З'єднання обмежено рухоме	20	4	-	-	-	0,3	0,3	0,3	0,3		
	З'єднання ніпельне	20	-	-	-	-	0,1	0,1	0,1	0,1		
8»-9	З'єднання фланцеве	48	-	-	-	-	0,1	0,1	0,1	0,1		
	Поворот	48	-	90	-	75	0.2625	0.2625	0.2625	0.2625		
	Поворот	48	-	90	-	75	0.2625	0.2625	0.2625	0.2625		

Таблиця 1.12 (продовження)

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

Таблиця 1.12 (закінчення)

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

Сумарні коефіцієнти місцевих опорів ділянок трубопроводів для різних варіантів роботи системи

Назва ділянки	Режим роботи			
	Нормальна робота	Режим самопливу	Живлення двигунів від одної групи насосів	Живлення одного двигуна від одного насоса
1-2	$4,756 + \lambda \times 4,174335$	$4,756 + \lambda \times 4,174335$	$4,756 + \lambda \times 4,174335$	0
1'-2	$4,668158 + \lambda \times 13,36652$	$4,668158 + \lambda \times 13,36652$	0	$4,668158 + \lambda \times 13,36652$
2-3	2,00616	2,00616	2,00616	2,00616
3-4	9,544986	9,544986	9,544986	9,544986
4-5	3,128832	3,128832	3,128832	3,128832
3-15	0	0	4,955588	0
15-15'	0	0	3,95428	0
15'-3'	0	0	$3,446788 + \lambda \times 2,471541$	0
3'-4'	0	0	6,544986	0
4'-5'	0	0	3,655802	0
1-6	5,9	0	5,9	0
1'-6	$6,337196 + \lambda \times 2,471541$	0	$6,337196 + \lambda \times 2,471541$	$6,337196 + \lambda \times 2,471541$
6-7	1,893076	0	1,893076	1,893076
7-8	12,913326	0	12,913326	12,913326
8'-9	0,625	0	0,625	0,625
7-10	0,8	0	0,8	0,8
10-11	5,376413	0	5,376413	5,376413
11'-12	0,625	0	0,625	0,625
10-13	4,30522	0	4,30522	4,30522
13'-14	2,45	0	2,45	2,45

Таблица 1.14

Q		Re= 4.76333Q/d	$\lambda=64/Re$ при Re<2300 $\lambda=0,3164/$ (4 \sqrt{Re}) при 10 5 > λ >2300	V, см/сек	V 2 , см2/сек2	$\Delta P'_{тр=}$ $\lambda\gamma(1V2)/(d2g)$, кг/см2	$\Delta P'_{м=}$ $\xi\gamma(V2/2g)$, кг/см2
л/год	см 3 /сек						
180	50	62.67547	1.021133222	4.409	19.437	2.228776E-06	8.29407E-06
360	100	125.35093	0.510566611	8.818	77.749	4.457551E-06	3.31763E-05
540	150	188.02640	0.340377741	13.226	174.936	6.686327E-06	7.46466E-05
720	200	250.70186	0.255283305	17.635	310.998	8.915102E-06	0.000132705
900	250	313.37733	0.204226644	22.044	485.934	1.114388E-05	0.000207352
1080	300	376.05279	0.17018887	26.453	699.745	1.337265E-05	0.000298586
1260	350	438.72826	0.145876175	30.861	952.431	1.560143E-05	0.000406409
1440	400	501.40372	0.127641653	35.270	1243.991	1.783020E-05	0.00053082
1620	450	564.07919	0.113459247	39.679	1574.426	2.005898E-05	0.000671819
1800	500	626.75465	0.102113322	44.088	1943.736	2.228776E-05	0.000829407
1980	550	689.43012	0.092830293	48.497	2351.921	2.451653E-05	0.001003582
2160	600	752.10559	0.085094435	52.905	2798.980	2.674531E-05	0.001194346
2340	650	814.78105	0.078548709	57.314	3284.914	2.897408E-05	0.001401697
2520	700	877.45652	0.072938087	61.723	3809.723	3.120286E-05	0.001625637
2700	750	940.13198	0.068075548	66.132	4373.406	3.343163E-05	0.001866165
2880	800	1002.80745	0.063820826	70.541	4975.964	3.566041E-05	0.002123281
3060	850	1065.48291	0.060066666	74.949	5617.397	3.788918E-05	0.002396985
3240	900	1128.15838	0.056729623	79.358	6297.705	4.011796E-05	0.002687278
3420	950	1190.83384	0.053743854	83.767	7016.887	4.234674E-05	0.002994158
3600	1000	1253.50931	0.051056661	88.176	7774.945	4.457551E-05	0.003317627
3780	1050	1316.18478	0.048625392	92.584	8571.876	4.680429E-05	0.003657683
3960	1100	1378.86024	0.046415146	96.993	9407.683	4.903306E-05	0.004014328
4140	1150	1441.53571	0.044397097	101.402	10282.364	5.126184E-05	0.004387561
4320	1200	1504.21117	0.042547218	105.811	11195.920	5.349061E-05	0.004777382
4500	1250	1566.88664	0.040845329	110.220	12148.351	5.571939E-05	0.005183792
4680	1300	1629.56210	0.039274355	114.628	13139.656	5.794816E-05	0.005606789
4860	1350	1692.23757	0.037819749	119.037	14169.836	6.017694E-05	0.006046375
5040	1400	1754.91303	0.036469044	123.446	15238.891	6.240572E-05	0.006502548
5220	1450	1817.58850	0.03521149	127.855	16346.821	6.463449E-05	0.00697531
5400	1500	1880.26396	0.034037774	132.263	17493.625	6.686327E-05	0.00746466
5580	1550	1942.93943	0.032939781	136.672	18679.304	6.909204E-05	0.007970598
5760	1600	2005.61490	0.031910413	141.081	19903.858	7.132082E-05	0.008493124
5940	1650	2068.29036	0.030943431	145.490	21167.286	7.354959E-05	0.009032239
6120	1700	2130.96583	0.03003333	149.899	22469.590	7.577837E-05	0.009587941
6300	1750	2193.64129	0.029175235	154.307	23810.768	7.800714E-05	0.010160232
6480	1800	2256.31676	0.028364812	158.716	25190.820	8.023592E-05	0.01074911
6660	1850	2318.99222	0.045594415	163.125	26609.748	1.362382E-04	0.011354577
6840	1900	2381.66769	0.045291446	167.534	28067.550	1.427471E-04	0.011976632
7020	1950	2444.34315	0.044998282	171.943	29564.227	1.493857E-04	0.012615275
7200	2000	2507.01862	0.044714367	176.351	31099.778	1.561532E-04	0.013270507

Таблица 1.15

Q		Re= 4.76333Q/d	$\lambda=64/Re$ при Re<2300 $\lambda=0,3164/$ (4 \sqrt{Re}) при 10 \wedge 5> λ >2300	V, см/сек	V \wedge 2, см \wedge 2/сек \wedge 2	$\Delta P'_{\text{тр}} =$ $\lambda \gamma (V^2)/(d2g),$ кг/см \wedge 2	$\Delta P'_M =$ $\xi \gamma (V^2/2g),$ кг/см \wedge 2
л/год	см \wedge 3/сек						
180	50	70.04905	0.913645514	5.507	30.329	3.477707E-06	1.29418E-05
360	100	140.09810	0.456822757	11.014	121.318	6.955414E-06	5.17671E-05
540	150	210.14715	0.304548505	16.522	272.965	1.043312E-05	0.000116476
720	200	280.19620	0.228411379	22.029	485.271	1.391083E-05	0.000207069
900	250	350.24525	0.182729103	27.536	758.235	1.738854E-05	0.000323545
1080	300	420.29430	0.152274252	33.043	1091.859	2.086624E-05	0.000465904
1260	350	490.34335	0.130520788	38.551	1486.141	2.434395E-05	0.000634147
1440	400	560.39240	0.114205689	44.058	1941.082	2.782166E-05	0.000828274
1620	450	630.44145	0.101516168	49.565	2456.682	3.129936E-05	0.001048285
1800	500	700.49050	0.091364551	55.072	3032.941	3.477707E-05	0.001294179
1980	550	770.53955	0.083058683	60.579	3669.859	3.825478E-05	0.001565956
2160	600	840.58860	0.076137126	66.087	4367.435	4.173249E-05	0.001863617
2340	650	910.63765	0.070280424	71.594	5125.670	4.521019E-05	0.002187162
2520	700	980.68670	0.065260394	77.101	5944.565	4.868790E-05	0.00253659
2700	750	1050.73574	0.060909701	82.608	6824.117	5.216561E-05	0.002911902
2880	800	1120.78479	0.057102845	88.115	7764.329	5.564331E-05	0.003313097
3060	850	1190.83384	0.053743854	93.623	8765.200	5.912102E-05	0.003740176
3240	900	1260.88289	0.050758084	99.130	9826.729	6.259873E-05	0.004193138
3420	950	1330.93194	0.048086606	104.637	10948.917	6.607643E-05	0.004671985
3600	1000	1400.98099	0.045682276	110.144	12131.764	6.955414E-05	0.005176714
3780	1050	1471.03004	0.043506929	115.652	13375.270	7.303185E-05	0.005707327
3960	1100	1541.07909	0.041529342	121.159	14679.435	7.650956E-05	0.006263824
4140	1150	1611.12814	0.039723718	126.666	16044.258	7.998726E-05	0.006846204
4320	1200	1681.17719	0.038068563	132.173	17469.741	8.346497E-05	0.007454468
4500	1250	1751.22624	0.036545821	137.680	18955.882	8.694268E-05	0.008088616
4680	1300	1821.27529	0.035140212	143.188	20502.682	9.042038E-05	0.008748647
4860	1350	1891.32434	0.033838723	148.695	22110.141	9.389809E-05	0.009434562
5040	1400	1961.37339	0.032630197	154.202	23778.258	9.737580E-05	0.01014636
5220	1450	2031.42244	0.031505018	159.709	25507.035	1.008535E-04	0.010884041
5400	1500	2101.47149	0.03045485	165.216	27296.470	1.043312E-04	0.011647607
5580	1550	2171.52054	0.029472436	170.724	29146.564	1.078089E-04	0.012437056
5760	1600	2241.56959	0.028551422	176.231	31057.317	1.112866E-04	0.013252388
5940	1650	2311.61864	0.045630731	181.738	33028.729	1.891475E-04	0.014093604
6120	1700	2381.66769	0.045291446	187.245	35060.799	1.992917E-04	0.014960704
6300	1750	2451.71674	0.04496441	192.753	37153.528	2.096623E-04	0.015853687
6480	1800	2521.76579	0.044648851	198.260	39306.917	2.202574E-04	0.016772554
6660	1850	2591.81484	0.044344063	203.767	41520.964	2.310757E-04	0.017717304
6840	1900	2661.86389	0.044049402	209.274	43795.669	2.421154E-04	0.018687938
7020	1950	2731.91294	0.043764277	214.781	46131.034	2.533753E-04	0.019684456
7200	2000	2801.96199	0.043488148	220.289	48527.058	2.648538E-04	0.020706857

Таблица 1.16

Q		Re= 4.76333Q/d	$\lambda=64/Re$ при Re<2300 $\lambda=0,3164/$ (4 \sqrt{Re}) при 10 $\sqrt{5}$ > λ >2300	V, см/сек	V ² , см ² /сек ²	$\Delta P'_{тр} =$ $\lambda\gamma(V^2)/(d2g),$ кг/см ²	$\Delta P'_m =$ $\xi\gamma(V^2/2g),$ кг/см ²
л/год	см ³ /сек						
180	50	119.08338	0.537438538	15.913	253.237	2.903733E-05	0.000108058
360	100	238.16677	0.268719269	31.827	1012.949	5.807466E-05	0.000432233
540	150	357.25015	0.179146179	47.740	2279.136	8.711199E-05	0.000972524
720	200	476.33354	0.134359634	63.654	4051.797	1.161493E-04	0.001728932
900	250	595.41692	0.107487708	79.567	6330.932	1.451866E-04	0.002701456
1080	300	714.50031	0.08957309	95.481	9116.542	1.742240E-04	0.003890096
1260	350	833.58369	0.076776934	111.394	12408.627	2.032613E-04	0.005294853
1440	400	952.66708	0.067179817	127.307	16207.186	2.322986E-04	0.006915727
1620	450	1071.75046	0.059715393	143.221	20512.220	2.613360E-04	0.008752717
1800	500	1190.83384	0.053743854	159.134	25323.728	2.903733E-04	0.010805823
1980	550	1309.91723	0.048858049	175.048	30641.711	3.194106E-04	0.013075046
2160	600	1429.00061	0.044786545	190.961	36466.169	3.484480E-04	0.015560386
2340	650	1548.08400	0.041341426	206.875	42797.101	3.774853E-04	0.018261841
2520	700	1667.16738	0.038388467	222.788	49634.508	4.065226E-04	0.021179414
2700	750	1786.25077	0.035829236	238.701	56978.389	4.355599E-04	0.024313103
2880	800	1905.33415	0.033589909	254.615	64828.745	4.645973E-04	0.027662908
3060	850	2024.41754	0.031614032	270.528	73185.575	4.936346E-04	0.03122883
3240	900	2143.50092	0.029857697	286.442	82048.880	5.226719E-04	0.035010868
3420	950	2262.58430	0.028286239	302.355	91418.660	5.517093E-04	0.039009022
3600	1000	2381.66769	0.045291446	318.269	101294.914	9.788227E-04	0.043223293
3780	1050	2500.75107	0.044742357	334.182	111677.642	1.066069E-03	0.047653681
3960	1100	2619.83446	0.044225017	350.095	122566.846	1.156488E-03	0.052300185
4140	1150	2738.91784	0.043736268	366.009	133962.523	1.250044E-03	0.057162806
4320	1200	2858.00123	0.043273385	381.922	145864.676	1.346701E-03	0.062241543
4500	1250	2977.08461	0.042834005	397.836	158273.303	1.446427E-03	0.067536396
4680	1300	3096.16799	0.042416062	413.749	171188.404	1.549191E-03	0.073047366
4860	1350	3215.25138	0.042017745	429.663	184609.980	1.654962E-03	0.078774452
5040	1400	3334.33476	0.041637455	445.576	198538.031	1.763714E-03	0.084717655
5220	1450	3453.41815	0.041273774	461.489	212972.556	1.875418E-03	0.090876974
5400	1500	3572.50153	0.040925441	477.403	227913.556	1.990049E-03	0.09725241
5580	1550	3691.58492	0.040591328	493.316	243361.030	2.107582E-03	0.103843962
5760	1600	3810.66830	0.040270423	509.230	259314.979	2.227994E-03	0.110651631
5940	1650	3929.75169	0.039961814	525.143	275775.402	2.351262E-03	0.117675416
6120	1700	4048.83507	0.03966468	541.057	292742.300	2.477363E-03	0.124915318
6300	1750	4167.91845	0.039378274	556.970	310215.673	2.606277E-03	0.132371336
6480	1800	4287.00184	0.039101918	572.884	328195.520	2.737984E-03	0.140043471
6660	1850	4406.08522	0.038834995	588.797	346681.842	2.872464E-03	0.147931722
6840	1900	4525.16861	0.038576941	604.710	365674.638	3.009697E-03	0.156036089
7020	1950	4644.25199	0.038327239	620.624	385173.909	3.149667E-03	0.164356573
7200	2000	4763.33538	0.038085414	636.537	405179.655	3.292354E-03	0.172893174

Таблица 1.17

Q		Re= 4.76333Q/d	$\lambda=64/Re$ при Re<2300 $\lambda=0,3164/$ (4 \sqrt{Re}) при 10 $\sqrt{5}>\lambda>2300$	V, см/сек	V ² , см ² /сек ²	$\Delta P'_{тр} =$ $\lambda \gamma (IV^2)/(d2g),$ кг/см ²	$\Delta P'_m =$ $\xi \gamma (V^2/2g),$ кг/см ²
л/год	см ³ /сек						
180	50	49.61808	1.289852491	2.763	7.634	8.753946E-07	3.25765E-06
360	100	99.23615	0.644926245	5.526	30.538	1.750789E-06	1.30306E-05
540	150	148.85423	0.42995083	8.289	68.710	2.626184E-06	2.93189E-05
720	200	198.47231	0.322463123	11.052	122.150	3.501578E-06	5.21225E-05
900	250	248.09038	0.257970498	13.815	190.860	4.376973E-06	8.14414E-05
1080	300	297.70846	0.214975415	16.578	274.838	5.252368E-06	0.000117276
1260	350	347.32654	0.184264642	19.341	374.086	6.127762E-06	0.000159625
1440	400	396.94461	0.161231561	22.104	488.602	7.003157E-06	0.00020849
1620	450	446.56269	0.143316943	24.867	618.386	7.878551E-06	0.00026387
1800	500	496.18077	0.128985249	27.630	763.440	8.753946E-06	0.000325765
1980	550	545.79885	0.117259317	30.393	923.762	9.629341E-06	0.000394176
2160	600	595.41692	0.107487708	33.156	1099.353	1.050474E-05	0.000469102
2340	650	645.03500	0.099219422	35.920	1290.213	1.138013E-05	0.000550544
2520	700	694.65308	0.092132321	38.683	1496.342	1.225552E-05	0.0006385
2700	750	744.27115	0.085990166	41.446	1717.740	1.313092E-05	0.000732972
2880	800	793.88923	0.080615781	44.209	1954.406	1.400631E-05	0.00083396
3060	850	843.50731	0.075873676	46.972	2206.341	1.488171E-05	0.000941462
3240	900	893.12538	0.071658472	49.735	2473.545	1.575710E-05	0.00105548
3420	950	942.74346	0.067886973	52.498	2756.018	1.663250E-05	0.001176013
3600	1000	992.36154	0.064492625	55.261	3053.759	1.750789E-05	0.001303062
3780	1050	1041.97961	0.061421547	58.024	3366.770	1.838329E-05	0.001436626
3960	1100	1091.59769	0.058629659	60.787	3695.049	1.925868E-05	0.001576705
4140	1150	1141.21577	0.056080543	63.550	4038.597	2.013408E-05	0.001723299
4320	1200	1190.83384	0.053743854	66.313	4397.414	2.100947E-05	0.001876409
4500	1250	1240.45192	0.0515941	69.076	4771.499	2.188486E-05	0.002036034
4680	1300	1290.07000	0.049609711	71.839	5160.853	2.276026E-05	0.002202175
4860	1350	1339.68807	0.047772314	74.602	5565.477	2.363565E-05	0.00237483
5040	1400	1389.30615	0.04606616	77.365	5985.369	2.451105E-05	0.002554001
5220	1450	1438.92423	0.044477672	80.128	6420.529	2.538644E-05	0.002739688
5400	1500	1488.54231	0.042995083	82.891	6870.959	2.626184E-05	0.002931889
5580	1550	1538.16038	0.041608145	85.654	7336.657	2.713723E-05	0.003130606
5760	1600	1587.77846	0.04030789	88.417	7817.624	2.801263E-05	0.003335838
5940	1650	1637.39654	0.039086439	91.180	8313.860	2.888802E-05	0.003547586
6120	1700	1687.01461	0.037936838	93.943	8825.365	2.976342E-05	0.003765849
6300	1750	1736.63269	0.036852928	96.706	9352.138	3.063881E-05	0.003990627
6480	1800	1786.25077	0.035829236	99.469	9894.181	3.151421E-05	0.004221921
6660	1850	1835.86884	0.034860878	102.233	10451.492	3.238960E-05	0.004459729
6840	1900	1885.48692	0.033943487	104.996	11024.072	3.326499E-05	0.004704053
7020	1950	1935.10500	0.033073141	107.759	11611.920	3.414039E-05	0.004954893

Гідравлічний опір ділянок трубопроводів ΣΔР

Q		Найменування ділянки						
л/год	см ³ /сек	1-2	1»-2	2-3	3-4	4-5	3-15	15-15»
180	50	0.0001261	0.0002879	0.0013129	0.0007433	0.0015477	0.0011143	0.0003370
360	100	0.0003310	0.0006532	0.0026600	0.0016450	0.0031764	0.0023107	0.0007396
540	150	0.0006149	0.0010959	0.0040413	0.0027050	0.0048861	0.0035894	0.0012079
720	200	0.0009776	0.0016161	0.0054568	0.0039234	0.0066768	0.0049503	0.0017417
900	250	0.0014192	0.0022138	0.0069065	0.0053000	0.0085485	0.0063933	0.0023411
1080	300	0.0019398	0.0028888	0.0083904	0.0068351	0.0105012	0.0079186	0.0030061
1260	350	0.0025392	0.0036413	0.0099085	0.0085284	0.0125348	0.0095261	0.0037367
1440	400	0.0032175	0.0044712	0.0114608	0.0103801	0.0146494	0.0112158	0.0045328
1620	450	0.0039747	0.0053786	0.0130473	0.0123901	0.0168451	0.0129877	0.0053946
1800	500	0.0048108	0.0063634	0.0146680	0.0145584	0.0191216	0.0148418	0.0063220
1980	550	0.0057258	0.0074257	0.0163229	0.0168851	0.0214792	0.0167780	0.0073150
2160	600	0.0067197	0.0085653	0.0180120	0.0193701	0.0239178	0.0187965	0.0083735
2340	650	0.0077925	0.0097825	0.0197353	0.0220135	0.0264374	0.0208973	0.0094977
2520	700	0.0089442	0.0110770	0.0214928	0.0248151	0.0290379	0.0230802	0.0106874
2700	750	0.0101747	0.0124490	0.0232844	0.0277751	0.0317194	0.0253453	0.0119428
2880	800	0.0114842	0.0138984	0.0251103	0.0308935	0.0344819	0.0276926	0.0132637
3060	850	0.0128725	0.0154253	0.0269704	0.0341702	0.0373254	0.0301221	0.0146502
3240	900	0.0143398	0.0170296	0.0288647	0.0376052	0.0402499	0.0326338	0.0161023
3420	950	0.0158859	0.0187113	0.0307931	0.0411985	0.0432554	0.0352278	0.0176201
3600	1000	0.0175109	0.0204704	0.0327558	0.0449502	0.0463418	0.0379039	0.0192034
3780	1050	0.0192149	0.0223070	0.0347527	0.0488602	0.0495093	0.0406622	0.0208523
3960	1100	0.0209977	0.0242211	0.0367838	0.0529286	0.0527577	0.0435028	0.0225668
4140	1150	0.0228594	0.0262126	0.0388490	0.0571552	0.0560871	0.0464255	0.0243469
4320	1200	0.0248000	0.0282815	0.0409485	0.0615403	0.0594975	0.0494305	0.0261926
4500	1250	0.0268195	0.0304278	0.0430822	0.0660836	0.0629889	0.0525176	0.0281039
4680	1300	0.0289179	0.0326516	0.0452500	0.0707853	0.0665612	0.0556870	0.0300807
4860	1350	0.0310952	0.0349528	0.0474521	0.0756453	0.0702146	0.0589385	0.0321232
5040	1400	0.0333514	0.0373315	0.0496883	0.0806636	0.0739489	0.0622723	0.0342313
5220	1450	0.0356864	0.0397876	0.0519588	0.0858403	0.0777642	0.0656883	0.0364049
5400	1500	0.0381004	0.0423211	0.0542634	0.0911753	0.0816606	0.0691864	0.0386442
5580	1550	0.0405933	0.0449320	0.0566023	0.0966687	0.0856378	0.0727668	0.0409490
5760	1600	0.0431650	0.0476204	0.0589753	0.1023204	0.0896961	0.0764294	0.0433195
5940	1650	0.0458156	0.0503863	0.0613826	0.1081304	0.1260730	0.0801742	0.0457555
6120	1700	0.0485452	0.0532295	0.0638240	0.1140987	0.1331826	0.0840012	0.0482572
6300	1750	0.0513536	0.0561502	0.0662997	0.1202254	0.1404711	0.0879104	0.0508244
6480	1800	0.0542409	0.0591484	0.0688095	0.1265104	0.1479381	0.0919018	0.0534572
6660	1850	0.0592969	0.0682355	0.1026175	0.1489783	0.1555827	0.1218673	0.0634957
6840	1900	0.0625084	0.0718670	0.1076842	0.1568554	0.1634042	0.1280840	0.0668439
7020	1950	0.0658037	0.0755904	0.1128605	0.1649296	0.1714022	0.1344453	0.0702755
7200	2000	0.0691830	0.0794057	0.1181460	0.1732005	0.1795759	0.1409509	0.0737902

Таблиця 1.18 (продовження)

Q		Найменування ділянки						
л/год	см ³ /сек	15»-3»	3»-4»	4»-5»	1-6	1»-6	6-7	7-8
180	50	0.0011505	0.0007185	0.0015546	0.0014506	0.0019898	0.0028557	0.0022810
360	100	0.0023582	0.0015455	0.0032037	0.0041763	0.0053492	0.0061205	0.0073528
540	150	0.0036231	0.0024811	0.0049475	0.0081770	0.0100782	0.0097944	0.0152154
720	200	0.0049452	0.0035253	0.0067860	0.0134529	0.0161767	0.0138774	0.0258688
900	250	0.0063244	0.0046780	0.0087190	0.0200038	0.0236448	0.0183696	0.0393130
1080	300	0.0077608	0.0059393	0.0107467	0.0278298	0.0324825	0.0232709	0.0555479
1260	350	0.0092544	0.0073092	0.0128690	0.0369310	0.0426897	0.0285813	0.0745736
1440	400	0.0108052	0.0087876	0.0150859	0.0473072	0.0542665	0.0343009	0.0963901
1620	450	0.0124131	0.0103746	0.0173975	0.0589584	0.0672129	0.0404295	0.1209974
1800	500	0.0140783	0.0120702	0.0198036	0.0718848	0.0815289	0.0469673	0.1483955
1980	550	0.0158006	0.0138744	0.0223044	0.0860863	0.0972144	0.0539142	0.1785844
2160	600	0.0175800	0.0157871	0.0248999	0.1015628	0.1142695	0.0612703	0.2115640
2340	650	0.0194167	0.0178084	0.0275899	0.1183145	0.1326942	0.0690355	0.2473344
2520	700	0.0213105	0.0199382	0.0303746	0.1363412	0.1524885	0.0772098	0.2858956
2700	750	0.0232615	0.0221767	0.0332539	0.1556430	0.1736523	0.0857932	0.3272476
2880	800	0.0252697	0.0245236	0.0362278	0.1762199	0.1961857	0.0947857	0.3713904
3060	850	0.0273350	0.0269792	0.0392964	0.1980719	0.2200887	0.1041874	0.4183239
3240	900	0.0294575	0.0295433	0.0424596	0.2211989	0.2453612	0.1139982	0.4680482
3420	950	0.0316372	0.0322160	0.0457174	0.2456011	0.2720033	0.1242181	0.5205634
3600	1000	0.0338741	0.0349973	0.0490698	0.2824245	0.3179058	0.1711915	0.5880106
3780	1050	0.0361682	0.0378872	0.0525169	0.3110067	0.3499031	0.1875441	0.6478826
3960	1100	0.0385194	0.0408856	0.0560585	0.3409528	0.3834127	0.2045956	0.7106422
4140	1150	0.0409278	0.0439926	0.0596948	0.3722618	0.4184327	0.2223425	0.7762883
4320	1200	0.0433934	0.0472081	0.0634258	0.4049327	0.4549618	0.2407818	0.8448197
4500	1250	0.0459161	0.0505322	0.0672513	0.4389647	0.4929983	0.2599103	0.9162355
4680	1300	0.0484960	0.0539649	0.0711715	0.4743568	0.5325409	0.2797253	0.9905348
4860	1350	0.0511332	0.0575062	0.0751863	0.5111082	0.5735883	0.3002241	1.0677165
5040	1400	0.0538274	0.0611560	0.0792958	0.5492182	0.6161391	0.3214040	1.1477800
5220	1450	0.0565789	0.0649144	0.0834998	0.5886858	0.6601923	0.3432627	1.2307242
5400	1500	0.0593875	0.0687813	0.0877985	0.6295106	0.7057465	0.3657977	1.3165486
5580	1550	0.0622533	0.0727569	0.0921918	0.6716917	0.7528008	0.3890068	1.4052522
5760	1600	0.0651763	0.0768410	0.0966797	0.7152285	0.8013540	0.4128878	1.4968344
5940	1650	0.0681565	0.0810337	0.1334999	0.7601203	0.8514051	0.4374387	1.5912945
6120	1700	0.0711938	0.0853349	0.1410664	0.8063665	0.9029532	0.4626574	1.6886318
6300	1750	0.0742883	0.0897447	0.1488256	0.8539666	0.9559972	0.4885421	1.7888457
6480	1800	0.0774400	0.0942631	0.1567767	0.9029200	1.0105364	0.5150909	1.8919355
6660	1850	0.1077180	0.1149145	0.1649191	0.9532261	1.0665697	0.5423019	1.9979007
6840	1900	0.1131386	0.1209255	0.1732522	1.0048845	1.1240964	0.5701736	2.1067407
7020	1950	0.1186817	0.1270837	0.1817753	1.0578945	1.1831156	0.5987041	2.2184548
7200	2000	0.1243469	0.1333889	0.1904878	1.1122556	1.2436265	0.6278918	2.3330427

Таблиця 1.18 (закінчення)

Q		Найменування ділянки					
л/год	см ³ /сек	8»-9	7-10	10-11	11»-12	10-13	13»-14
180	50	0.0000287	0.0138501	0.0015363	0.0000384	0.0164764	0.0000704
360	100	0.0000615	0.0278732	0.0042345	0.0000808	0.0338832	0.0001568
540	150	0.0000984	0.0420691	0.0080947	0.0001273	0.0522205	0.0002591
720	200	0.0001394	0.0564379	0.0131168	0.0001779	0.0714882	0.0003774
900	250	0.0001844	0.0709796	0.0193008	0.0002325	0.0916863	0.0005116
1080	300	0.0002335	0.0856942	0.0266467	0.0002913	0.1128148	0.0006618
1260	350	0.0002867	0.1005817	0.0351546	0.0003541	0.1348738	0.0008280
1440	400	0.0003439	0.1156421	0.0448244	0.0004209	0.1578632	0.0010101
1620	450	0.0004052	0.1308754	0.0556562	0.0004919	0.1817830	0.0012082
1800	500	0.0004706	0.1462816	0.0676499	0.0005669	0.2066333	0.0014223
1980	550	0.0005401	0.618607	0.0808055	0.0006460	0.2324140	0.0016523
2160	600	0.0006136	0.1776126	0.0951230	0.0007291	0.2591251	0.0018983
2340	650	0.0006912	0.1935375	0.1106025	0.0008164	0.2867666	0.0021602
2520	700	0.0007729	0.2096352	0.1272439	0.0009077	0.3153386	0.0024381
2700	750	0.0008586	0.2259059	0.1450472	0.0010030	0.3448410	0.0027320
2880	800	0.0009484	0.2423494	0.1640125	0.0011025	0.3752738	0.0030419
3060	850	0.0010423	0.2589659	0.1841397	0.0012060	0.4066371	0.0033676
3240	900	0.0011403	0.2757552	0.2054288	0.0013136	0.4389308	0.0037094
3420	950	0.0012423	0.2927174	0.2278798	0.0014253	0.4721549	0.0040671
3600	1000	0.0013484	0.4985406	0.2645895	0.0015410	0.7258086	0.0044408
3780	1050	0.0014586	0.5434397	0.2912795	0.0016608	0.7929900	0.0048305
3960	1100	0.0015728	0.5900156	0.3192359	0.0017847	0.8628514	0.0052361
4140	1150	0.0016912	0.6382511	0.3484573	0.0019126	0.9353727	0.0056576
4320	1200	0.0018135	0.6881296	0.3789427	0.0020446	1.0105345	0.0060952
4500	1250	0.0019400	0.7396356	0.4106910	0.0021807	1.0883190	0.0065487
4680	1300	0.0020705	0.7927543	0.4437012	0.0023209	1.1687088	0.0070181
4860	1350	0.0022052	0.8474718	0.4779723	0.0024651	1.2516876	0.0075036
5040	1400	0.0023438	0.9037745	0.5135033	0.0026135	1.3372399	0.0080049
5220	1450	0.0024866	0.9616496	0.5502934	0.0027658	1.4253508	0.0085223
5400	1500	0.0026334	1.0210851	0.5883417	0.0029223	1.5160060	0.0090556
5580	1550	0.0027843	1.0820691	0.6276475	0.0030828	1.6091919	0.0096049
5760	1600	0.0029393	1.1445905	0.6682099	0.0032474	1.7048955	0.0101701
5940	1650	0.0030983	1.2086383	0.7100281	0.0034161	1.8031042	0.0107513
6120	1700	0.0032614	1.2742023	0.7531016	0.0035888	1.9038059	0.0113485
6300	1750	0.0034286	1.3412725	0.7974295	0.0037657	2.0069890	0.0119616
6480	1800	0.0035999	1.4098393	0.8430112	0.0039465	2.1126424	0.0125907
6660	1850	0.0037752	1.4798932	0.8898461	0.0041315	2.2207552	0.0132357
6840	1900	0.0039546	1.5514255	0.9379335	0.0043205	2.3313169	0.0138967
7020	1950	0.0041381	1.6244273	0.9872729	0.0045136	2.4443175	0.0145737
7200	2000	0.0043256	1.6988904	1.0378636	0.0047108	2.5597472	0.0152666