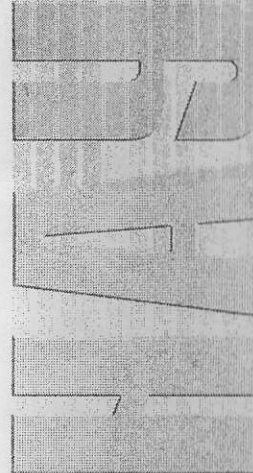


8,0



VIVERE!  
VINCERE!  
CREARE!

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
Національний авіаційний університет

## ЗБЕРЕЖЕННЯ ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

Методичні рекомендації  
до виконання лабораторних робіт  
для студентів Інституту заочного  
та дистанційного навчання  
спеціальності 8.100106  
“Виробництво, технічне  
обслуговування та ремонт  
повітряних суден та авіадвигунів”

Київ 2007

Воронин В.В.

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
Національний авіаційний університет

**ЗБЕРЕЖЕННЯ  
ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ  
ПОВІТРЯНИХ СУДЕН**

Методичні рекомендації  
до виконання лабораторних робіт  
для студентів Інституту заочного та дистанційного  
навчання спеціальності 8.100106  
“Виробництво, технічне обслуговування  
та ремонт повітряних суден  
та авіадвигунів”

Київ 2007

УДК 629.7.083 (076.5)  
ББК 052-082.02-021я7  
3413

Укладачі: *О.С.Тугарінов, М.Ф.Молодцов, В.Р.Ануфрієв*

Рецензент *І.С.Горбунов*

*Затверджено методично-редакційною радою Національного авіаційного університету (протокол № 3 від 11.10.2007 р.).*

**Збереження льотної придатності повітряних суден:**  
3413 Методичні рекомендації до виконання лабораторних робіт/Уклад.:  
О.С.Тугарінов, М.Ф.Молодцов, В.Р. Ануфрієв. - К.: НАУ, 2007. – 68 с.

Наведено стислі теоретичні відомості, завдання, методичні рекомендації, а також вимоги до оформлення звітів з лабораторних робіт.

Для студентів п'ятого курсу Інституту заочного та дистанційного навчання спеціальності 8.100106 "Виробництво, технічне обслуговування та ремонт повітряних суден та авіадвигунів".

## ЗМІСТ

Вступ .....	4
Список літератури .....	5
Лабораторна робота 1 Дослідження технічного стану системи керування літаком Ту-154.....	6
Лабораторна робота 2 Дослідження технічного стану агрегатів висотної системи.....	13
Лабораторна робота 3 Дослідження технічного стану гідросистеми літака Ту-154 при виконанні технічного обслуговування.....	29
Лабораторна робота 4 Оцінка технічного стану і корегування періодичності технічного обслуговування фільтроелементів тонкого очищення палива .....	40
Лабораторна робота 5 Запуск і перевірка роботи турбогвинтового двигуна AI-24 на стенді- тренажері. Вимірювання та регулювання погодинних витрат палива двигуна AI-24 на землі .....	50

## ВСТУП

Лабораторні заняття спрямовані на поглиблення знань студентів при вивченні основних закономірностей процесу експлуатації повітряних суден (ПС).

Мета лабораторних занять – навчити студентів дослідницьким навичкам, вмінню аналізувати та застосовувати одержані знання для вирішення практичних задач.

Тематика лабораторних робіт відповідає програмі курсу.

Заняття можуть проводитися на авіаційній техніці науково-навчального центру (ННЦ) НАУ, а також в ангарному корпусі або в лабораторіях кафедри.

Студенти повинні попередньо підготуватись до занять, використовуючи рекомендовану літературу.

Перевіривши знання з основних теоретичних положень роботи, викладач уточнює порядок виконання лабораторної роботи, доводить до відома загальні вимоги техніки безпеки при технічному обслуговуванні ПС.

Студенти, що показали слабку теоретичну підготовку, або запізналися, до лабораторної роботи не допускаються.

Лабораторні роботи виконуються двома підгрупами студентів при участі авіатехніка і під керівництвом викладача.

У кожній групі серед присутніх студентів викладач призначає бригадира.

Бригадири отримують необхідні інструменти та технічну документацію (регламент, технологічні вказівки, опис літака та його систем).

На робочих місцях авіатехнік, у разі необхідності, уточнює питання охорони праці та техніки безпеки для даної роботи. Студенти розписуються в журналі за проходження інструктажу з техніки безпеки, після чого під керівництвом викладача та авіатехніка розпочинають виконання роботи.

Після виконання роботи студенти перевіряють наявність інструменту, розставляють по місцях обладнання та прибирають робочі місця.

Потім, в аудиторії, остаточно оформлюють звіти з лабораторної роботи.

Наприкінці викладач проводить опитування та атестує студентів.

## СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. *Технічне обслуговування планера і функціональних систем повітряних суден та авіадвигунів*: Навч. посіб. / С.О. Дмитрієв, О.С. Тугарінов, Ю.М. Чоха, В.Г. Докучаєв. За ред. С.О.Дмитрієва. – К.: НАУ, 2004. – 244 с.

2. *Забезпечення польотів у цивільної авіації*. Технічне обслуговування планера: Курс лекцій / С.О. Дмитрієв, О.С. Тугарінов, В.Г. Докучаєв та ін. – К.: НАУ, 2007. – 80 с.

3. *Волошин Ф. А., Кузнецов А. Н., Покровский В. Я.* Самолет Ту-154. Конструкция и техническое обслуживание. Ч. 1. – М.: Машиностроение, 1975. – 392 с.

4. *Техническая эксплуатация летательных аппаратов* / Под ред. Н.Н.Смирнова. – М.: Транспорт, 1990. – 424 с.

5. *Наставление по производству полетов в гражданской авиации СССР (НПП ГА-85)*. – М.: Воздуш.транспорт, 1985. – 286 с.

6. *Наставление по технической эксплуатации и ремонту авиационной техники ГА (НТЭРАТ ГА-83)*. – М.: РИО МГА, 1985. – 286 с.

7. *Авиационный турбовинтовой двигатель АИ-24*: Инструкция по эксплуатации. – М.: РИО МГА, 1976. – 144 с.

8. *Технологические указания по выполнению регламентных работ на самолете Ту-154*. Вып. 8. Шасси. – М.: РИО МГА, 1975. – 248 с.

9. *Регламенты и технологические указания по техническому обслуживанию ВС*.

10. *Руководства по летной эксплуатации самолетов и вертолетов*.

11. *Инструкции по эксплуатации и техническому обслуживанию самолетов и двигателей*.

## Лабораторна робота 1

### ДОСЛІДЖЕННЯ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ЛІТАКОМ ТУ-154

**Мета роботи:** закріплення теоретичних знань і придбання практичних навичок технічного обслуговування системи керування літаком, а також дослідження залежності зусиль на штурвалах від зміни кута відхилення елеронів.

#### Короткі теоретичні відомості

Для забезпечення надійної роботи системи керування літаком, при технічному обслуговуванні (ТО) виконується комплекс стандартних і оглядових робіт з оцінки технічного стану як усієї системи, так і окремих її елементів. Досить значно впливає на справний стан системи керування літаком правильність регулювання окремих її елементів. Перевірка регулювання системи здійснюється як при заміні окремих агрегатів, так і при виконанні регламентних робіт. При неточному регулюванні системи керування можливі ненормовані відхилення рулів, що призведе до ускладнення польотної ситуації.

#### Завдання

1. Виконати ТО системи керування літаком.
2. Вивчити залежність зусиль на штурвалах від величини відхилення елеронів (кута повороту штурвала).
3. Виконати монтажно-регулювальні роботи в системі керування літаком.

#### Методичні рекомендації

Вивчення систем керування літаком рекомендується проводити за технічним описом. При вивченні системи важливо ознайомитися з розташуванням її агрегатів безпосередньо на літаку.

**Під час ТО штурвальних колонок** необхідно розкрити лючки на головці, трубі і на основі колонки, оглянути ланцюги, троси, ролики і зірочки.

У процесі обслуговування необхідно звернути увагу на таке:

– зазори між ребордами напрямних роликів і обмежувачами повинні бути в межах 0,15... 0,8 мм;

– не припустима наявність радіальних і осьових люфтів зірочок;

– не допускаються витяжки ланок ланцюга, тріщини в пластинах ланок ланцюга, тріщини і руйнування головок валиків, що з'єднують пластини ланцюга.

Після перевірки і чищення штурвальних колонок необхідно виконати змащення згідно з технологічною картою:

- зірочки;
  - зубчастого ланцюга;
  - тросів;
  - канавок секторної качалки ;
  - опорних шарикопідшипників – мастилом ЦИАТИМ-201.
- } – мастилом ЦИАТИМ-203

**При ТО жорсткого керування** слід звернути увагу на різьбові наконечники тяг (вони не повинні виходити за контрольні отвори), зробити вимір величини зносу тяг у місцях проходження через направляючі ролики (допускається виробіток ("накат") труб тяг глибиною до 0,5 мм не більш одного "накату" в одній направляючій). Тяги з виробітком 0,5 мм і більш необхідно від'єднати, розгорнути на 180°. При повторному виробітку (0,5 мм), а також при наявності інших неприпустимих дефектів, тягу потрібно замінити.

При ТО слід зробити виміри:

– зазору між направляючими роликами і трубою тяги (зазор повинен бути в межах 0,15...0,8 мм (рис. 1.1);

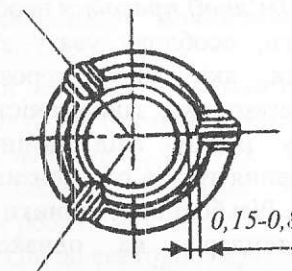


Рис. 1.1. Схема виміру зазору між тягою і напрямними роликами

– зазору між вилковими наконечниками тяг і вушками качалок, що у всіх положеннях має бути більший або дорівнювати 0,5 мм (рис. 1.2);

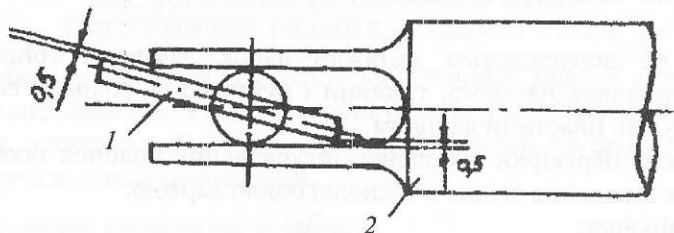


Рис. 1.2. Схема виміру зазору між вилковими наконечниками тяги і вушками: 1 – вушко качалки; 2 – тяга

– зазору між вилковими наконечниками тяг і важелями качалок, який повинен бути не менше ніж 3 мм (рис. 1.3);

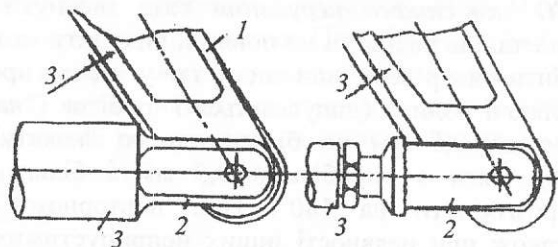


Рис. 1.3. Схема виміру зазору між тягами, наконечниками тяг і важелями: 1 – важіль качалки; 2 – наконечник тяги; 3 – тяга

– величини люфту в з'єднанні тяг, що мають хитні підшипники, має бути не більш 0,06 мм.

**При ТО тросової (м'якої) проводки** необхідно зробити огляд стану тросової проводки, особливу увагу звернувши на місця перегину тросів. Троси, які мають корозію, обриви ниток, подряпани, ум'ятини, нагартовку, зайорженість, потертість тросів більше 50 % перетину нитки, слід замінити. Забороняється застосовувати для очищення тросів гас, бензин і інші розчинники, що викликають корозію. Різьбові наконечники тросів повинні бути вкручені в муфти тендерів на однакову довжину при максимальному виході з муфт не більше трьох ниток.

Текстолітові ролики підлягають заміні при розшаруванні текстоліту, викрашуванні реборд і заїданні підшипників. Величина зазорів між ребордами напрямних роликів і обмежувачами повинна бути в межах 0,15...0,8 мм. Натяг тросів перевіряється за допомогою відтарованого тензометра і повинен відповідати величинам, які зазначені на рис. 1.4.

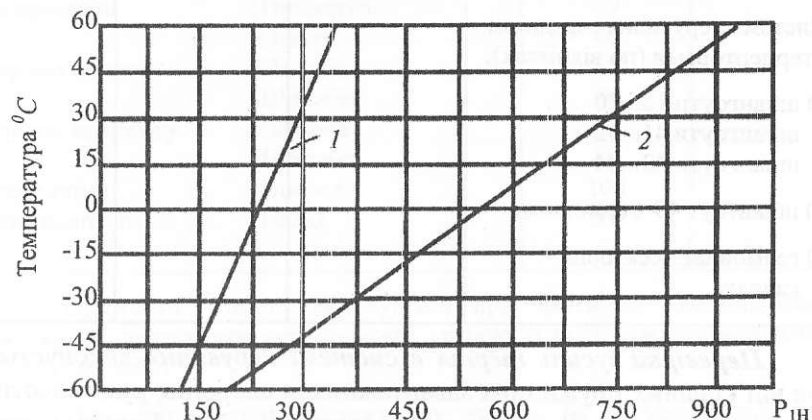


Рис. 1.4. Графік натягу тросів у системі керування: 1 – середніми інтерцепторами (трос  $\varnothing$  2,5 мм); 2 – елеронами (у штурвальних колонках - трос  $\varnothing$  4,5 мм)

Натяг тросів керування елеронами виробляється на ділянці від виходу тросів зі штурвальної колонки до секторної качалки при нейтральному положенні колонки.

Натяг тросів системи керування середніми інтерцепторами робиться при прибраному положенні інтерцепторів, при розстопореній рукоятці, на ділянках:

– від секторної качалки на шпангоуті 5 до розподільного барабану на шпангоуті 49 (виміри робити в районі шпангоутів 18...20, між шпангоутами 41 і 42, 43 і 44);

– від розподільного барабану на шпангоуті 49 до гермовиводів (виміри робити між відтягаючими роликами);

– від гермовиводів до секторної качалки на нервюрі 15 (вимір робити в районі нервюрі 7).

Дані про вимір величини натягу тросів занести в табл. 1.1.

Таблиця 1.1

## Результати виміру величини натягу тросів системи керування

Назва системи	Величина натягу тросів, Н		Примітка
	фактична	необхідна	
Система керування елеронами			
Система керування середніми інтерцепторами (по відрізках):			
а) шпангоути 18...20			
шпангоути 41...42			
шпангоути 43...44			
б) шпангоут 49-гермовивід			
в) гермовивід-секторна качалка			

Перевірка зусиль тертя в системі керування виконується при від'єднаних пружинних завантажниках елеронів, руля висоти і руля напрямку за допомогою відтарованого на 200 Н динамометра при плавному русі штурвала, колонки, і педалей з одного крайнього положення в інше. При цьому динамометр слід утримувати по дотичній до дуги переміщення штурвала, колонки, педалі.

Результати вимірів визначаються як середнє арифметичне значення зусилля тертя трьох вимірів. Зусилля зрушення з місця в розрахунок не приймається. Зусилля тертя не повинні перевищувати установлених величин (табл. 1.2). Перед виконанням потрібно переконатися, що тримерні механізми знаходяться в нейтральному положенні, польотні завантажувачі відхилені і тиск у першій і другій гідросистемах становить не менш 9 МПа (90 кг/см<sup>2</sup>).

Для перевірки роботи і плавності переміщення рулів, елеронів, стабілізатора необхідно перевірити відповідність відхилення важелів у кабіні пілотів: штурвала, педалей, штурвальних колонок – відхиленням рульових поверхонь.

Таблиця 1.2

## Результати вимірів зусиль тертя системи керування

Система керування	Напрямок відхилення командного важеля	Зусилля, Н	
		необхідне (нормоване)	фактичне
елеронами	Праворуч	40	
	Ліворуч	40	
рулем висоти	На себе	50	
	Від себе	50	
рулем напрямку	На себе	80	
	Від себе	80	
середніми інтерцепторами	Вперед	100	
	Назад	100	

Примітка. Робота виконується при наявності двостороннього зв'язку по літаковому перемовному устрою (СПУ) між виконавцями в кабіні і на землі.

Для дослідження залежності зусиль на штурвалі від кута відхилення елеронів необхідно:

- приєднати динамометр до штурвала;
- установити кутомір на штурвальну колонку.

Виміри роботи через кожні 10° відхилення штурвала чи 10 мм відхилення елерона.

Примітки: 1. Виміри кутових відхилень робляться перпендикулярно до осі обертання елеронів.

2. Виміри лінійних відхилень робляться по зовнішньому торцю елерона.

Результати вимірів необхідно занести в табл. 1.3.

Таблиця 1.3

## Результати вимірів зусиль на штурвалі від кута відхилення елеронів (кута повороту штурвала)

штурвала	Відхилення				Зусилля на штурвалі, Н
	елерона		елерон-інтерцептора		
град	мм	град	мм	град	

За результатами вимірів слід побудувати графік залежності зусилля на штурвалі від зміни величини відхилення елеронів (кута повороту штурвала).

Повне регулювання системи керування потрібно робити в такій послідовності:

- поставити в нейтральне положення важелі керування в кабіні при відокремленій проводці керування;

- поставити в нейтральне положення рульові поверхні, при цьому контур рульової поверхні по хорді (елерон, руль висоти, руль напрямку) повинен бути продовженням контуру несучих поверхонь (крило, хвостове оперення);

- з'єднати розніми проводки керування в місцях замінних деталей (тяг, качалок і т.п.), при необхідності робити регулювання довжини тяги шляхом вивертання (завертання) наконечника тяги;

- заміряти натяг тросів, який повинен відповідати необхідним нормам;

- перевірити відповідність відхилення рульових поверхонь відхиленню командних важелів у кабіні;

- перевірити кути відхилення рульових поверхонь. Кути повинні відповідати необхідним (нормованим).

### Звіт

Звіт повинен містити:

- опис лабораторної роботи;
- виміри, зроблені під час виконання роботи у вигляді таблиць;
- характер виявлених під час технічного обслуговування відмов і несправностей і метод їх усунення.

### Контрольні питання

1. Мета лабораторної роботи.
2. Етапи виконання роботи.
3. Назвати основні елементи системи керування літака.
4. Охарактеризувати роботу системи керування в цілому і її елементів.
5. Назвати і коротко охарактеризувати основні роботи при технічному обслуговуванні командних важелів.
6. Назвати і коротко охарактеризувати основні роботи при технічному обслуговуванні жорсткого керування.

7. Назвати і коротко охарактеризувати основні роботи під час технічного обслуговування тросової (м'якої) проводки.

8. Як перевірити зазор між напрямними роликками і трубою тяги і допуски на його величину?

9. Як регулюється зазор між напрямними роликками і трубою тяги?

10. Як перевірити знос тяг у місцях проходження через напрямні роликки і допуски на його величину?

11. Що робити, якщо знос тяг більше допустимої величини?

12. Ознаки зносу тросів.

13. Навести графік натягу тросів залежно від температури і пояснити його.

14. Як регулюється натяг тросів?

15. Чим шкідливе провисання тросів?

16. Як перевіряється зусилля тертя в системі керування?

17. Для чого перевіряється зусилля тертя?

18. Які пошкодження жорсткої і м'якої проводки систем керування збільшують зусилля тертя в ній?

19. Назвати порядок дослідження залежності зусиль на штурвалі від кута відхилення елеронів.

20. Назвати порядок повного регулювання системи керування.

21. Що повинен містити звіт з лабораторної роботи?

## Лабораторна робота 2

### ДОСЛІДЖЕННЯ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ АГРЕГАТІВ ВИСОТНОЇ СИСТЕМИ

#### Мета роботи:

1. Ознайомлення з типовими відмовами і несправностями агрегатів системи регулювання тиску в гермокабінах літаків і її технічним обслуговуванням.

2. Ознайомлення із стендом для опрацювання і перевірки агрегатів системи регулювання тиску і методикою перевірки цих агрегатів.

3. Набуття практичних навичок по перевірці агрегатів системи регулювання тиску і визначенню причин їх відмов і несправностей.



4. Дослідження впливу засміченості повітряних фільтрів на параметри режимів регулювання тиску в кабіні.

### Короткі теоретичні відомості

*Характеристика системи автоматичного регулювання тиску (САРТ).*

Пасажи́рські літаки з герметичними кабінами обладнуються уніфікованими системами регулювання тиску, укомплектованими типовими командними приладами, випускними, запобіжними клапанами і іншими допоміжними пристроями. Конструктивна відмінність систем визначається в основному кількістю використовуваних елементів, яка, у свою чергу, залежить від об'єму кабіни, кількості повітря, що подається для наддуву кабіни, і ряду експлуатаційних особливостей таких, як висота, тривалість польотів та ін.

На рис. 2.1 показана блок-схема типової системи автоматичного регулювання тиску (САРТ), яка складається з основного 1 і дублюючого (резервного) 2 командних приладів (регуляторів тиску) пневмореле 3 перемикавання командних приладів, випускних клапанів 4, резервних вузлів надмірного тиску 5 і запобіжних клапанів 6.

Система АРТ підтримує заданий закон зміни тиску повітря в герметичній кабіні, запобігає виникненню надмірного тиску або вакууму вище допустимих меж, а також забезпечує розгерметизацію кабіни в аварійних випадках.

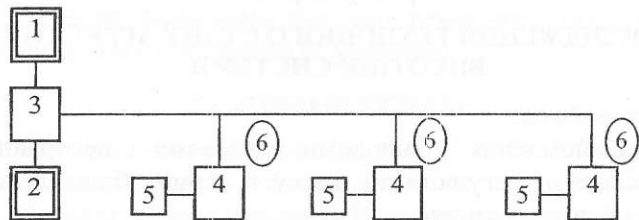


Рис. 2.1. Блок-схема типової системи автоматичного регулювання тиску

Тиск на пасажирських літаках регулюється зміною кількості повітря, що випускається з гермокабіни. Для більшості пасажирських літаків прийнятий закон регулювання тиску, показаний на рис. 2.2. До висоти польоту  $H$  в кабіні підтримується тиск  $P_k$ , що дорівнює атмосферному на аеродромі зльоту, а на великих висотах – постійний надмірний тиск  $\Delta P_k$ . Для всіх пасажирських літаків встановлена швидкість зміни тиску повітря в гермокабіні не більше  $0,18 \text{ мм рт.ст./с}$  ( $0,24 \text{ г Па/с}$ ).

В даний час тиск повітря в кабінах літаків ЦА регулюється за допомогою командних приладів з фільтром, випускних клапанів, запобіжних клапанів і соленоїдних клапанів.

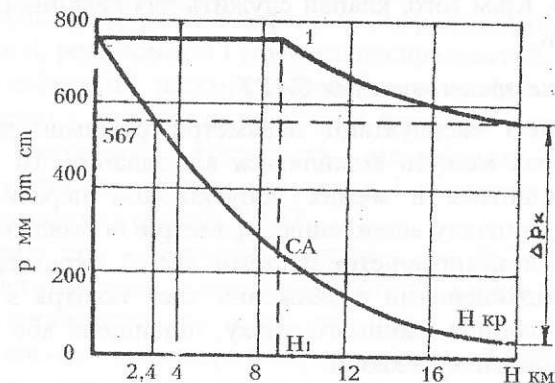


Рис. 2.2. Закон зміни тиску повітря в кабіні літаків

Система автоматичного регулювання тиску (САРТ) повітря в кабіні працює таким чином.

На командному приладі за допомогою ручок встановлюються відповідно швидкість зміни тиску в кабіні, висота початку герметизації і величина надмірного тиску в кабіні. Швидкість зміни тиску в кабіні встановлюється рівною  $0,18 \text{ мм рт.ст./с}$  ( $0,24 \text{ г Па/с}$ ), висота початку герметизації (перед зльотом) – трохи нижче за фактичний барометричний тиск на аеродромі зльоту, висота початку розгерметизації (перед посадкою) – рівною фактичному барометричному тиску аеродрому посадки.

Таким чином, до деякої заданої висоти початку герметизації відбуватиметься вільна вентиляція кабіни.

Далі з підйомом на висоту атмосферний тиск падає, а абсолютний тиск в кабіні підтримуватиметься постійним до висоти, на якій досягається заданий надмірний тиск.

З подальшим підйомом літака на висоту абсолютний тиск в кабіні починає падати, а надмірний підтримується постійним. Регулювання тиску в цьому випадку здійснюється за допомогою вузла надмірного тиску командного приладу.

Регулювання швидкості зміни тиску в кабіні відбувається автоматично за допомогою відповідного вузла регулятора, який налаштовується на необхідну швидкість за допомогою ручки.

Запобіжний клапан призначений для запобігання герметичної кабіни літака від руйнування, яке може відбутися при появі надмірного тиску, що перевищує допустимі межі як всередині, так і поза кабіною. Крім того, клапан служить для аварійного скидання тиску з кабіни.

#### **Технічне обслуговування САРТ**

У процесі експлуатації параметри режимів регулювання тиску в кабінах можуть відхилитися від заданих. Ці відхилення можуть знаходитися в межах допусків або перевищувати їх. В останньому випадку відхилення параметрів нормального режиму обумовлюється несправністю системи або її окремих агрегатів. Основними відхиленнями є знижений тиск повітря в кабіні або підвищений, падіння кабінного тиску, підвищена або недостатня швидкість зміни тиску в кабіні.

Причини відмов і несправностей агрегатів системи регулювання тиску повітря обумовлені особливостями їх роботи. Як відомо, робочим тілом в системі є кабіне повітря, яке практично завжди забруднене пилом, продуктами куріння, що містять смолисті речовини, волокнами теплозвукоізоляції, ворсинками тканин, килимів.

Забруднене повітря, рухаючись через агрегати системи регулювання, засмічує дюзи, різні калібровані отвори, клапани, трубопроводи. З часом відбувається поступова закупорка повітряних трактів, утворення нашарувань пилу і грязі в місцях прилягання тарілок клапанів до посадочних місць, що приводить до виникнення несправностей в роботі системи. Перераховані причини можуть викликати стабільні (стійкі) відмови і несправності, що діють протягом тривалого періоду часу, і нестабільні відмови і несправності, що носять тимчасовий характер.

*(Handwritten signature)*

*Воронин В. В.*

У загальному випадку причини можливих відмов регулювання тиску такі:

- негерметичність вузлів і агрегатів системи;
- негерметичність клапанних пар;
- забруднення ("зарощування") каналів проходу повітря (дюзи, фільтрів, каліброваних отворів);
- руйнування елементів агрегатів і систем;
- порушення регулювань агрегатів;
- вихід з ладу радіоелектронних елементів електропневматичних командних пристроїв.

Обслуговування системи регулювання тиску і її агрегатів полягає в проведенні робіт з дефектації, перевірці працездатності і герметичності, регулюванні і усуненні несправностей.

При дефектації шляхом зовнішнього огляду перевіряється зовнішній стан і надійність кріплення агрегатів і трубопроводів, наявність контровки, відсутність механічних пошкоджень, початкове положення ручок керування і покажчиків командних приладів виконавчих органів САРТ.

На землі при працюючих двигунах або ДСУ перевіряється працездатність системи шляхом герметизації кабіни і подачі в неї повітря за допомогою кранів наддуву. При цьому по кабінному покажчику висоти і перепаду тиску перевіряється настройка вузлів абсолютного і надмірного тиску і вузла регулювання швидкості зміни тиску.

Перевірка герметичності здійснюється за допомогою комбінованої перевірконої установки типу КПУ-3, основною частиною якої є ручний насос. Суть перевірки полягає в тому що в лінії, яка перевіряється, створюється певне розрідження або тиск. Герметичність визначається за величиною зміни тиску за певний відрізок часу. Ця величина контролюється за показаннями висотоміра або мановакуумметра і вказується в регламентах технічного обслуговування для кожної лінії системи. Для перевірки герметичності системи безпосередньо на літаку є штуцери, виведені в певних місцях. Герметичність порожнин окремих агрегатів можна перевіряти і при їх знятті з літака.

Для очищення тонкотрубною проводки трубопроводи продуваються стислим повітрям або азотом під тиском 0,5-1,0 кг/см<sup>2</sup> (490-980 г Па), після чого їх перевіряють на герметичність.

Для діагностики технічного стану агрегатів САРТ необхідно періодично перевіряти точність підтримки ними заданих експлуатаційних параметрів. Цю перевірку слід проводити в умовах, які якнайповніше відображають роботу системи і її елементів у польоті. Проте в наземних умовах забезпечити витрату і тиск повітря, які повністю відповідають умовам роботи елементів САРТ, вельми складно. Тому в даний час застосовуються установки для перевірки агрегатів САРТ безвитратним методом, коли витрата повітря через випускні клапани в процесі перевірки відсутня. При цьому в порожнинах елемента, що перевіряється, створюється тиск, відповідний тиску при роботі елементів на літаку в реальних умовах.

В експлуатації для перевірки агрегатів САРТ на борту літака використовуються перевірочні установки типу КПА-ПВД.

Робота установки заснована на створенні розрідження або тиску в порожнинах контрольованих агрегатів або їх елементів. Основними елементами установки є поршневий насос, що приводиться в дію електродвигуном, прилади контролю. Якщо необхідно точно перевірити відповідність параметрів, що забезпечуються агрегатами САРТ, технічним умовам, агрегати знімають з літака і випробовують на спеціальних стендах.

Використовуваний в даній роботі стенд типу СВС (стенд висотної системи), призначений для опрацювання і перевірки регуляторів тиску, запобіжних клапанів і випускних клапанів всіх типів, які вживаються в теперішній час на літаках ЦА. Агрегати перевіряють після ремонту, відпрацювання гарантійного ресурсу і надалі (періодично) через певну кількість годин нальоту.

Якщо при перевірці виявлені відхилення фактичних показників від технічних вимог, то агрегат вважається несправним і повинен бути направлений в ремонт.

#### Опис стенда СВС

Основними елементами стенда (рис. 2.3) є: барокамера, вакуумнасос, пульт управління і контролю.

Барокамера 9 розділена на дві частини. Верхня частина умовно являє собою кабінку літака, нижня частина - навколишню атмосферу. В цих частинах барокамери за допомогою вакуумнасоса і через забірний штуцер 1, стислого повітря, що

підводиться, можна створити розрідження або наддув, необхідні для випробування виробів.

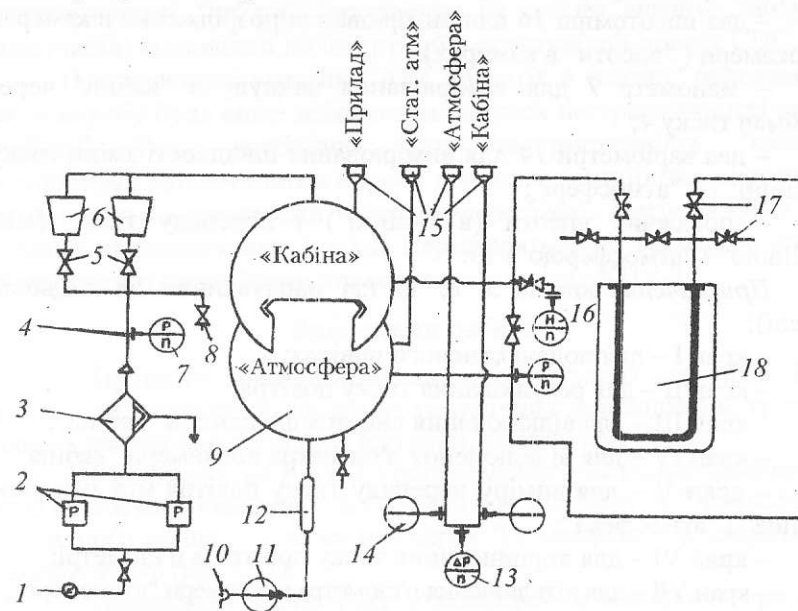


Рис. 2.3. Принципова схема стенда перевірки агрегатів висотної системи типу СВС

Вакуумнасос 11 із забірником повітря 10, призначений для створення розрідження в камері "атмосфера".

Пульт управління і контролю включає такі основні вузли:

- лицьову панель;
- перехідники для кріплення випробуваних деталей 15;
- селеновий випрямляч;
- фільтр-масловідокремлювач для очищення повітря 3;
- ресивер 12;
- повітряний редуктор 2.

На пульті управління і контролю розміщені органи управління (крани) 5,8 і 17 і прилади контролю за роботою установки і випробуваних виробів.

Прилади контролю такі:

- ротаметри 6 для вимірювання витрати повітря;

- ртутний п'езометр 18 для вимірювання перепаду тиску в камерах барокамери;
  - два висотоміри 16 для вимірювання розрідження в камерах барокамери ("висоти" в камерах);
  - манометр 7 для вимірювання наддуву в "кабіні" через приймач тиску 4;
  - два варіометри 14 для вимірювання швидкості зміни тиску в "кабіні" і в "атмосфері";
  - показчик висоти (в "кабіні") і перепаду тиску (між "кабіною" і "атмосферою") 13.
- Призначення кранів 5, 8, 17 (за маркуванням на лицьовій панелі);*
- кран I – для подачі стислого повітря;
  - кран II – для регулювання тиску повітря;
  - кран III – для відключення висотоміра камери "кабіна";
  - кран IV – для відключення п'езометра від камери "кабіна";
  - кран V – для виміру перепаду тиску повітря між камерою "кабіна" і "атмосфера";
  - кран VI – для вирівнювання тиску повітря в п'езометрі;
  - кран VII – для відключення п'езометра від камери "атмосфера";
  - кран VIII – для виміру перепаду тиску повітря між камерою "атмосфера" і атмосферою;
  - кран IX – для регулювання розрідження в барокамері;
  - кран X – для відключення малого ротаметра;
  - кран XI – для відключення великого ротаметра;
  - кран XII – для вирівнювання тиску повітря між камерами.

#### Методичні рекомендації

Роботу проводити строго дотримуючись правил техніки безпеки, які є на робочому місці.

Під час проведення лабораторної роботи використовують таке обладнання і інструменти:

- стенд СВС;
- прилад КПУ з комбінованим показчиком швидкості КУС-1200;
- секундомір;
- командний прилад, який перевіряється;
- еталонний випускний клапан;
- ключі: S= 17x19; S=6x8.

Стенд повинен бути підготовлений до роботи. Підготовка полягає в перевірці стану приладів і агрегатів, роботи вакуумнасоса і визначенні негерметичності "кабіни" барокамери. Ці роботи виконує лаборант (авіатехнік) відповідно до інструкції з експлуатації стенду СВС.

При перевірці виробів САРТ на витік в "кабіні" барокамери витік виробу буде вище дійсного за рахунок негерметичності самої "кабіни". Тому необхідно знати негерметичність "кабіни" барокамери. Дійсний витік виробу дорівнює різниці між витратою, визначеною за приладами, і витоком "кабіни". Витік "кабіни" не повинен перевищувати 3 л/хв. Перевіряється на герметичність у відповідності з технічним описом також прилад КПУ-3.

#### Виконання роботи

1. Провести зовнішній огляд досліджуваних агрегатів. При цьому слід перевірити, чи немає механічних пошкоджень, тріщин, корозії, чи надійно загорнуті штуцери, чи ціла контровка.

2. За допомогою КПУ-3 і встановленого на ньому комбінованого показчика швидкості КУС-1200 – порожнину А "Атмосфера" командного приладу – через штуцер V "Атмосфера" перевірити на герметичність (рис. 2.3);

- порожнину "Статична атмосфера" командного приладу через штуцер "Статична АТМ";

- надмембранну порожнину клапана антипульсатора у випускному клапані – через штуцер "До регулятора";

- клапан антипульсатора у випускному клапані – через штуцер "Атмосфера".

При перевірці герметичності порожнин командного приладу слід:

- встановити триходовий кран I (рис. 2.3) в положення "Включено";

- встановити ручку 15 задавача "Надмірний тиск" в положення 0,5 кг/см<sup>2</sup>;

- встановити ручку 12 задавача "Початок герметизації" в положення 806 мм рт.ст.;

- під'єднати прилад КПУ-3 до відповідного штуцера командного приладу;

- створити тиск, відповідний швидкості 750 км/год за приладом КУС-1200. Порожнини вважаються герметичними, якщо протягом 3 хв швидкість за приладом КУС-1200 падає не більш ніж на 5 км/год;

– від'єднати прилад КПУ-3 від штуцера.

При перевірці герметичності надмембранної порожнини і клапана антипульсатора у випускному клапані необхідно:

– під'єднати прилад КПУ-3 до відповідного штуцера випускного клапана;

– створити тиск, відповідний швидкості 750 км/год, за приладом КУС-1200. Порожнина або клапан вважаються герметичними, якщо після 5 хв витримки не спостерігається зменшення швидкості за приладом КУС-1200;

– від'єднати прилад КПУ-3 від штуцера.

Отримані результати занести в табл. 2.1, 2.2 і порівняти фактичні показники з рекомендованими.

Таблиця 2.1

#### Перевірка герметичності порожнин "Атмосфера" і "Статична атмосфера" командного приладу

Рекомендована герметичність	Не більше 0,5 поділок за 3 хв за приладом КУС-1200
Фактична герметичність	Порожнина "Атмосфера"
	Порожнина "Статична атмосфера"

Таблиця 2.2

#### Перевірка герметичності надмембранної порожнини і клапана антипульсатора у випускному клапані

Рекомендована герметичність	Повна герметичність за показаннями приладу КУС-1200: 750 км/год
Фактична герметичність	Надмембранна порожнина клапана
	Клапан антипульсатора

3. Дослідити вплив забрудненості фільтр-дюзи на час опускання тарілки випускного клапана з повністю відкритого у повністю закриті положення. Для перевірки часу опускання тарілки клапана необхідно повільно (руками) підняти клапан вгору до упору, потім відпустити його і за секундоміром замірити час посадки тарілки клапана на сідло. При чистій фільтр-дюзі і справному клапані час опускання тарілки клапана повинен бути 30-65 с і клапан повинен опускатися без заїдання.

Щоб з'ясувати вплив засміченості фільтр-дюзи на час опускання клапана, треба визначити час опускання при чистій фільтр-дюзе і при різному ступені її засміченості. Засміченість імітується заклеюванням папером певної площі прохідного перетину фільтра (0,25;0,5;0,75;0,9). Отримані показники заносять в табл. 2.3 і по них будують залежність часу опускання клапана від ступеня засміченості фільтра (закритій площі прохідного перетину).

Таблиця 2.3

#### Перевірка часу опускання тарілки клапана

Закрита площа фільтра, в долях	0	0,25	0,5	0,75	0,9
Час опускання тарілки клапана, с					

В експлуатації, якщо час опускання вище норми, фільтр-дюзу знімають, калібрований отвір промивають бензином Б-70, продувають стислим повітрям, а фільтроелемент замінюють, після чого знову заміряють час опускання клапана.

4. Перевірити тарування шкал командного приладу, для чого виконати такі попередні роботи:

- встановити барометричні шкали висотомірів на стенді на тиск 760 мм рт. ст.;
- перевірити, чи закриті всі крани;
- встановити в "кабіну" еталонний випускний клапан, провівши затягування гайки хомута кріплення;
- під'єднати до стенда випробуваний командний прилад;
- злити конденсат з водомасловідокремлювача.

5. Перевірити тарування шкали "надмірний тиск" командного приладу в такому порядку:

- встановити ручку задавача "надмірний тиск" на 0,1 кг/см<sup>2</sup>;
- встановити триходовий кран в положення "Перевірка";
- встановити ручку задавача "Початок герметизації" на 700 мм рт.ст.;
- встановити ручку задавача "Швидкість зміни тиску" на 0,18 мм рт.ст.;
- відкрити крани I,IV,V,VII,IX;
- створити на стенді витрату повітря через "Кабіну" 130-150 л/хв (110 одиниць за ротаметром) шляхом плавного відкриття крана XI;

- зняти показання п'езометра "Кабіна" – "Атмосфера";
- не міняючи витрати повітря ручкою задавача "Надмірний тиск" встановити тиск  $0,3 \text{ кг/см}^2$  і зняти показання п'езометра "Кабіна" – "Атмосфера";
- не міняючи витрати повітря через "Кабіну", увімкнути на стенді вакуумнасос, відкрити на ньому запірний вентиль і, прикриваючи кран IX, по черзі "піднятися" на висоту 3000 і 6000 м;
- зняти показання п'езометра "Кабіна" – "Атмосфера";
- закрити запірний вентиль на вакуумнасосі і крані XI;
- працюючи плавно краном IX, "спуститися" на висоту  $H_{\text{атм}}=0$ ;
- заповнити табл 2.4 і порівняти фактичні показники з рекомендованими.

Таблиця 2.4

**Перевірка тарування шкали "Надмірний тиск"**

Висота $H_{\text{атм}}$	Положення задавача надмірного тиску	Надмірний тиск за п'езометром, мм рт.ст		Надмірний тиск за УВПД, $\text{г/см}^2$	
		рекомендований	фактичний	рекомендований	фактичний
0	0,1				
0	0,3				
3000	0,3				
6000	0,3				

*Примітки:* 1. При випробуванні на землі барокамера повинна бути сполучена через кран з атмосферою.

2. У разі завищення (заниження) надмірного тиску, дозволяється уточнювати його поворотом ручки задавача "Надмірний тиск" на один зубець вправо або вліво з переміщенням стрілки в межах ширини поділки.

6. Перевірити тарування шкали "Початок герметизації" в такому порядку:

- встановити ручку задавача "Надмірний тиск" на  $0,3 \text{ кг/см}^2$ ;
- встановити ручку задавача "Початок герметизації" на 806 мм рт.ст.;
- встановити ручку задавача "Швидкість зміни тиску" на 0,5 мм рт.ст./с;
- встановити триходовий кран в положення "Включений";
- відкрити крани I, III, IV, V, VII, IX;

– створити на стенді витрату повітря через "Кабіну" 130-150 л/хв шляхом плавного відкриття крана XX;

– через 2-3 хв після того, як стрілка варіометра "Кабіна" встановиться на нуль, а стрілка висотоміра "Кабіна" перестане переміщатися, зняти показання висотоміра "Кабіна";

– не міняючи витрати повітря, створити вакуумнасосом розрідження, відповідне висоті  $H_{\text{атм}}=1500$  м, і зняти показання висотоміра "Кабіна", як вказано в попередньому пункті;

– не міняючи витрати повітря і висоту, встановити ручку задатчика "Початок герметизації" на 750 мм рт. ст. і зняти показання висотоміра "Кабіна";

– не міняючи витрати повітря, встановити ручку задатчика "Початок герметизації" на 750 мм рт. ст. і зняти показання висотоміра "Кабіна";

– не міняючи витрати повітря, встановити ручку задатчика "Початок герметизації" на 700 мм рт. ст, "піднятися" до висоти  $H_{\text{атм}}=2500$  м і зняти показання висотоміра "Кабіна";

– закрити запірний вентиль на вакуумнасосі і крані XI;

– спуститися на висоту  $H_{\text{атм}}=0$ ;

– заповнити табл. 2.5 і порівняти фактичні показники з рекомендованими.

Таблиця 2.5

**Перевірка тарування шкали "Початок герметизації"**

Висота $H_{\text{атм}}$ , м	Тиск початку герметизації, мм рт. ст					
	806±15		750±15		700±15	
	рекомендовано	фактично	рекомендовано	фактично	рекомендовано	фактично
0	660-340		---	---	---	---
1500	660-830		60-280	---	---	---
2500	---	---	---	---	500-860	---

7. Перевірити тарування шкали «Швидкість зміни тиску» при підйомі в такому порядку:

- встановити триходовий кран в положення "Включений";
- встановити "Надмірний тиск"  $0,5 \text{ кг/см}^2$ ;
- встановити "Початок герметизації" 600 мм рт. ст.;
- встановити "Швидкість зміни тиску" 0,18 мм рт. ст.;
- відкрити крани I, III, IV, V, VII, IX;

– створити витрату повітря через "Кабину" 130-150 л/хв, плавно відкривши кран XI;

– включити вакуумнасос і "піднятися" на висоту  $H=6000$  м із швидкістю підйому за варіометром "Атмосфера" 6-7,5 м/с;

– зняти показання швидкості зміни тиску в "Кабіні" при підйомі з  $H_{\text{каб}} = 1000$  м до  $H_{\text{каб}} = 1500$  м і початку герметизації, який визначається за моментом, коли стрілка варіометра "Кабіна" встановиться на нуль, а стрілка висотоміра "Кабіна" перестане переміщатися;

– закрити запірний вентиль на вакуумнасосі і крані XI;

– "спуститися" на висоту  $H_{\text{атм}}=0$ ;

– заповнити табл. 2.6 і порівняти фактичні показники з рекомендованими.

Таблиця 2.6

#### Перевірка тарування шкали "Швидкість зміни тиску" при підйомі

Час підйому з $H_{\text{каб}}=1000$ м до 1500 м	Рекомендовано	Фактично
	166-296 с	
Початок герметизації (стрілка варіометра кабіни стає на нуль)	1750-2150 м	

*Примітки:* 1. Час підйому по висотоміру "Кабіна" з висоти 1000 до 1500 м повинен бути 166-296 с, що відповідає швидкості зміни тиску в "Кабіні" 0,24-0,135 мм рт.ст./с.

2. Показання висотоміра "Кабіна" 1750-2150 м відповідають висоті в "Атмосфері"  $H_{\text{атм}}=6000$  м.

8. Перевірити тарування шкали "Швидкість зміни тиску" при зниженні в такому порядку:

– встановити триходовий кран в положення "Включений";

– встановити "Надмірний тиск" 0,3 кг/см<sup>2</sup>;

– встановити "Початок герметизації" 700 мм рт. ст.;

– встановити "Швидкість зміни тиску" 0,18 мм рт. ст./с;

– "піднятися" за допомогою вакуумнасоса на висоту  $H_{\text{атм}} = 6000$  м з швидкістю не більше 20 м/с за варіометром "Атмосфера";

– провести зниження, працюючи краном IX, з швидкістю за варіометром "Кабіна": з висоти  $H_{\text{атм}} = 6000$  м до висоти  $H_{\text{атм}} = 4000$  м – 8-10 м/с; з висоти  $H_{\text{атм}} = 4000$  м до висоти  $H_{\text{атм}} = 0$  – 4-5 м/с, і

замірити час зниження з висоти  $H_{\text{каб}} = 2000$  м до  $H_{\text{каб}} = 1000$  м. Цей час повинен бути 325-576 с, що відповідає швидкості зміни тиску в "Кабіні" 0,24-0,135 мм рт. ст./с.

Заповнити табл. 2.7 і порівняти фактичні показники з рекомендованими.

Таблиця 2.7

#### Перевірка тарування шкали "Швидкість зміни тиску" при зниженні

Час зниження з $H_{\text{каб}}=2000$ до 1000 м	Рекомендовано	Фактично
	325-576 с	
$H_{\text{каб}}$ на висоті 6000 м	2075-2500 м	

9. Виконати завершальні роботи:

– стравити залишки тиску;

– закрити всі крани;

– вимкнути вакуумнасос і повітряну магістраль;

– зняти агрегат, що перевіряється, і еталонний агрегат із стенда;

– встановити ручки задатчиків на командному приладі в такі

положення:

а) "Надмірний тиск" – 0,3 кг/см<sup>2</sup>;

б) "Початок герметизації" – 806 мм рт. ст.;

в) "Швидкість зміни тиску" – 0,18 мм рт. ст./с;

г) триходовий кран – "Включений";

– закрити всі задатчики;

– пред'явити заповнені таблиці і зняті агрегати лаборантові (авіатехніку).

Таким же чином можна перевірити випускний клапан, встановивши його на стенді в комплекті з еталонним командним приладом.

#### Звіт

Звіт повинен містити:

1. Коротку характеристику системи автоматичного регулювання тиску.

2. Блок-схему типової САРТ.

3. Основні відмови, несправності і роботи з технічного обслуговування агрегатів САРТ.

4. Результати перевірки командного приладу і випускного клапана у вигляді таблиць.

5. Таблицю і графік залежності часу опускання клапана від закритої площі прохідного перетину фільтру.

6. Фактичний закон регулювання тиску в кабіні, побудований за наслідками перевірок командного приладу або випускного клапана, з нанесеним на графік законом зміни тиску за МСА (табл. 2.8).

7. Висновки про справність або несправність агрегатів, що перевіряються.

Таблиця 2.8

Побудова закону зміни тиску за МСА

Висота Н, км	0	2000	4000	6000	8000
Тиск $P_n$ , мм рт.ст.	760	596,28	462,46	354,13	267,38

#### Контрольні питання

1. Назвати основні агрегати системи автоматичного регулювання тиску (САРТ).

2. Призначення і робота САРТ.

3. Нарисувати і охарактеризувати закон регулювання тиску в кабіні літака.

4. Коротко описати конструкцію і роботу командного приладу (регулятора тиску).

5. Коротко описати конструкцію і роботу випускного клапана.

6. Типові відмови та несправності агрегатів САРТ та їх причини.

7. Назвати основні роботи з технічного обслуговування САРТ.

8. Конструкція і робота приладу КПУ-3.

9. Суть і методика перевірки герметичності тонкотрубною проводки.

10. Призначення стенда висотної системи.

11. Конструкція і робота стенда висотної системи.

12. Суть і порядок перевірки герметичності порожнини командного приладу і випускного клапана за допомогою приладу КПУ-3.

13. Призначення, порядок і критерій перевірки часу опускання тарілки випускного клапана.

14. Призначення, порядок і критерій перевірки шкал командного приладу (регулятора тиску).

15. Порядок перевірки тарування шкали «Надмірний тиск» командного приладу.

16. Порядок перевірки тарування шкали "Початок герметизації" командного приладу.

17. Порядок перевірки тарування шкали "Швидкість зміни тиску".

18. Порядок обробки результатів перевірки агрегатів САРТ.

19. Висновки з лабораторної роботи.

20. Зміст звіту з лабораторної роботи.

#### Лабораторна робота 3

#### ДОСЛІДЖЕННЯ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ ГІДРОСИСТЕМИ ЛІТАКА ТУ-154 ПРИ ВИКОНАННІ ТЕХНІЧНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ

**Мета роботи:** отримання практичних навиків при технічній експлуатації гідравлічної системи літака Ту-154.

#### Короткі теоретичні відомості

Гідравлічна система є однією з найважливіших функціональних систем літака, що забезпечує працездатність шасі, керування, гальмування і ряд допоміжних функцій.

Конструктивно система включає три незалежних одна від одної підсистеми – перша, друга і третя гідросистеми.

Перша гідросистема забезпечує роботу споживачів – керування поворотом коліс передньої ноги, випуск шасі, живлення гідропідсилювачів системи керування літаком, прибирання і випуск закрилків.

Друга гідросистема забезпечує роботу споживачів – керування поворотом коліс передньої ноги, аварійний випуск шасі, живлення гідропідсилювачів системи керування літаком, прибирання і випуск закрилків. Крім того, енергією тиску рідини другої гідросистеми можна живити споживачів і першої гідросистеми.

Третя гідросистема забезпечує живлення гідропідсилювачів системи керування літаком і дублюючий аварійний випуск шасі.



Кожна з вказаних підсистем має своє джерело тиску, керуючу і реєструючу апаратуру. Таким чином, наявність на літаку потрібного резервування для основних літакових систем забезпечує високу надійність в роботі вказаних механічних систем, а отже, і безпеку польоту. Для поліпшення роботи гідросистеми при польотах на великих висотах передбачено дві незалежні системи наддуву гідробаків, кожна з яких може живитися тиском повітря зі свого балона або від компресорів працюючих двигунів.

Для підвищення експлуатаційної технологічності застосовано панелювання елементів системи. Більшість панелей з агрегатами споживачів розташована вздовж задньої стінки лонжерона крила і у відсіку передньої опори. Тут знаходяться панелі агрегатів управління шасі, гальм, інтерцепторів, а також панель аварійного гідроаккумулятора.

Значна кількість елементів системи джерел тиску розташована в негерметичному хвостовому відсіку фюзеляжу в зоні шпангоута № 73. Тут же по бортах фюзеляжу встановлено три панелі бортового обслуговування гідросистеми.

Робочою рідиною гідросистеми літака Ту-154 є мінеральне масло АМГ-10 на нафтовій основі (92,8 %) з додаванням загусника "Вініполо" ВБ-2 (7,14 %), протіокислювача альфа-нафтол (0,05 %) і барвника "Судан-4" (0,01 %).

Загусник покращує змащення і зменшує витік масла. Протіокислювач підвищує його хімічну стійкість. Барвник забарвлює в червоний колір, що забезпечує виявлення зовнішньої негерметичності системи. При температурі  $t = 20^{\circ}\text{C}$  масло АМГ-10 має масову густину  $0,85 \text{ кгс}^2/\text{м}^4$ .

Технічне обслуговування гідросистеми виконується відповідно до регламенту технічного обслуговування літака Ту-154 (Ту-154А, Ту-154Б), який визначає об'єм і періодичність виконуваних робіт. Регламент передбачає виконання таких видів технічного обслуговування гідросистеми:

- оперативне ТО (форми А1, А2, Б);
- періодичне ТО (форми Ф1, Ф2, Ф3);
- ТО за календарними термінами;
- сезонні види ТО.

### Завдання

1. Провести перевірку працездатності насосної станції НС-46 і крана ГА-165 для підключення другої гідросистеми до першої гідросистеми.

2. Провести перевірку внутрішньої негерметичності гальмівної гідросистеми, гідросистеми управління кермом і елеронами.

3. Провести перевірку внутрішньої герметичності першої, другої, третьої гідросистем і системи аварійного гальмування.

4. Провести перевірку роботи основної і аварійної гальмівних систем і дії антиюзових автоматів УА-51А.

### Методичні рекомендації

Перед початком виконання перевірки роботи насосних станцій НС-46 другої і третьої гідросистем і крана ГА-165 для підключення другої гідросистеми до першої гідросистеми необхідно переконатися в правильній заправці гідробаків системи, яка при випущеному шасі, прибраних інтерцепторах, повністю розряджених гідроаккумуляторах і ввімкненому стоянковому гальмі повинна становити 24...48 л (табл. 3.1).

Таблиця 3.1

### Потрібна кількість рідини в гідросистемі

Кількість АМГ-10 в гідробаках, л		
Перша гідросистема	Друга гідросистема	Третя гідросистема
48±1	48±1	24±1

При невідповідності заправки слід провести дозаправку системи маслом АМГ-10.

Для проведення перевірки необхідно підключити до бортової мережі аеродромне джерело електроживлення, увімкнути бортову енергомережу і АЗМ керування гідросистемою (права панель АЗМ в ряду "Гідросистема" - керування насосними станціями другої і третьої гідросистем; "Бустерне управління 1, 2, 3", "Аварійний акумулятор", "Рівнеміри", "Сигналізатори тиску").

Перевірка працездатності насосної станції НС-46 здійснюється при її включенні по непрямому параметру – часу

зарядки гідроаккумулятора до тиску 21 МПа ( $210 \text{ кг/см}^2$ ), який не повинен перевищувати 14 хв.

Перевірка роботи крана ГА-165 підключення другої гідросистеми до першої гідросистеми проводиться включенням перемикача ППГ-15К в положення "Кран підключення другої гідросистеми до першої гідросистеми" при одночасному контролі часу (АЧС-І). Система вважається працездатною, якщо зарядка гідроаккумулятора першої гідросистеми відбудеться за час не більше 14 с. При порушенні часу зарядки гідроаккумулятора необхідно перевірити:

- тиск азоту в газовій порожнині гідроаккумулятора;
- внутрішню герметичність таких агрегатів першої гідросистеми: запірною крана 3730А-ІІТ, запобіжного клапана ГА-186М, редукційних клапанів УГ-92/2.

Перевірка працездатності насосної станції НС-46 третьої гідросистеми робиться за непрямим параметром – часом зарядки гідроаккумулятора третьої гідросистеми. Насосна станція НС-46 вважається працездатною, якщо після її ввімкнення (перемикач ВГ-15К) час зарядки гідроаккумулятора до 21 МПа ( $\text{кг/см}^2$ ) не перевищує 14 с і тиск не падає нижче 18 МПа ( $180 \text{ кг/см}^2$ ) при перекладанні елеронів, руля напрямку, руля висоти. Робота виконується при живленні гідропідсилювачів тільки від третьої гідросистеми (3-й канал) і енергійному (1-2 с) перекладанні органів керування. При падінні тиску нижче 18 МПа ( $180 \text{ кг/см}^2$ ) необхідно перевірити герметичність ділянки гідросистеми від крана ГА-165 до гідропідсилювачів. Можливою причиною підвищеного падіння тиску може бути негерметичність гідравлічного редуктора ГА-213.

**Попередження.** Перед початком роботи необхідно переконатися у відсутності робіт з керування літаком і у відсутності драбин і іншого устаткування в зоні відхилення руля і елеронів.

За результатами вимірів необхідно побудувати графіки величини падіння тиску в гідросистемах від кількості циклів відхилення елеронів, руля напрямку, руля висоти. Відліки потрібно проводити через кожні 5 циклів відхилення, дані вимірів занести в табл. 3.2.

Таблиця 3.2

Результати перевірки гідравлічної системи

Кількість циклів	Падіння тиску в гідросистемі		
	при відхиленні елеронів	при відхиленні руля напрямку	при відхиленні руля висоти
5			
10			
...			
25			

Перед початком проведення перевірки внутрішньої герметичності необхідно підключити до бортмережі аеродромне джерело електроживлення і увімкнути бортову електромережу, потім підключити до бортових панелей першої, другої, третьої гідросистем наземне джерело тиску УПГ-300, зарядити гідроаккумулятори першої, другої, третьої гідросистем до тиску 21 МПа ( $210 \pm 107 \text{ кг/см}^2$ ). Натисненням на кнопку, розташовану на панелі керування гідросистемою, потрібно зарядити гідроаккумулятор аварійного гальмування до тиску 21 МПа ( $210 \pm 107 \text{ кг/см}^2$ ). Після повної зарядки всіх гідроаккумуляторів необхідно вимкнути наземне джерело тиску.

Перевірка герметичності гальмівних систем проводиться почерговим гальмуванням педалями лівого пілота, правого пілота, рукояткою аварійного гальмування. Тиск в гідросистемах і гальмах коліс контролюється за манометрами, розташованими на панелі керування гідросистемами, на пульті бортінженера і за манометрами, розташованими на верхньому електрощитку пілота.

Гальмівна система вважається працездатною, якщо при обтиснених педалях або рукоятках тиск в гальмах і гідроаккумуляторах стійкий (не повинен падати). У випадках, якщо при обтиснених педалях або рукоятках і сталому тиску в гальмах швидко знижується тиск в гідроаккумуляторі, необхідно перевірити:

- тиск азоту в гідроаккумуляторі;
- внутрішню герметичність агрегатів в такому порядку: човникові клапани УГ-128, модулятори УГ-121, автомат юза УА-51А.

Для перевірки герметичності вказаних агрегатів необхідно від'єднати від них трубопровід зливу в бак (лінія зливу). Відсутність течі масла із зливного штуцера агрегату свідчить про його герметичність. Негерметичні агрегати підлягають заміні.

Перед проведенням перевірки внутрішньої герметичності системи керування рулями і елеронами необхідно відновити початкову зарядку гідроаккумуляторів першої, другої і третьої гідросистем до 21 МПа ( $210_{-7}^{+10}$  кг/см<sup>2</sup>). Перевірку герметичності системи управління рулями і елеронами слід провести почерговим включенням живлення гідропідсилювачів від першої, другої і третьої гідросистем.

Система вважається працездатною, якщо час падіння тиску в кожному гідроаккумуляторі від 21 МПа (210 кг/см<sup>2</sup>) до нуля становитиме 2 хв і більше при нерухомих рулях і елеронах.

У випадку порушення герметичності (час падіння тиску менше 2 хв) необхідно провести заміну гідравлічного редуктора ГА-213, встановленого в лінії негерметичної гідросистеми. Перед перевіркою внутрішньої герметичності першої, другої, третьої гідросистем і системи аварійного гальмування необхідно відновити зарядку гідроаккумуляторів досліджуваних систем до тиску 21 МПа ( $210_{-7}^{+10}$  кг/см<sup>2</sup>). Перевірку слід здійснювати протягом 1 год при вимкнених кранах ГА-165 гідропідсилювачів, гідроаккумуляторах, заряджених до 21 МПа (210 кг/см<sup>2</sup>), і вимкнених насосах джерел тиску.

Системи вважаються працездатними, якщо падіння тиску в гідроаккумуляторах за 1 год не перевищить:

- для першої гідросистеми – з 21 МПа (210) до 12 МПа (120 кг/см<sup>2</sup>);
- для другої гідросистеми – з 21 МПа (210) до 13 МПа (130 кг/см<sup>2</sup>);
- для третьої гідросистеми – з 21 МПа (210) до 19 МПа (190 кг/см<sup>2</sup>);
- для системи аварійного гальмування – з 21 МПа (210) до 19 МПа (кг/см<sup>2</sup>).

Якщо швидкість падіння тиску перевищує вказану, необхідно перевірити:

- тиск азоту в газових порожнинах гідроаккумуляторів;
- герметичність запірних кранів 3730 А-П-Т і запобіжних клапанів ГА-186М, встановлених на гідропанелях систем;
- герметичність запобіжного клапана НУ5808 – 140 системи аварійного гальмування;

– герметичність зворотних клапанів ОК-5, ОК-10, ОК-12, редуційних клапанів УГ-92/2, УГ-122 і рульового приводу РП-60. Негерметичні агрегати підлягають заміні. Необхідно провести вимір падіння тиску в досліджуваних системах з інтервалом реєстрації тиску 15 хв і за отриманими даними побудувати графік.

Таблиця 3.3

Перевірка гідравлічної системи на герметичність

Час виміру, хв	Падіння тиску в системі, МПа			
	перша гідросистема	друга гідросистема	третья гідросистема	аварійне гальмування
0				
15				
30				
45				
60				

Перевірка роботи основної і аварійної гальмівних систем і дії антиюзових автоматів УА-51А здійснюється при підключених наземних джерелах тиску.

Перед проведенням перевірки необхідно виконати такі попередні роботи:

- розконтрити і відвернути заглушки клапанів 319 НД для перевірки тиску, розташованих на гальмах всіх коліс головних ніг шасі;
- під'єднати до клапанів прилад для перевірки і прокачування гальмівної системи з комплекту пристрою 154.00.9956.480 для прокачування гальмівної системи;
- за допомогою штока приладу відкрити клапани на гальмах коліс;
- зарядити гідроаккумулятори першої гідросистеми і аварійного гальмування.

Перевірка роботи основної і аварійної гальмівних систем здійснюється по черзі з місць лівого і правого пілотів, плавним обтисненням педалей до упору. За манометрами на приладах необхідно зафіксувати момент початку підвищення тиску в гальмах і тиск при повному обтисненні педалей, після чого плавно їх звільнити. Початок підвищення тиску в гальмах повинен

відповідати 2/5 ходу педалей. При повністю обтиснених педалях він повинен бути 9 МПа ( $90 \pm 5 \text{ кг/см}^2$ ).

В процесі розгальмування на 2/5 ходу педалі до звільнення педалей тиск повинен впасти до нуля. Зусилля на кромці педалей при повному обтисненні не повинне перевищувати 5 МПа ( $50 \pm 5 \text{ кг/см}^2$ ).

Регулювання початку гальмування і повного тиску в гальмах здійснюється вкрученням регульованого упорного болта (рис 3.1, поз. 13), що відповідає зміні вільного ходу натискного ролика.

- Зазор між роликками і днищем стакану клапана УГ-92/2 повинен бути 2 мм.

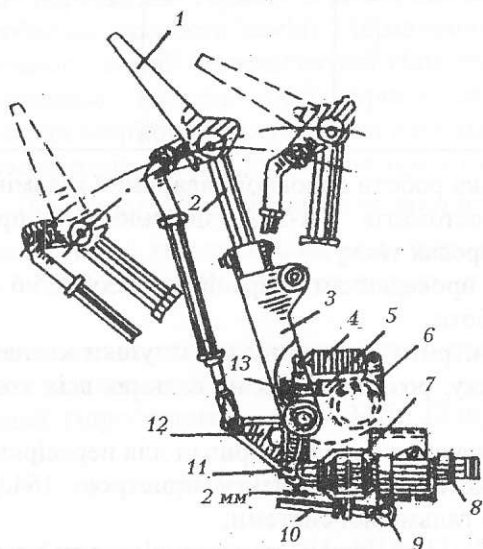


Рис. 3.1. Педалі ногового керування:

- 1 – педаль; 2 – стійка штанги; 3 – гойдалка; 4 – пружина; 5 – упор;
- 6 – кронштейн; 7 – гальмівна скоба (пластина); 8 – редукційний клапан УГ-92/2; 9 – триплечова гальмівна гойдалка; 10 – тяга стоянкового гальма;
- 11 – гойдалка гальма; 12 – тяга; 13 – регульований болт (упор, що забезпечує зазор 2 мм)

Необхідно провести вимір тиску рідини залежно від величини обтиснення педалі. Дані вимірів занести в табл. 3.4. За результатами вимірів побудувати графік залежності  $P_t=f(S \text{ педалі})$ .

У процесі гальмування і розгальмування необхідно переконатися в плавності наростання тиску, відсутності коливань стрілок манометрів і відсутності тиску в системі гальмування при повному розгальмуванні педалей.

Таблиця 3.4

Залежність зміни тиску в гальмівній гідросистемі від величини обтиснення педалей

Величина обтиснення педалі	Тиск в гальмівній системі, МПа	
	права опора	ліва опора
1/5		
2/5		
3/5		
4/5		
5/5		
4/5		
3/5		
2/5		
1/5		

Необхідно провести вимір кількості циклів гальмування від гідроаккумулятора першої гідросистеми, заздалегідь зарядивши його до 21 МПа ( $210 \text{ кг/см}^2$ ). Виконуючи дану роботу, необхідно зафіксувати тиск кожного третього гальмування.

Таблиця 3.5

Залежність зміни тиску в гідравлічному аккумуляторі від кількості гальмувань

Кількість гальмувань	Тиск в гальмівній системі, МПа					
	Права опора			Ліва опора		
	передня пара коліс	середня пара коліс	задня пара коліс	передня пара коліс	середня пара коліс	задня пара коліс
3						
6						
9						
12						

За результатами вимірів слід побудувати графік залежності тиску в гальмівній системі від кількості гальмувань окремо для правої і лівої опор шасі.

Перевірка взаємодії керування гальмування обох пілотів здійснюється обтисненням педалей правого пілота до тиску в гальмах 4 МПа ( $40 \pm 5$  кг/см<sup>2</sup>), утримуючи їх в цьому положенні, і повному обжиманні педалей лівого пілота.

При тиску в гальмах 4 МПа ( $40 \pm 5$  кг/см<sup>2</sup>), створеному педалями правого пілота, і подальшому повному обтисненні педалей лівого пілота тиск в гальмах повинен зрости до 9 МПа ( $90 \pm 5$  кг/см<sup>2</sup>), після відпуску педалей лівого пілота тиск повинен впасти до 4 МПа ( $40 \pm 5$  кг/см<sup>2</sup>).

Перевірка працездатності системи стоянкового гальмування проводиться обтисненням педалей лівого пілота і витягуванням на себе рукоятки ввімкнення стоянкового гальмування, після чого педаль відпускається і перевіряється їх фіксація в положенні стоянкового гальмування, а також контролюється тиск в гальмах, який повинен складати 12 МПа ( $120 \pm 10$  кг/см<sup>2</sup>). Якщо тиск в гальмах менш регламентованого, необхідно провести заміну клапана УГ-92/2 лівого пілота. За відсутності фіксації педалей необхідно оглянути стрижні, тяги, гойдалки, гальмівні скоби, триплечові гойдалки і ролик, що входять до складу механізму стоянкового гальмування.

Зняття зі стоянкового гальмування проводиться після повторного обтиснення і відпуску педалей лівого пілота, при цьому необхідно переконатися в автоматичному поверненні рукоятки стоянкового гальма і падінні тиску в гальмах.

### Звіт

Звіт повинен містити:

- коротку характеристику досліджуваних ділянок гідросистеми;
- результати виконаних перевірок працездатності ділянок і підсистеми першої, другої, третьої гідросистем;
- аналіз отриманих залежностей дослідження;
- висновки про технічний стан гідросистеми і її компонентів.

### Контрольні питання

1. Основні агрегати силової частини типової гідросистеми і їх призначення.
2. Функції гідросистем на сучасних літаках.
3. Експлуатаційно-конструктивні властивості гідросистем сучасних літаків.
4. Марки, склад і властивості гідрорідин сучасних літаків.
5. Класифікація силових частин гідросистем залежно від типу насоса.
6. Конструкція і робота силової частини гідросистеми з насосами нерегульованої (постійної) продуктивності.
7. Конструкція і робота силової частини гідросистеми з насосами регульованої (змінної) продуктивності.
8. Призначення, конструкція і робота силової частини гідросистеми, де є насоси з автономним приводом (насосні станції).
9. Назвати типові роботи з технічного обслуговування гідросистем.
10. Назвати кількість гідрорідини у баках всіх гідросистем літака Ту-154 і як це перевірити?
11. Назвати прилади керування і контролю роботи гідросистем на літаку.
12. Описати порядок і критерії перевірки працездатності насосної станції гідросистеми літака.
13. Описати порядок і критерії перевірки внутрішньої герметичності гідросистеми літака в цілому.
14. Описати порядок і критерії перевірки внутрішньої герметичності гальмівної системи коліс літака.
15. Охарактеризувати способи перевірки внутрішньої герметичності окремих агрегатів і ділянок гідросистеми літака.
16. Назвати причини частого спрацьовування автомата розвантаження в гідросистемі при недіючих споживачах, методи їх пошуку.
17. Описати порядок і критерії перевірки працездатності основної і аварійної гальмівних систем.
18. Описати порядок і критерії перевірки взаємодії гальмування обох пілотів.
19. Описати порядок перевірки працездатності стоянкового гальмування.
20. Висновки з лабораторної роботи.
21. Зміст звіту з лабораторної роботи.

## Лабораторна робота 4

### ОЦІНКА ТЕХНІЧНОГО СТАНУ І КОРЕГУВАННЯ ПЕРІОДИЧНОСТІ ТЕХНІЧНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ ФІЛЬТРОЕЛЕМЕНТІВ ТОНКОГО ОЧИЩЕННЯ ПАЛИВА

**Мета роботи:** набуття навичок оцінювання технічного стану авіаційних паливних фільтроелементів, промивання їх на ультразвуковій установці, визначення періодичності їхньої заміни на ПС.

#### Короткі теоретичні відомості

Авіаційні фільтри призначені для очищення робочих рідин систем ПС від шкідливих зважених частинок. Ресурс фільтра визначається граничним станом його фільтруючого елемента, який характеризується структурними параметрами. Для фільтруючих елементів структурними параметрами, що визначають їхній технічний стан, є вільна площа фільтруючої поверхні.

Як діагностичні параметри фільтрів, використовуються: перепад тиску рідини  $\Delta P$  і параметр  $\tau_{ПКФ}$ , який являє собою час заповнення фільтруючого елемента при зануренні його приладом контролю фільтрів (ПКФ) у рідину АМГ-10.

Перепад тиску на фільтрах дозволяє без змінання фільтруючих елементів оцінити їх технічний стан у процесі їхнього функціонування. Параметр  $\tau_{ПКФ}$  дозволяє оцінити технічний стан фільтруючих елементів, знятих з літака. Характер зміни діагностичних параметрів фільтрів  $\Delta P$  і  $\tau_{ПКФ}$  зображений на рис. 4.1. Найбільш розповсюдженими є фільтруючі елементи 340079А, 8Д5.886.528, які використовуються на літаках Ан-24, Ан-12, Ту-154, Іл-62.

Основні дані фільтроелементів 340079А:

- робочий тиск - 0,31 МПа (3,2 кгс/см<sup>2</sup>);
- максимальна пропускна здатність – 660 л/год;
- перепад тиску, при якому спрацьовує перепускний клапан – 0,05...0,06 МПа;
- перепад тиску, при якому загоряється сигнальна лампа "Відмова паливного фільтра" – 0,368...0,466 МПа (0,375...0,475 кгс/см<sup>2</sup>);

- тонкість фільтрації – 12...16 мкм;
- площа фільтруючої поверхні – 2080 см<sup>2</sup>.

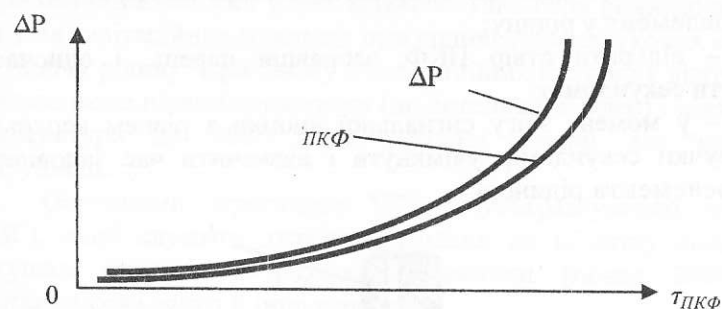


Рис. 4.1. Залежність  $\Delta P$  і  $\tau_{ПКФ}$  від наробітку фільтра

Як пористий матеріал на фільтроелементі 340079А застосована гофрована нікелева сітка саржевого плетіння 80×720 (рис. 4.2). На одному погонному сантиметрі міститься 80 основ із дроту  $\varnothing 50$  мкм і 720 утоків із дроту  $\varnothing 30$  мкм. У залежності від ступеня залишкових забруднень на фільтроелементі змінюється час  $\tau_{ПКФ}$  заповнення його внутрішнього обсягу рідиною АМГ-10. Фільтроелемент 340079А допускається до установки на ПС, якщо  $\tau_{ПКФ} \leq 5$  с.

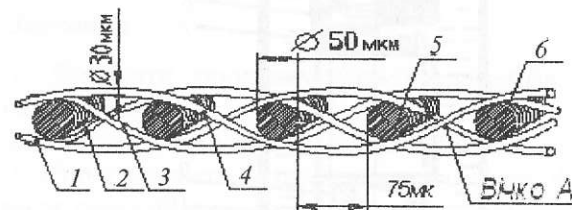


Рис. 4.2. Поперечний перетин саржевого плетіння:  
1, 2, 3, 4 – дроту утоків; 5, 6 – дроту основи

Порядок перевірки фільтроелемента на залишкове забруднення (рис. 4.3) такий:

- установити на фільтроелемент прилад ПКФ;
- занурити фільтроелемент у ємність з рідиною АМГ-10 до зазначеного рівня, потім вийняти і дати стекти рідині (для утворення плівки поверхневого натягу усередині сітки – одержання більш стабільних результатів виміру);

– приготувати секундомір, установити заглушку і, закривши великим пальцем отвір сигналізатора на ПКФ, опустити фільтроелемент у рідину;

– відкрити отвір ПКФ, забравши палець, і одночасно ввімкнути секундомір;

– у момент збігу сигнальної кнопки з рівнем верхнього торця ручки секундомір увімкнути і визначити час заповнення фільтроелемента рідиною.

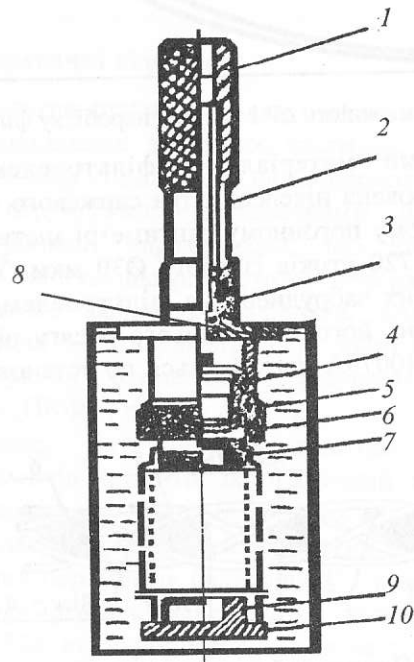


Рис. 4.3. Прилад для контролю фільтроелементів:

1 – сигнальна кнопка; 2 – ручка; 3, 7, 9 – ущільнення; 4 – поплавок;  
5 – корпус; 6 – перехідник; 8 – фланець; 10 – заглушка

Фільтруючі елементи, виготовлені з нікелевих сіток саржевого плетіння, вимагають періодичного очищення. Найбільш ефективним способом очищення фільтроелементів 340079 А, забруднених в експлуатації механічними домішками і смолистими речовинами з палив, є ультразвукове очищення на установці типу УЗУ.

Сітки саржевого плетіння мають велику кількість капілярних каналів, ефективне очищення яких можливе тільки при наявності нормально діючих сил у цих каналах. Така сила виникає в момент вибухів кавітаційних пухирців при впливі ультразвукових коливань на миючу рідину. При цьому в кавітаційних пухирцях відбувається місцеве різке підвищення тиску (до сотень атмосфер) і підвищення температури до 400°C, що створює умови для видалення забруднень.

Основними агрегатами УЗУ є ультразвуковий генератор (УЗГ), який служить джерелом подачі на обмотку соленоїдної котушки струму ультразвукової частоти (понад 20000 Гц), ультразвукова ванна й інші агрегати.

Як миючі розчини застосовуються:

– розчин № 1 у воді з температурою 55...65°C (тринатрійфосфата – 30 г, продукту ОП-7 чи ОП-10 – 3 г, натрію азотистокислого – 2 г на 1 л води);

– масло АМГ – 10 при температурі  $t^{\circ} = 65...70^{\circ}\text{C}$ ;

– масло 7-5 Ос – 3 при  $t^{\circ} = 65...70^{\circ}\text{C}$ .

Слід враховувати, що час заповнення фільтроелемента рідиною АМГ-10 (час проливки) залежить від навколишньої температури.

#### Завдання

1. Виконати проливку фільтроелементів на ПКФ і дані занести в протокол.

2. Виконати промивку фільтроелементів.

3. Спрогнозувати зміну технічного стану фільтроелементів і визначити періодичність їх технічного обслуговування за даними часу проливки.

#### Методичні рекомендації

Регламентом технічного обслуговування для кожного типу ПС установлений визначений наробіток або календарний час експлуатації до очищення паливних фільтроелементів фільтрів тонкого очищення (низького тиску), що, звичайно, менше періодичності трудомісткого регламенту по літаку. Тому встановлення оптимального наробітку до очищення фільтроелементів є одним з резервів зниження трудомісткості

оперативних форм технічного обслуговування, економії ПММ, а також підвищення рівня безпеки польотів.

Наробіток до очищення фільтроелементів залежить від концентрації забруднень у паливі і його фізико-хімічного складу. Зазначені характеристики палива значною мірою можуть змінюватися на ПС під впливом зовнішнього середовища. Це призводить до того, що на однотипних ПС, які належать різним експлуатаційним підприємствам, рівні чистоти палива істотно відрізняються. Отже, установлення єдиного наробітку до очищення фільтроелементів для усього парку ПС одного типу в цілому по ЦА недоцільно.

На основі об'єктивних даних про технічний етап фільтроелементів в умовах експлуатації розроблена методика установлення обґрунтованого наробітку до очищення фільтроелементів на групі однотипних ПС або на конкретному ПС з урахуванням вимоги забезпечення безпеки польотів і ефективності експлуатації авіатехніки.

Як основний діагностичний параметр прийнято параметр  $\tau_{ПКФ}$ , значення якого визначають за приладом ПКФ. Значення параметра  $\tau_{ПКФ}$  обернено пропорційно кількості відкритих пор (живому перетину) фільтрувальної сітки фільтроелементу.

Як показники наробітку до очищення фільтроелементів, прийняті:

- наробіток від початку експлуатації чи поновлення експлуатації фільтроелемента після останнього очищення,  $t$ ;
- математичне чекання (середнє значення) наробітку до очищення,  $m_i$ ;
- середнє квадратичне відхилення (розкид) наробітку до очищення,  $\sigma_i$ .

Як прогнозуючий параметр прийнято відносний коефіцієнт проникності  $\Pi$ , зв'язаний з параметром  $\tau_{ПКФ}$  такою залежністю:

$$\Pi = \tau_{min} / \tau_{ПКФ}, \quad (4.1)$$

де  $\tau_{min}$  – мінімально можливе значення параметра  $\tau_{ПКФ}$  для чистого і герметичного фільтроелемента.

Параметр  $\Pi$  прямо пропорційний кількості відкритих пор фільтрувальної сітки фільтроелемента. Інтервал можливих значень параметра  $\Pi$  – від нуля до одиниці.

Як основні показники технічного стану фільтроелемента прийняті:

- початкове значення параметра  $\Pi_{oi}$ , що відповідає стану  $i$ -го фільтроелемента нового чи після очищення;
- значення параметра  $\Pi_{ib}$ , що відповідає наробітку  $i$ -го фільтроелемента;
- мінімально допустиме значення  $\Pi_{доп}$  параметра  $\Pi$ , що відповідає перепаду тиску на фільтроелементі, при якому можлива поява сигналу "Фільтр засмічений";
- математичне чекання (середнє значення)  $m_{\Pi}$ , параметра  $\Pi$  при наробітку  $t$ ;
- середнє квадратичне відхилення (розкид)  $\sigma_{\Pi}$ , параметра  $\Pi$  при наробітку  $t$ .

Точність відліку параметра  $\tau_{ПКФ}$  за секундоміром:

$\pm 0,1$  с – при значеннях  $\tau_{ПКФ} \leq 10$  с;

$\pm 0,5$  с – при значеннях  $\tau_{ПКФ} > 10$  с.

Відхилення температури рідини АМГ-10 від середнього значення при вимірах параметра  $\tau_{ПКФ}$  не повинне перевищувати  $\pm 2^\circ\text{C}$ .

Після очищення на УЗУ кожен фільтроелемент необхідно перевіряти на герметичність.

Для оцінювання і прогнозування технічного стану фільтроелементів на групі однотипних ПС кількість  $\Pi$  парних значень ( $t, \tau_{ПКФ}$ ), повинно бути не менш 20...30.

Обробка статистичних даних може бути виконана з використанням графічного методу і ЕОМ.

При графічному методі обробка і аналіз статистичних даних робиться в такій послідовності:

1. За формулою (4.1) за значеннями  $\tau_{ПКФ}$  знаходять значення  $\Pi_i, i=1,2,\dots,n$ . Значення  $\tau_{min}$  доцільно прийняти рівним 2 с.

По осі  $X$  графіку відкладають значення аргументу (параметр  $t$ ), а по осі  $Y$  – значення функції (параметр  $\Pi$ ). Експериментальні точки ( $t_i, \Pi_i$ ) наносять на графік і проводять апроксимуючу ці дослідні точки пряму  $m_{n(t)}$  (рис. 4.4). При цьому кількість точок над прямою повинна по можливості дорівнювати кількості точок під прямою.

2. Визначають нижню довірчу границю процесу  $\Pi(t)$  забруднення фільтроелемента, для чого паралельно прямій  $m_n(t)$



нижче її проводять пряму  $\Pi_n(t)$  таким чином, щоб над нею знаходилося не менш 95% точок  $(t_i, \Pi_i)$ .

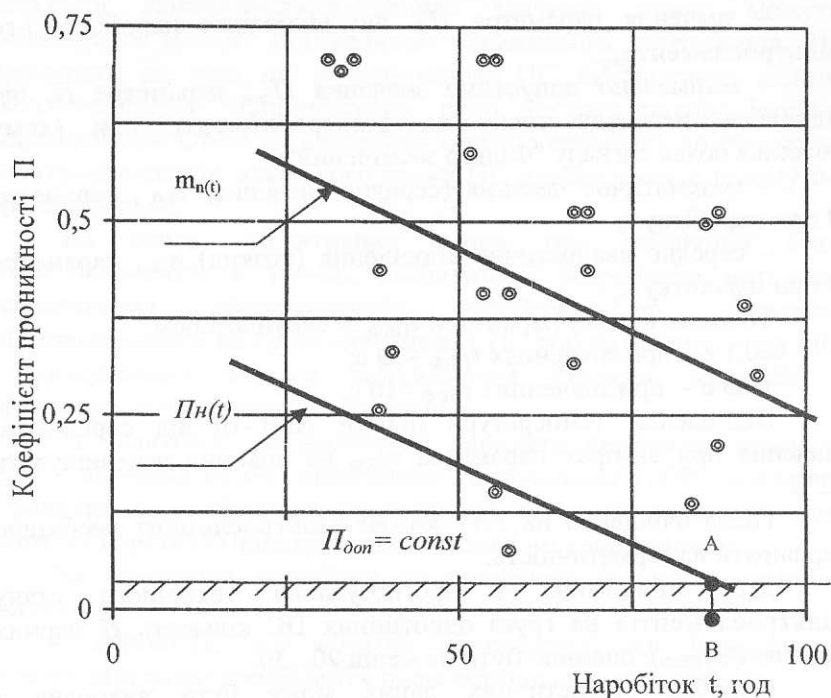


Рис. 4.4. Приклад використання графічного методу для оцінювання і прогнозування технічного стану фільтроелементів на літаку Іл-62

3. Визначають граничнодопустимий наробіток до очищення фільтроелемента  $\tau_{\text{доп}}$ . Для цього паралельно осі  $X$  проводять пряму  $\Pi = \Pi_{\text{доп}} = \text{const}$  до перетинання з прямою  $\Pi_n(t)$  і знаходять точку  $A$ . З точки  $A$  опускають перпендикуляр на вісь  $X$ . Точка перетинання  $B$  відповідає наробітку  $t_B = \tau_{\text{доп}}$ . При цьому наробітку імовірність виходу параметра  $\Pi$  за допуск  $\Pi_{\text{доп}}$ :

$$P(\Pi < \Pi_{\text{доп}}) \approx 0,05.$$

Значення параметрів  $\tau_{\text{доп}}$  та  $\Pi_{\text{доп}}$  (при  $\tau_{\text{мін}} = 2$  с) для фільтроелементів деяких ПС наведені в табл. 4.1.

Таблиця 4.1

Значення параметрів  $\tau_{\text{доп}}$  та  $\Pi_{\text{доп}}$  для фільтроелементів ПС

Тип ПС	$\tau_{\text{доп}}$	$\Pi_{\text{доп}}$ (при $\tau_{\text{мін}}=2$ с)
Ту-154	30	0,67
Іл-62	40	0,05
Як-42	50	0,04
Ан-12	100	0,02
Ан-24	120	0,017

Приклад оцінювання і прогнозування технічного стану паливних фільтроелементів

При експлуатації паливних фільтроелементів 340079А на літаку Іл-62 отримано  $n=27$  парних значень  $(t_i; \tau_{\text{ПКФ}})$   $i=1,2,\dots,n$ , які наведені в табл. 4.2.

Таблиця 4.2

Розрахунок значення прогнозуючого параметра  $\Pi_i$

Номер ФЕ	$t_i$ , год	$\tau_{\text{ПКФ}}$ , с	$\Pi_i$	Номер ФЕ	$t_i$ , год	$\tau_{\text{ПКФ}}$ , с	$\Pi_i$
1	57	19	0,1052	15	38	7	0,2857
2	57	13	0,1538	16	38	5	0,4
3	57	3	0,6666	17	51	5	0,4
4	57	3	0,6666	18	51	7	0,2857
4.25	87	5	0,4	19	51	5	0,5714
6	87	9	0,2222	20	51		0,4
7	87	11	0,1818	21	70		0,4
8	87	7	0,2857	22			
9	80	4	0,5	23			
10	80	4	0,5	24			
11	80	38	0,526	25			
12	80	38	0,526				
13	38	4	0,5				
14	38	6	0,3333				

Зняття фільтроелементів для очищення здійснювалося при обслуговуванні за формою Б2. Потрібно, використовуючи графічний метод, визначити  $\tau_{\text{доп}}$  і оцінити можливість збільшення наробітку фільтроелементів до очищення.

**Рішення.** Приймаючи  $\tau_{\text{мін}} = 2с$ , за формулою (4.1) визначають значення прогнозуючого параметра  $P_n$  і заповнюють табл. 4.2.

Після розрахунку наносять точки ( $t_i, P_{i1}$ ) на графік (див. рис. 4.4). Потім проводять апроксимуючу пряму  $m_n(t)$  і пряму  $P_n(t)$ . Згідно з табл. 4.1 для літака Іл-62 значення параметра  $P_{\text{доп}} = 0,05$ . Проводять пряму  $P(0,05) = \text{const}$  і знаходять значення  $t_e = \tau_{\text{доп}} \approx 81$  год.

Можна стверджувати, що прийнята періодичність обслуговування (за формою Б2) є найбільш прийнятною і збільшення наробітку фільтроелементів до очищення **недоцільно**, тому що максимальне значення наробітку  $t_{\text{max}}$  досліджуваної статистики дорівнює 87 год, а значення параметра  $\tau_{\text{доп}} = 81$  год.

**Висновок.** В ході лабораторної роботи проведена оцінка технічного стану авіаційних паливних фільтроелементів, їх промивка на ультразвуковій установці, визначення періодичності їх ТО на ПС.

### Звіт

Звіт повинен містити:

- опис лабораторної роботи;
- виміри, зроблені під час виконання роботи у вигляді таблиць;
- графік оцінювання і прогнозування технічного стану фільтроелементів;
- висновок відносно періодичності промивки фільтроелементів.

### Контрольні питання

1. Мета лабораторної роботи.
2. Етапи виконання роботи.
3. Якими продуктами забруднюються ПММ та фільтри, що їх очищують?
4. Як улаштувати фільтри грубого і тонкого очищення (матеріали та тонкість фільтрації)?
5. Якими способами і чому очищуються фільтри грубого і тонкого очищення?
6. Чому установка для очищення фільтрів тонкої фільтрації називається УЗУ?
7. Що таке коливання ультразвукової частоти в УЗУ?
8. Як створюються коливання струму ультразвукової частоти в УЗУ?
9. Як впливає ефект кавітації в УЗУ?
10. Як очищуються фільтри в УЗУ?
11. Охарактеризувати способи перевірки міри забруднення фільтрів безпосередньо на літаку і в лабораторії.
12. Що таке ПКФ і як він улаштований?
13. Порядок перевірки забрудненості за допомогою ПКФ.
14. Яку рідину застосовують для очищення фільтрів і для перевірки їх забрудненості за допомогою ПКФ?
15. Як залежать параметри міри забрудненості  $\Delta P$  і  $\tau_{\text{ПКФ}}$  від наробітку?
16. Що таке відносний коефіцієнт проникності фільтрів?
17. Як величина відносного коефіцієнта проникності фільтрів залежить від наробітку?
18. Яка величина довірчої границі процесу забруднення фільтроелементів вважається припустимою?
19. Які прямі потрібно провести на графіку для прогнозування технічного стану фільтроелементів?
20. Як знайти на графіку шукану періодичність зняття і промивки фільтрів?
21. Що повинен містити звіт з лабораторної роботи?

## Лабораторна робота 5

### ЗАПУСК І ПЕРЕВІРКА РОБОТИ ТУРБОГВИНТОВОГО ДВИГУНА АІ-24 НА СТЕНДІ-ТРЕНАЖЕРІ. ВИМІРЮВАННЯ ТА РЕГУЛЮВАННЯ ПОГОДИННИХ ВИТРАТ ПАЛИВА ДВИГУНА АІ-24 НА ЗЕМЛІ

Дана лабораторна робота складається із двох взаємопов'язаних частин:

частина I – аналіз параметрів роботи двигуна АІ-24 в процесі запуску та опробування на стенді - тренажері;

частина II – вимірювання та регулювання погодинних витрат палива двигуна АІ-24 на землі.

Кожна із частин може бути виконана окремо.

#### Частина I. Аналіз параметрів роботи двигуна АІ-24 в процесі запуску та опробування на стенді – тренажері

**Мета роботи:** відпрацювання первісних практичних навичок запуску турбогвинтового двигуна з аналізом параметрів процесу запуску та роботи двигуна на різних режимах.

#### Короткі теоретичні відомості

Стенд-тренажер являє собою металевий каркас, усередині якого знаходяться електронні блоки, що моделюють роботу системи запуску.

Стенд-тренажер дозволяє:

- керувати енергопостачанням літака і перевіряти відповідні напруги і струми;
- перевіряти стан системи пожежогасіння;
- запускати двигун від наземних (аеродромних) чи бортових джерел живлення;
- керувати процесом запуску двигуна і контролювати процес запуску за параметрами, що відповідають ТУ;
- виводити двигун на різні режими роботи і контролювати його параметри на цих режимах;
- виконувати холодну прокрутку двигуна;

- здійснювати флюгерування гвинтів;
- керувати оборотами двигуна і контролювати його роботу за приладами;

– виконувати зупинку двигуна.

Стенд має дві панелі: вертикальну (лицьову) і похилу.

На верхньої частині вертикальної панелі стенда розташований плакат розрізу двигуна АІ-24, що має підсвічування камери згоряння, пускового й основного колекторів палива, а також свічі пускового блоку. У передній частині плакату встановлений макет гвинта з коком і лопатями із приводом від електродвигуна.

Під плакатом розташована розкрита коробка автоматичного запуску двигуна АПД-27 і фотографії ПСГ-1А і ПТРК-8А.

На нижній частині вертикальної панелі розташовані: з лівого боку – прилади контролю тиску в гідравлічній системі; кількості масла в двигуні, кількості рідини в гідравлічній системі, рівня вібрацій; вольтметр контролю роботи граничного регулятора температури (ГРТ); амперметр і годинник.

На середній частині панелі розташовані прилади центральної приладової дошки для контролю процесу запуску роботи двигуна на різних режимах та управління системами, а також щиток пожежогасіння і щиток автоматів захисту мережі (АЗМ). Електрощиток постійного і змінного струмів розташований із правого боку панелі.

На похилій панелі розташовані: панель запуску, стоп-крани; ричаги керування двигунами (РУД); вимикач "ЗНЯТТЯ ГВИНТА З УПОРУ", щиток перевірки системи пожежогасіння; циклограма, щиток керування стендом.

#### Завдання

1. Ознайомитися з призначенням та розташуванням АЗС, органів керування (РУД, перемикачів) і приладів контролю роботи силової установки, а також із системою електроживлення.
2. Підготувати системи до запуску двигуна.
3. Виконати запуск двигуна від аеродромного джерела живлення.
4. Виконати прогрів, часткове випробування й зупинку двигуна.

## Методичні рекомендації

### При підготовці до запуску необхідно:

– на щитку керування стендом увімкнути живлення стенда та вимикачі АР-1, АР-2, "ПРОГРАМА ЗАПУСКУ", "ГВИНТ", "СИРЕНА";

– перевірити напругу на рознімах аеродромного джерела електроенергії (напруга повинна бути 28,5...29В);

– перемикач "АЕРОДРОМ- БОРТ" на електрощитку радиста установити в положення "АЕРОДРОМ", а перемикач аварійного живлення "АВТОМАТ-РУЧНЕ" – в положення "ОСНОВНА ШИНА";

– перевірити напругу бортових акумуляторів, яка повинна бути не нижче 24 В;

– ввімкнути в АЗМ на щитку АЗМ;

– ввімкнути перетворювач ПО-750, установивши перемикач "ПОВІТРЯ-ЗЕМЛЯ" на електрощитку радиста в положення "ПОВІТРЯ" і переконатися в наявності напруги 115В на аварійній шині. Повернути перемикач у положення "ЗЕМЛЯ";

– перемикач вольтметра змінного струму установити в положення "ОСН. ШИНА 115В";

– перевірити стан системи пожежогасіння, для чого галетний перемикач на щитку пожежогасіння (середня частина вертикальної панелі) поставити в положення "ПЕРЕВІРКА", при цьому повинні загорітися жовті лампи, червоні горіти не повинні.

Для перевірки справності груп датчиків системи пожежогасіння перемикач на похилій панелі "1-2-3" установити в положення "1" (перша група) і натиснути кнопку "ПЕРЕВІРКА". При цьому повинні горіти чотири лампи і гудіти сирена. Інші групи датчиків перевіряються аналогічно.

Датчики гасіння пожежі всередині двигуна перевіряються в такому порядку:

установити галетний перемикач (на похилій панелі) у положення "ПЕРШИЙ ВНУТРІШНІЙ" і натиснути на кнопку перевірки датчиків "ПРОВЕРКА". При цьому повинна горіти лампа "ПОЖЕЖА УСЕРЕДИНІ ЛІВОГО ДВИГУНА" і гудіти сирена. Інші ланцюги датчиків перевіряються аналогічно.

Для перевірки справності розподільчих кранів перемикач на похилій панелі установити в положення "КРАНИ" і натиснути лампу-кнопку "ПОЖЕЖА РУ-19", (на вертикальній панелі), при цьому загоряється червона і гаснуть чотири жовті лампи першої черги. Повернення лампи - кнопки у вихідне положення здійснюється шляхом переведення галетного перемикача з положення "ПЕРЕВІРКА" у нейтральне. Для продовження перевірок галетний перемикач повернути в положення "ПЕРЕВІРКА". Інші групи розподільчих кранів перевіряються аналогічно.

Після завершення перевірки галетний перемикач поставити в нейтральне положення "ПОЖЕЖОГАСІННЯ" і застопорити.

– перевірити за приладами на вертикальній панелі кількість масла і гідравлічної рідини (повинні бути масла в межах від 35 до 37 л та рідини від 22 до 27 л відповідно);

– упевнитися, що тиск у гідросистемі 110 кг/см<sup>2</sup>;

– вимикач зняття гвинта з упора поставити в положення "ЗНЯТО З УПОРУ";

– відкрити пожежні крани двигунів на щитку виробітку палива. При цьому загоряються зелені сигнальні лампи;

– установити перемикач "СТОП-КРАНИ" у положення "ВІДКРИТО";

– ввімкнути підкачувальні насоси лівої і правої груп паливної системи літака. При цьому загоряються сигнальні лампи роботи насосів;

– розстопорити важелі управління двигунами, перевірити легкість їхнього ходу і установити їх у положення земного малого газу ("0" за покажчиком положення важеля пального – УПРТ);

– відкрити кришку панелі запуску;

– перемикач вибору двигуна "ЛІВ.-ПРАВ", поставити в положення "ЛІВ.";

– перемикач "ХОЛОДНА ПРОКРУТКА-ЗАПУСК"; поставити в положення "ЗАПУСК";

– перемикач "ЗЕМЛЯ-ПОВІТРЯ" поставити в положення "ЗЕМЛЯ";

– перемикач підсилювача регулятора температури (ПРТ) поставити в положення "ВКЛЮЧЕНО";

– впевнитися в правильності виконання перерахованих вище операцій;

– короткочасно на 1...2 с натиснути і відпустити кнопку "ЗАПУСК". При цьому загоряється сигнальна лампа системи автоматичного запуску двигуна (АПД) і двигун, за час не більш ніж 120 с, виходить на оберти малого газу (91...94 %).

**Попередження:** Двигун не запускається, якщо:

- не включена система граничного регулятора температури (ГРТ);
- РУД знаходиться на відмітці більше 7° за УПРТ;
- перемикач "ПОВІТРЯ-ЗЕМЛЯ" – знаходиться в положенні "ПОВІТРЯ".

**У процесі запуску двигуна контролюються:**

– оберти двигуна, які повинні безперервно наростати до виходу на режим малого газу; при цьому температура газів за турбіною не повинна перевищувати 750°С;

– оберти відключення стартер-генератора (СТГ), які не повинні перевищувати 48 %. Якщо СТГ не відключився після обертів 48 %, то двигун необхідно зупинити кнопкою "ПРИПИНЕННЯ ЗАПУСКУ";

– напруга бортової мережі, яка не повинна стабільно падати нижче 16 В;

– тиск масла в двигуні повинен безперервно зростати у процесі запуску і за одну хвилину після виходу на режим малого газу повинен бути не менше 3,0 кг/см<sup>2</sup>;

– після виходу двигуна на оберти малого газу можна перейти на живлення бортмережі від бортових джерел. Для цього перемикач "АЕРОДРОМ-БОРТ" перевести в положення "БОРТ". При цьому погаснуть лампи АР-1 та АР-2;

– ввімкнути вимикач "СТГ лів"; "ГО лів" і "ГО прав", при цьому загоряються лампи "Відмова ГО лів", і "Відмова ГО прав". Натиснути кнопку "Вкл. ГО-16 на борт", при цьому гасне лампа "Відмова ГО", амперметр показує струм 60А;

– перевірити напругу постійного і змінного струмів, встановивши галетні перемикачі відповідно в положення "СТГ лів" і "ГО лів";

– перемикач ПО-750 встановити в положення "БОРТ".

**Після виходу двигуна на оберти малого газу і прогріву масла до температури не нижче 40°С необхідно:**

– прогріти масло в циліндровій групі гвинта плавним двократним переміщенням ВКД з 0 до 34° за ППВП;

- перевірити оберти двигуна, які повинні бути 103...104 %;
- тиск масла повинен бути 4...4,5 кг/см<sup>2</sup>.

**Після прогріву масла в циліндровій групі перевірити стійкість роботи двигуна та його параметри, для чого:**

– поставити вимикач зняття гвинта з упору в положення "ГВИНТ НА УПОРІ";

– плавно перевести ВКД з режиму малого газу на зльотний режим та перевірити параметри двигуна, які повинні бути:

тиск пального – не більш 65 кг/см<sup>2</sup>;

тиск масла – 4...4,5 кг/см<sup>2</sup>;

температура масла – 70...80 °С;

тиск масла у вимірювачі

крутного моменту (ИКМ) – 92 кг/см<sup>2</sup>;

температура газів – не більш 525 °С.

Після перевірки параметрів двигуна зняти гвинт з упору, для чого вимикач зняття гвинта з упору поставити в положення "ЗНЯТО З УПОРУ" та плавно перевести ВКД у положення 0° за ППВП.

**Для перевірки роботи гідравлічного упору гвинта необхідно:**

– установити ВКД на режим 0,6 номінальної потужності (34° за ППВП);

– плавно прибирати ВКД до падіння обертів ротора двигуна 103...105 % на 1,5...2 %, після чого:

– перемикач упору гвинта встановити в положення "ЗНЯТО З УПОРУ", за результатом чого оберти ротора двигуна повинні відновитися до рівновісних.

**Для перевірки прийомистості (часу виходу з режиму польотного малого газу до злітного режиму) двигуна необхідно:**

– установити ВКД у положення 23° за ППВП;

– поставити вимикач у положення "ГВИНТ НА УПОРІ";

– за 1,5...2 с перевести ВКД з режиму польотного малого газу на режим 100° за ППВП. Час виходу двигуна на злітний режим не повинен перевищувати 15 с. Злітний режим контролюється за тиском пального, який повинен бути не більше 65 кг/см<sup>2</sup>;

– через 10...15 с поставити вимикач зняття гвинта з упору в положення "ЗНЯТО З УПОРУ" та за 1...2 с перевести ВКД у положення 0° за ППВП. Двигун повинен перейти в режим наземного малого газу (91...92 %).

### **Зупинка двигуна**

Для зупинки двигуна установити ВКД у положення 0° за ППВП. Зупинка двигуна може здійснюватися трьома способами:

– вимиканням стоп-крана "ЗУПИНКА ДВИГУНА". Для зупинки двигуна необхідно перемикач поставити в положення "ЗУПИНКА";

– вимиканням пожежного крана двигуна;

– флюгеруванням гвинта кнопкою флюгерування КФЛ-37, для чого натиснути кнопку .

Після зупинки двигуна почекати відпрацювання програми, тільки після цього всі вимикачі поставити у вихідні положення.

**Висновок.** У результаті проведення даної роботи відпрацьовані практичні навички щодо запуску турбогвинтового двигуна та аналізу параметрів його робочого процесу на різних режимах роботи.

### **Звіт**

Звіт з лабораторної роботи повинен містити:

– мету роботи;

– послідовність виконання роботи;

– параметри процесу запуску і роботи на злітному режимі та їх аналізи;

– висновки.

### **Контрольні питання**

1. Мета лабораторної роботи.
2. Етапи виконання роботи.
3. Охарактеризувати, що таке процес запуску авіадвигуна.
4. Назвати етапи запуску авіадвигуна.
5. Які параметри контролюються на різних етапах авіадвигуна?

6. Призначення стенда-тренажера запуску і перевірки роботи авіадвигуна.

7. Будова стенда-тренажера.

8. Назвати прилади для контролю роботи авіадвигуна.

9. Підготовка до запуску двигуна на стенді-тренажері.

10. Перевірка стану системи пожежогасіння (фізична суть перевірки та порядок).

11. Призначення та порядок прогріву двигуна.

12. Дати поняття прийомистості (повної і часткової).

13. Способи зупинки двигуна.

14. Що повинен містити звіт з лабораторної роботи?

### **Частина II. Вимірювання та регулювання погодинних витрат палива двигуна АІ-24 на землі**

**Мета роботи:** придбання практичних навичок з вимірювання та регулювання погодинних витрат палива турбогвинтових двигунів.

### **Короткі теоретичні відомості**

У зв'язку з процесами зносу, вібрації та іншими факторами, що діють на елементи паливно-регулюючої апаратури двигуна і на сам двигун в цілому в період експлуатації, відбувається розрегулювання погодинних витрат палива, що впливає на основні показники силової установки: тягу, економічність та довговічність двигуна.

Тому, вимірювання погодинних витрат палива на двигунах літака Ан-24 проводиться:

– через кожні 900±30 годин польоту;

– після установки двигуна на літак;

– після заміни автомата дозування палива (АДТ-24), або його регулювання (гвинтами 3, 85 і 36);

– після регулювання підсилювача регулятора температури (агрегату ПРТ-24) потенціометрами "МАКСИМАЛ" і "НОМІНАЛ";

– у випадку зауважень екіпажу з приводу несиметричної тяги двигунів або недостатньої швидкості підйому чи швидкості польоту.

Визначення погодинних витрат палива робиться апаратурою ЛЧ 1-4 (лічильник імпульсів і часу), яка працює у комплекті з

літаковими ВПМС (витратомір паливний миттєвий сумарний), шляхом вимірювання кількості цілих імпульсів від підсумовувальної частини ВПМС і часу їх проходження.

Лічильник імпульсів і часу ЛПЧ 1-4 являє собою релейний прилад, який відраховує цілу кількість імпульсів, що подаються на вхід ЛПЧ 1-4, і час їх проходження.

Кількість імпульсів пропорціональна кількості обертів крильчатки витратоміра, отже, об'ємній витраті палива. Тому для визначення погодинних витрат палива необхідно мати тарувальний графік залежності об'ємної погодинної витрати палива від кількості імпульсів, що подаються підсумовувальною частиною витратоміра, за 1 с.

### Завдання

1. Зробити тарування покажчика положення ричагу палива (ППВП-2).
2. Вивчити конструкцію апаратури ЛПЧ 1-4.
3. Підготувати до запуску і запустити двигун.
4. Зробити замір та розрахунок витрат палива двигуна АІ-24 на землі.
5. Визначити відхилення погодинної витрати палива від норми.
6. Зробити регулювання витрат палива.

### Методичні рекомендації

Перш ніж почати роботу, необхідно вивчити матеріал про підготовку до запуску турбогвинтового двигуна АІ-24, порядок запуску і контроль процесу запуску двигуна (див. частину I лабораторної роботи).

1. Перед заміром витрат палива на літаку необхідно зробити тарування покажчика ППВП-2 за лімбом агрегату АДП-24. Тарування слід робити при прямому та зворотному ході ричага керування двигуном (РУД) для режимів 65°, 52°, 41° та 18° (22°). Допускається похибка ППВП-2 не більш  $\pm 1^\circ$ . Якщо відхилення перевищує  $\pm 1^\circ$ , треба зробити підрегулювання згідно з інструкцією з експлуатації двигуна АІ-24. За результатами проведеної роботи скласти таблицю відповідності показників ППВП-2 і лімбу для кожного двигуна (табл. 5.1).

Таблиця 5.1

Тарування ППВП-2 силової установки (лівої, правої)

Показання на АДТ	Показання УПРТ-2, град			
	65	52	41	18
Кут за лімбом АДП				
Прямий хід	66	53	42	17
Зворотний хід	64	53	41	17
Середня похибка ППВП-2	0	+1	+0,5	-1
Установка режиму за ППВП-2 при замірах	65	51	40,5	19

2. Вивчити конструкцію апаратури для вимірювання витрат палива. Поставити ЛПЧ1-4 на літак, зняти кришку, вийняти з'єднувальний джгут, підключити його до приладу ЛПЧ, до літакового штепсельного роз'єднувача (ШР), що установлений з правого борту літака біля стільця радиста, до показуючих приладів витратомірів, до джерела напруги. Підключення джгута треба робити на знеструмленому літаку, при позиції вимикача живлення ЛПЧ "ВИМИК."

Необхідно підготувати бланк контрольної карти перевірки витрат палива на землі (див. додаток) і записати атмосферний тиск, температуру зовнішнього повітря, виміряну ареометром питому вагу палива ( $\gamma_n$ ) з літакових паливних баків.

3. Підготувати двигун до запуску, запустити, прогріти і випробувати (див. частину I лабораторної роботи 5) згідно з "Посібником з льотної експлуатації та пілотування літака Ан-24".

4. Вимірювання погодинних витрат палива двигуна АІ-24 на землі роблять на злітному, номінальному, 0,85 і 0,7 номінального і польотного малого газу (100, 65, 52, 41 і 18° за ППВП-2) режимах в такому порядку.

**Застереження.** Витрати палива кожного двигуна слід перевіряти по черзі, другий двигун при цьому повинен працювати у режимі не вище 22° за ППВП.

Підготувати апаратуру ЛПЧ до вимірювання, установити вимикачі "ПОЧАТОК" і "КІНЕЦЬ ЗАМІРУ" та вимикач живлення в позицію "ВИМК.", завести секундоміри і установити стрілки секундомірів і лічильників імпульсів на "0".

Установити по черзі необхідний режим роботи двигуна з урахуванням даних тарування ППВП-2. Кожний режим перед заміром слід витримувати 30...35 с і 1...1,5 хв для заміру. Тумблер живлення установити в позицію "ВВІМКНЕНО", тумблер "ПОЧАТОК ЗАМІРУ" – в позицію "ЗАМІР". При цьому в момент проходження першого цілого імпульсу від витратоміра автоматично вмикаються лічильники імпульсів і секундоміри ЛПЧ.

Через 60...90 с за секундоміром ЛПЧ установити тумблер в позицію "КІНЕЦЬ ЗАМІРУ". В момент проходження останнього цілого імпульсу автоматично вимикається лічильник імпульсів і секундомір ЛПЧ. Забороняється вимикати живлення до автоматичного вимикання ЛПЧ.

У контрольну картку записати кількість імпульсів  $N$  і час  $\tau$  їх проходження за секундоміром ЛПЧ.

Для визначення заміряних погодинних витрат палива двигуна за даними, що одержані при замірі, необхідно знайти співвідношення  $Z = \frac{N}{\tau}$ , де  $Z$  – співвідношення кількості імпульсів

до часу їх проходження;  $N$  – кількість імпульсів, відрахована лічильником імпульсів ЛПЧ, імп.;  $\tau$  – час проходження імпульсів, відрахований секундоміром ЛПЧ, с.

За тарувальним графіком датчика витратоміра визначити об'ємну погодинну витрату палива  $Q$  залежно від співвідношення  $Z = \frac{N}{\tau}$ . Тарувальний графік наводиться у паспорті на датчик (рис. 5.1).

Визначити заміряну вагову погодинну витрату палива (кг/год) за формулою

$$G_{п.в} = Q \gamma_{п.}$$

де  $Q$  – вагова погодинна витрата палива, визначена за тарувальним графіком датчика витратоміра, л/год;  $\gamma_{п.}$  – заміряна питома вага палива, г/см<sup>3</sup>.

Привести заміряну погодинну витрату палива (кг/год) до питомої ваги  $\gamma_{п.} = 0,79$  за формулою:

$$G_{п.0,79} = G_{п.в} B,$$

де  $B$  – коефіцієнт приведення до питомої ваги 0,79, який визначається за формулою (рис. 5.2):

$$B = \sqrt{\frac{0,79}{\gamma_{п.}}}$$

Витрату палива привести до стандартних умов (тільки для режиму 18° або 22° за ППВП) за формулою:

$$G_{п.пр.} = \frac{G_{п.0,79}}{D},$$

де  $G_{п.0,79}$  – заміряна погодинна витрата палива на режимі 18°, 22°, приведена до  $\gamma_{п.} = 0,79$  г/см<sup>3</sup>;  $D$  – коефіцієнт приведення до стандартних умов (СУ), визначається за графіком залежно від атмосферного тиску (рис. 5.3).

**Примітка.** Для режимів 100, 65, 52 та 41° за ППВП приведення до стандартних умов не робити.

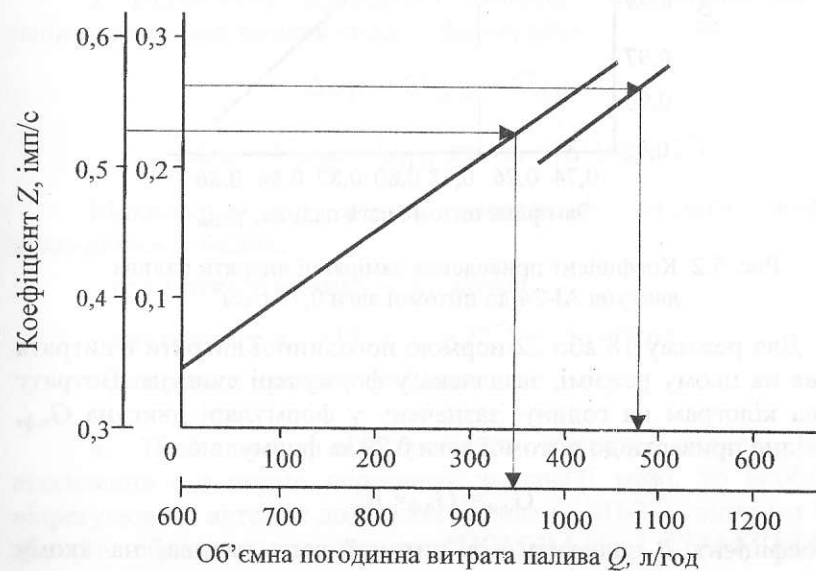


Рис. 5.1. Тарувальний графік датчика витратоміра



Для оцінки регулювання паливної апаратури двигуна підраховані погодинні витрати палива  $G_{п,0,79}$  і  $G_{п,пр}$ , необхідно порівняти з нормами погодинних витрат палива для даного режиму і атмосферних умов.

Норми погодинних витрат палива для режимів 100, 65, 52 і 41 за ППВП визначають за таблицями для двигунів АІ-24 залежно від режимів роботи двигунів, атмосферного тиску і температури зовнішнього повітря. Норми витрат палива для тиску і температур, які відмінні від наведених у таблицях, визначають шляхом інтерполяції. Таблиці наведені у бюлетені 4568 Е та у книзі "Авіаційний турбогвинтовий двигун АІ-24 (Інструкція з експлуатації)".

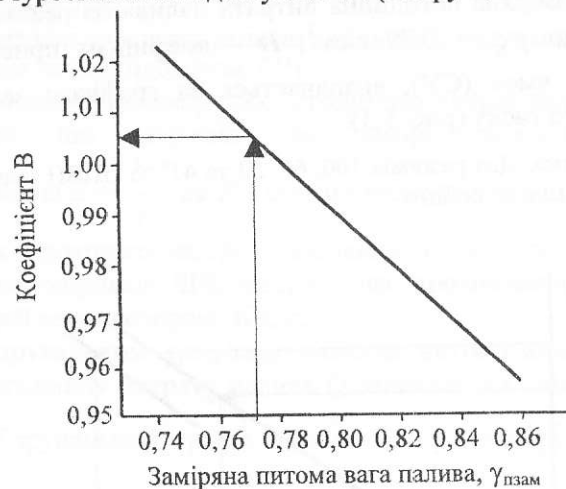
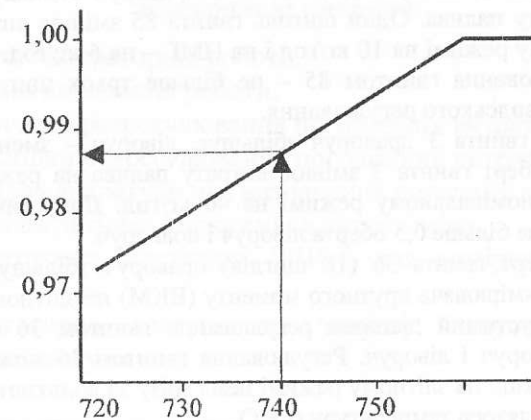


Рис. 5.2. Коефіцієнт приведення замірної витрати палива двигуна АІ-24 до питомої ваги 0,79 г/см<sup>3</sup>

Для режиму 18 або 22 нормою погодинної витрати є витрата палива на цьому режимі, зазначена у формулярі двигуна. Витрату палива кілограм на годину, зазначену у формулярі двигуна  $G_{п,ф}$ , необхідно привести до питомої ваги 0,79 за формулою

$$G_{п,н} = G_{п,ф} \times B,$$

де коефіцієнт  $B$  залежить від питомої ваги палива, на якому робилось вимірювання на заводі у процесі контрольно-здавальних випробувань.



Атмосферний тиск  $P_{ат}$ , мм рт.ст

Рис. 5.3. Коефіцієнт зведення замірної витрати палива двигуна АІ-24 до стандартних атмосферних умов для  $\alpha_в = 18^\circ$  ( $\alpha_в = 22^\circ$ )

5. Відхилення приведенної замірної погодинної витрати палива від норми визначається за формулами:

$$\Delta G_{п} = G_{п,0,79} - G_{п,н};$$

$$\Delta G_{п} = G_{п,пр} - G_{п,н} \text{ для } \alpha_в = 18^\circ (\alpha_в = 22^\circ).$$

Відхилення від норми погодинної витрати повинно знаходитись у межах:

- для злітного режиму –  $\pm_{20}^{10}$  кг/год;
- для режиму  $\alpha_в = 18^\circ$  ( $\alpha_в = 22^\circ$ ) –  $\pm 10$  кг/год;
- для решти режимів –  $\pm 20$  кг/год.

6. Потім слід відрегулювати витрату палива. Якщо відхилення від норми перевищує зазначені межі, то необхідно відрегулювати автомат дозування палива (АДП-24) гвинтами 85, 3 або 36 або потенціометрами "НОМІНАЛ" і "МАКСИМАЛ" агрегату ПРТ-24.

**Примітка.** Один щиголь гвинта 85 праворуч збільшує, ліворуч – зменшує витрату палива. Один щиголь гвинта 85 змінює витрату палива на номінальному режимі на 10 кг/год і на ПМГ – на 6 кг/год. Допустимий діапазон регулювання гвинтом 85 – не більше трьох щиглів ліворуч і праворуч від заводського регулювання.

Поворот гвинта 3 праворуч збільшує, ліворуч – зменшує витрату палива. Один оберт гвинта 3 змінює витрату палива на режимі ПМГ на 90 кг/год і на номінальному режимі на 40 кг/год. Допустимий діапазон регулювання – не більше 0,5 оберта ліворуч і праворуч.

Один оберт гвинта 36 (18 щиглів) праворуч збільшує, ліворуч – зменшує тиск вимірювача крутного моменту (ВКМ) на злітному режимі на 2,5 кг/см<sup>2</sup>. Допустимий діапазон регулювання гвинтом 36 – не більше 1,5 оберта праворуч і ліворуч. Регулювання гвинтом 36 можна робити у тому випадку, якщо на злітному режимі нема зрізу за вольтметром системи граничного регулятора температури (ГРТ).

Поворот ручки потенціометра "НОМІНАЛ" (або "МАКСИМАЛ") на одну поділку шкали праворуч збільшує, ліворуч – зменшує температуру газів за турбіною на 10° С і витрату палива на землі приблизно на 15...20 кг/год.

Допустима настройка потенціометрів "МАКСИМАЛ" і "НОМІНАЛ" в експлуатації в бік збільшення від позиції потенціометрів, установлена на заводі – виготовлювачі (ремзаводі), не перевищує 15°. Після регулювання температура газів за турбіною не повинна бути більшою максимально допустимих значень температур для експлуатації двигуна у даному режимі.

Після регулювання витрат палива проводиться повторний замір і розрахунок на землі і в польоті. Результати регулювання записуються до формуляру двигуна і у паспорт агрегату, а також до карти - наряду на технічне обслуговування.

### Звіт

Звіт повинен містити:

- методику заміру погодинних витрат палива;
- дані замірів, записані до таблиці (див. додаток);
- розрахунок замірних погодинних витрат палива;
- визначення норми і відхилення від норми погодинних витрат палива;
- регулювання витрат палива;
- висновки.

### Контрольні питання

1. Мета лабораторної роботи.
2. Етапи виконання роботи.
3. Причини розрегулювання погодинних витрат палива.
4. Наслідки розрегулювання погодинних витрат палива.
5. Будова апаратури для визначення погодинних витрат палива.
6. Будова датчика і показчика витратоміра.
7. Підготовка апаратури ЛПЧ1-4 для вимірювання витрат палива.
8. Підготовка двигуна до запуску, запуск, прогрів і випробування двигуна.
9. Охарактеризувати процес вимірювання витрат палива за допомогою апаратури ЛПЧ 1-4.
10. Як визначається об'ємна та вагова погодинна витрата палива
11. Приведення заміряної витрати палива до стандартної питомої ваги.
12. Приведення витрати палива до стандартних атмосферних умов.
13. Де і як визначаються норми погодинних витрат палива?
14. Як визначається відхилення зведеної заміреної погодинної витрати палива?
15. Як регулюються погодинні витрати палива при відхиленні від норми з перевищенням зазначеної межі?
16. Де записуються наслідки регулювання витрат палива?
17. Що повинен містити звіт з лабораторної роботи?

