

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
АЕРОКОСМІЧНИЙ ФАКУЛЬТЕТ
КАФЕДРА ПІДТРИМАННЯ ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ ПОВІТРЯНИХ
СУДЕН**

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

канд. техн. наук, доц.

_____ О.В. Попов

«__» _____ 2021 р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ЗДОБУВАЧА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТРА

ЗА ОСВІТНЬО-ПРОФЕСІЙНОЮ ПРОГРАМОЮ

«ТЕХНІЧНЕ ОБСЛУГОВУВАННЯ ТА РЕМОНТ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН І АВІАДВИГУНІВ»

Тема: Методичні основи діагностування функціональних систем повітряних суден в умовах стендових досліджень

Виконав: _____ **П.В. Діденко**

Керівник: канд.техн. наук, доц. _____ **М.Д. Туз**

Консультанти з окремих розділів пояснювальної записки:

охорона праці: канд. техн. наук, доц. _____ **О.М. Гунченко**

охорона навколишнього середовища:
канд. техн. наук, доц. _____ **Є.О. Бовсуновський**

Нормоконтролер _____

Київ 2021

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Аерокосмічний факультет (очна форма навчання)
Кафедра підтримання льотної придатності повітряних суден
Освітній ступінь «Магістр»
Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»
Освітньо-професійна програма «Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

канд. техн. наук, доц.

_____ О.В. Попов

« ___ » _____ 2021 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи

ДІДЕНКА Павла Володимировича

1. Тема роботи: «Методичні основи діагностування функціональних систем повітряних суден в умовах стендових досліджень», затверджено наказом ректора від 11.10.2021 року № 2197/ст.

2. Строк виконання роботи: з 25.10.2021 р. по 31.12.2021 р.

3. Вихідні дані до роботи: результати аналізу типових конструкцій випробувальних стендів функціональних систем повітряних суден, статистичні дані за результатами досвіду експлуатації випробувальних стендів; апробовані методики діагностування функціональних систем; архітектура систем автоматизації стендів та їх технологічних систем.

4. Зміст розрахунково-пояснювальної записки: аналіз типових конструкцій стендів для авіаційних функціональних систем та досвіду їх експлуатації, допоміжного обладнання стендів, формалізація оптимальної конструкції стенду та методики проведення стендових випробувань паливної системи повітряного судна, аналіз методів підвищення надійності та технологічності стендів, розробка заходів з охорони праці та заходів з охорони навколишнього середовища.

Графічний (ілюстративний) матеріал виконано з використанням Microsoft Office Excel, Power Point та представлено у вигляді презентацій.

6. Календарний план-графік

Завдання	Строк виконання	Відмітка про виконання
Видача завдання на дипломне магістерське досліджування	25.10.21 – 30.10.21	
Аналіз типових конструкцій та досвіду експлуатації випробувальних стендів функціональних систем повітряних суден. Постановка задач дослідження.	01.11.21 – 02.11.21	
Вибір та обґрунтування оптимальної конструкції стенду та методики проведення стендових випробувань для діагностування паливної системи літака.	03.11.21 – 06.11.21	
Розробка методів підвищення ефективності та достовірності результатів випробувань паливної системи	07.11.21–10.11.21	
Розрахунки, математичне моделювання, статистична апробація запропонованих заходів підвищення ефективності та технологічності обладнання при діагностуванні функціональних систем в умовах стендових досліджень	11.11.21–17.11.21	
Аналіз технічних переваг та недоліків типових конструкцій випробувальних стендів	18.11.21– 25.11.21	
Оформлення кваліфікаційної магістерської роботи:	26.11.2 – 09.12.21	
Охорона праці та навколишнього середовища	10.12.21 – 11.12.21	
Основні висновки та рекомендації	12.12.21 – 15.12.21	

7. Консультанти з окремих розділів

Розділ	Консультант (посада, П.І.Б)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	Канд. техн. наук, доцент Гунченко О.М.		
Охорона навколишнього середовища	Канд. техн. наук, доцент Бовсуновський Є.О.		

8. Дата видачі завдання: «___» _____ 2021 року.

Керівник кваліфікаційної роботи _____ Туз М.Д.

Завдання прийняв до виконання _____ Діденко П.В.

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до кваліфікаційної роботи «Методичні основи діагностування функціональних систем повітряних суден в умовах стендових досліджень»

130 сторінок, 24 рисунки, 12 таблиць, 91 використане джерело

Об'єкт дослідження – процес підтримання льотної придатності функціональних систем повітряних суден.

Мета роботи – розробка комплексного діагностичного стенду для визначення технічного стану паливної системи літака та оптимальних методів діагностування функціональних систем повітряних суден в умовах стендових досліджень

Наукова новизна роботи – полягає в розробці математичної моделі дифузії води у паливі та кінетики вологопереносу в системі паливо - вода – надпаливний простір в баку-кесоні повітряного судна.

Метод дослідження – метод математичного моделювання.

Практичне значення дипломної роботи визначається підвищенням ефективності експлуатації функціональних систем сучасних повітряних суден та методів контролю їх параметрів.

Матеріали дипломної роботи рекомендується використовувати в навчальному процесі, практичній діяльності фахівців авіаційних експлуатаційних підприємств та конструкторських бюро.

КОМПЛЕКСНИЙ ДІАГНОСТИЧНИЙ СТЕНД, ФУНКЦІОНАЛЬНА СИСТЕМА, ПАЛИВНА СИСТЕМА, ПАРАМЕТРИЧНА ДІАГНОСТИКА, ВІБРАЦІЙНИЙ КОНТРОЛЬ, ГІГРОСКОПІЧНОСТЬ, ДИФУЗИЯ, КІНЕТИКА ВОЛОГОПЕРЕНОСУ, ТЕРМОБАРОКЛАВ

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ	8
ВСТУП	9
РОЗДІЛ 1 ФУНКЦІОНАЛЬНА СИСТЕМА ПОВІТРЯНОГО СУДНА ЯК ОСНОВНА СКЛАДОВА ЧАСТИНА ЙОГО КОНСТРУКЦІЇ	11
1.1 Класифікація функціональних систем повітряних суден	11
1.2 Види випробувань функціональних систем авіаційної техніки	15
1.3 Особливості конструкції паливної системи літака Ан-140	23
Висновки до розділу 1	32
РОЗДІЛ 2 МОДЕЛЮВАННЯ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ РЕЖИМІВ РОБОТИ ПАЛИВНОЇ СИСТЕМИ ЛІТАКА У СТЕНДОВИХ УМОВАХ	34
2.1 Чинники, що впливають на роботу паливної системи	34
2.2 Особливості роботи паливних систем при підвищених температурах	34
2.3 Особливості роботи паливних систем за умов низьких температур	37
2.4 Вплив зворотної гігроскопічності палив на надійність паливних систем повітряних суден	24
Висновки до розділу 2	50
РОЗДІЛ 3 ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ СТЕНДИ, БАЗОВЕ ОБЛАДНАННЯ ТА МЕТОДИКА ПРОВЕДЕННЯ ДОСЛІДЖЕНЬ	51
3.1 Стенди паливних систем повітряних суден та допоміжне дослідницьке обладнання	51
3.1.1 Стенди паливних систем	51
3.1.2 Термобарокамери	54
3.2 Експериментальний комплекс для дослідження закономірностей тепломасообмінних та гідродинамічних процесів у паливній системі ПС	54
3.3 Експериментальний натурний стенд паливної системи ПС	60
3.4 Експериментальна установка для дослідження дифузії води в авіаційних паливах	66

3.5 Базове наукове обладнання для забезпечення досліджень паливних систем повітряних суден	67
3.5.1 Термобароклав КТВV-8000/2	67
3.5.2 Лабораторне устаткування для підготовки необхідних показників якості і дослідження фізико-хімічних властивостей авіаційних палив	69
3.5.3 Стенд підготовки палива	70
3.5.4 Мережі спеціальних струмів	72
Висновки до розділу 3	74
РОЗДІЛ 4 МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ДИФУЗІЇ ВОДИ У ПАЛИВІ ТА КІНЕТИКА ВОЛОГОПЕРЕНОСУ В БАКАХ-КЕСОНАХ ПС	75
4.1 Дифузія води у паливі та дифузійні моделі, які використовуються для аналізу вологообміну в баках ПС	75
4.2 Кінетика вологопереносу в системі паливо - вода – над паливний простір в баку-кесоні ПС	81
4.3 Результати експериментальних досліджень напряму та інтенсивності дифузії вологи в авіаційному паливі у баці-кесоні за умов типового польоту	92
Висновки до розділу 4	93
РОЗДІЛ 5 ОХОРОНА ПРАЦІ	94
5.1 Небезпечні та шкідливі виробничі чинники під час роботи з проєктованим діагностичним стендом	94
5.2 Організаційні і конструктивно-технологічні заходи по зменшенню впливу небезпечних факторів	95
5.3 Алгоритм розрахунків вібрації	98
5.4 Заходи пожежної безпеки для діагностичного стенду	104
5.5 Інструкція по охороні праці при експлуатації експериментальних стендів паливних систем	107
Висновки до розділу 5	109
РОЗДІЛ 6 ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА	110
6.1 Параметри емісії двигуна Д-436-148ФМ (літак Ан-178)	110
6.2 Оцінка екологічно-економічного збитку від експлуатації	

	7
діагностичного стенду для випробувань паливних систем вантажних літаків...	115
Висновки до розділу 6	118
ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ	119
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	123

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ ТА УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

АП -	авіаційні правила;
АТ -	авіаційна техніка;
БП -	безпека польотів;
БЦП -	бак в центроплані крила;
ВВ -	витратний відсік;
ДСУ -	допоміжна силова установка;
ЕВН -	електропривідний відцентровий насос;
ЕВНГР -	електропривідний відцентровий насос змінного струму трифазний;
КНТ -	клапан надлишкового тиску;
КТВВ -	термобароклав;
НЕСПС -	натурний експериментальний стенд паливної системи ПС;
ПВ -	програма випробувань;
ПВКР -	противодокристалізаційна рідина;
ПС -	повітряне судно;
ПСх -	паливосховище;
ПУРП -	пульт управління та реєстрації параметрів;
ПФ -	паливний фільтр;
СДГ -	сигналізатор тиску;
СМОЗП -	система масообмінного збезводнювання палива;
СПП -	стенд підготовки якості палива;
ТДР -	датчик витратоміру;
ТО -	технічне обслуговування;
ТПК -	температура початку кристалізації;
ТРДД -	турбореактивний двигун двоконтурний;
ЦА -	цивільна авіація.

ВСТУП

Частина конструкції повітряного судна (ВС), що виконує на борту ПС одну або кілька однотипних функцій, конструктивно спроектована та виготовлена як окрема технічна система, що має з іншими функціональними системами зв'язку, необхідні для забезпечення загальної працездатності ПС як технічного об'єкта називається функціональною системою ПС. Враховуючи високі вимоги до безпеки польотів та надійності авіаційної техніки, при проектуванні функціональних систем є обов'язковими стендові випробування, що базуються на адекватно фізичній сутності об'єкта розроблених програм та методиках проведення експериментальних досліджень.

Експеримент є найважливішою частиною наукових досліджень про. У науковій мові та дослідницькій роботі термін «експеримент» зазвичай використовується у значенні загальному для цілого ряду поєднаних понять: досвід, цілеспрямоване спостереження, відтворення об'єкта пізнання, організація особливих умов його функціонування, перевірка передбачення.

Основною метою експерименту є виявлення властивостей об'єктів, що досліджуються, перевірка справедливості гіпотез і на цій основі широке і глибоке вивчення теми наукового дослідження. Постановка та організація експерименту визначається його значенням. Експерименти, що проводяться у різних галузях науки, є галузевими та мають відповідні назви: хімічні, біологічні, фізичні, психологічні, соціальні тощо.

Натурний експеримент проводиться у природних умовах та на реальних об'єктах. Цей вид експерименту часто використовують у процесі натуральних випробувань виготовлених систем. Залежно від місця проведення випробувань натурні експерименти поділяються на виробничі, польові, полігонні, напівнатурні тощо.

Простий експеримент використовується для вивчення об'єктів, що не мають розгалуженої структури, з невеликою кількістю взаємозалежних та взаємодіючих елементів, що виконують найпростіші функції.

Вирішальний експеримент ставиться перевірки справедливості основних положень фундаментальних теорій у разі, коли дві чи кілька гіпотез однаково узгоджуються з багатьма явищами. Ця згода призводить до складнощі, яку саме з гіпотез вважати правильною. Вирішальний експеримент дає такі факти, які узгоджуються з однією з гіпотез та суперечать іншій.

Методологія експерименту – це структура експерименту, тобто. постановка та послідовність виконання експерименту. Вона включає наступні етапи:

- розробка плану програми експерименту;
- оцінка вимірювань та вибір засобів для проведення експерименту;
- проведення експерименту;
- обробка та аналіз експериментальних даних.

План програми експерименту включає найменування теми дослідження; робочу гіпотезу, методику експерименту, перелік необхідних матеріалів, приладів, установок; список виконавців, календарний план та кошторис. Методика експерименту - це система прийомів чи способів для послідовного, найефективнішого здійснення експерименту. Методика включає:

- мету та завдання експерименту;
- вибір факторів, що варіюються;
- обґрунтування засобів та потреби кількості вимірювань;
- опис проведення експерименту;
- обґрунтування способів обробки та аналізу результатів експерименту.

Щоб виконати експеримент у найкоротший термін і з найменшими витратами, отримуючи при цьому достовірну інформацію, потрібне достовірне планування. Цього можна досягти, слідуючи при плануванні певних правил, які враховують імовірнісний характер результатів вимірювань та наявність зовнішніх перешкод, що впливають на об'єкт, що вивчається. При плануванні всі фактори, що визначають процес, змінюються одночасно за певними правилами, а результати експерименту видаються у вигляді математичної моделі, яка має конкретні статистичні властивості.

1 ФУНКЦІОНАЛЬНА СИСТЕМА ПОВІТРЯНОГО СУДНА ЯК ОСНОВНА СКЛАДОВА ЧАСТИНА ЙОГО КОНСТРУКЦІЇ

1.1 Класифікація функціональних систем повітряних суден

Функціональна система повітряного судна (ПС) – частина конструкції ПС, що виконує на борту ПС одну або кілька однотипних функцій, конструктивно спроектована та виготовлена як окрема технічна система, що має з іншими функціональними системами зв'язку, необхідні для забезпечення загальної працездатності ПС як технічного об'єкта.

При проектуванні ЗС у світовій авіаційній практиці склалася певна уніфікація у підходах проектування функціональних систем, компонування їх на борту, конструктивних особливостей, оформлення конструкторської та експлуатаційної документації. У конструкторських бюро цим займаються спеціалізовані окремі підрозділи (відділи), які мають значний досвід роботи з цих проблем, технічні підходи та традиції та, по суті, є окремими творчими колективами-суміжниками при проектуванні ЗС у цілому. Особливо це характерно у сучасних умовах глобальних корпоративних зв'язків розробників та виробників авіаційної техніки.

Розглянемо типову структуру складу функціональних систем ЗС на прикладі літака Ан-140 розробки Дослідно-конструкторського бюро ім. О.К.Антонова.

Літак Ан-140 призначений для перевезення пасажирів, багажу, пошти та вантажів на регіональних авіалініях з великими пасажиропотоками, а також на окремих міжнародних лініях з можливістю експлуатації як на аеродромах зі штучним покриттям, так і на ґрунтових ЗПС [36].

Літак може виготовлятися двох типів: Ан-140 та Ан-140-100 (з подовженим крилом).

Залежно від складу радіоелектронного обладнання, літак може виготовлятися кількох моделей типу:

1) Ан-140 – Ан-140-010, Ан-140-011, Ан-140-012, Ан-140-014, Ан-140-015;

2) Ан-140-100 – Ан-140-110, Ан-140-III, Ан-140-112, Ан-140-114, Ан-140-115.

Екіпаж складається з трьох осіб: командира повітряного судна, другого пілота та бортпровідника.

Варіанти компонування:

- пасажирський – до 52 місць з багажем;
- пасажирсько-вантажний (36, 28 або 20 місць та вантажу масою 1650, 2650 або 3650 кг відповідно).

Літак являє собою суцільнометалевий моноплан з високорозташованим крилом, однокільовим вертикальним і класичним горизонтальним оперенням.

Літак оснащений двома турбогвинтовими двигунами ТВЗ-І7ВМА-СБМ1 та допоміжною силовою установкою (ДСУ) з двигуном АІ9-ЗБ, встановленим у хвостовій частині фюзеляжу.

Фюзеляж типу напівмонок циліндричної форми в середній частині і конічної форми з подвійною кривизною в носовій та хвостовій частинах. Каркас фюзеляжу включає працюючу обшивку, поздовжній силовий набір. Фюзеляжі розміщені: кабіна екіпажу та транспортна кабіна. У транспортній кабіні знаходяться пасажирський салон з вестибюлем та туалетом та задній багажно-вантажний відсік.

У закінченні фюзеляжу знаходиться відсік ДСУ. Під підлогою кабіни в середній частині фюзеляжу розміщено підпільний багажно-вантажний відсік.

Крило літака - високорозташоване, вільно несуче, трапецієподібної форми в плані з прямокутним центропланом. По розмаху крило ділиться на центроплан та дві відокремлені частини (ВЧК).

Оперення літака - вільнонесуче, однокільове, встановлено на фюзеляжі, складається з горизонтального та вертикального оперення.

Горизонтальне оперення включає стабілізатор, що складається з двох консолей і навішеного на кожній консолі керма висоти з роговою та осьовою компенсаціями. На кожній половині керма висоти встановлені тримери-сервокомпенсатори – внутрішній та зовнішній.

Вертикальне оперення включає: киль, форкіль та кермо напряду. Кермо напряду має рогову та осьову компенсації. На кермі напряду встановлено тример-сервокомпенсатор.

Силова установка літака складається з двох рухових установок ТВЗ-117ВМА-СБМ1 з повітряними гвинтами АВ-140 та систем, що забезпечують їх роботу: паливного, масляного, пожежного захисту, протиобмерзання, управління, контролю та запуску, ДСУ.

Двигун ТВЗ-117ВМА-СБМ1 - турбогвинтовий, складається з газотурбінного приводу та редукторів (переднього та заднього). Особливістю конструкції двигуна є наявність у ньому вільної турбіни для приводу валу повітряного гвинта, що не пов'язана кінематично з ротором турбокомпресора.

Двигуни розміщені в гондолах та кріпляться до крила літака за допомогою стрижневої ферми та заднього вузла підвіски.

Допоміжна силова установка складається з двигуна АІ9-ЗБ та систем, що забезпечують його роботу.

Шасі літака виконано за триопорною схемою і складається з передньої та двох основних опор.

Основні опори мають стійки важільного типу - ліву та праву, на кожній з яких встановлено по два гальмівні колеса. Стійки основних опор забираються у відсіки основних опор шасі. Шасі оснащено системами: управління шасі, управління рульовим пристроєм стійки передньої опори, гальмування коліс основних опор.

Літак Ан-140 у своїй конструкції включає наступні основні конструктивні елементи та функціональні системи:

- система кондиціонування повітря;
- система протизледеніння;
- кисневе обладнання;
- пневматична система;
- обладнання автоматичного управління польотом;
- пілотажно-навігаційне обладнання;

- радіоапаратура літаководіння;
- радіоапаратура розпізнавання та активної відповіді;
- система електропостачання;
- освітлення та світлова сигналізація;
- побутове та аварійно-рятувальне обладнання;
- система водопостачання та видалення покидьків;
- транспортне обладнання;
- пожежне обладнання;
- паливна система;
- допоміжна силова установка;
- система керування літаком;
- гідравлічна система;
- шасі;
- двері, люки, стулки;
- оперення;
- ліхтар, вікна;
- крило;
- гондола двигуна;
- силова установка;
- система управління двигунами;
- прилади контролю двигунами;
- масляна система;
- система запуску;
- зв'язне обладнання;
- приладове обладнання;
- бортові засоби контролю та реєстрації польотних даних.

З переліку функціональних систем видно, що у конструктивному плані це різнотипні технічні вироби. Для їх випробувань потрібний індивідуальний підхід, спеціально орієнтовані та адаптовані методики, оригінальне випробувальне обладнання.

Враховуючи сказане, у рамках цієї роботи зупинимося на стендових випробуваннях паливної системи літака.

1.2 Види випробувань функціональних систем авіаційної техніки

Процеси управління характерні для всіх етапів життєвого циклу (ЖЦ) технічних систем. Основними етапами цього циклу є науково-дослідні роботи, дослідно-конструкторські роботи, серійне виробництво та експлуатація. Невід'ємним та наукомістким етапом ЖЦ є випробування.

Випробування - це експериментальне визначення кількісних та (або) якісних властивостей об'єкта як результату впливу на нього при його функціонуванні [33].

У будь-якому випробуванні виділяють такі чотири етапи (фази): планування, проведення, обробка результатів, аналіз отриманих результатів та прийняття рішення.

У ході випробувань мають бути встановлені характеристики властивостей об'єкта, показники якості, надійності, працездатності та ергономічності. Загальною метою випробувань і контролю забезпечення високої (заданої) надійності літального апарату, тобто. його можливості виконати повному обсязі задані функції протягом певного часу як і наземних умовах (мають місце під час транспортування, підготовки, запуску тощо.), і умовах польоту.

Для контролю характеристик об'єкта необхідно визначити їх номінальні значення. Це відбувається в процесі проектування і уточнюється на етапі тестування. Перевірка відповідності об'єкта встановленим технічним вимогам називається технічним контролем.

Для будь-якого виду контролю характерні два етапи [34]:

- 1) отримання інформації про технічний стан об'єкта;
- 2) зіставлення отриманої інформації із заданими вимогами та встановлення відповідності фактичних даних необхідним значенням.

Для першого етапу характерне застосування засобів контролю, призначених для перетворення інформації, що надходить від об'єкта контролю.

Визначають контрольну точку, яка є частиною об'єкта та знаходиться на ньому. У ній, як правило, розміщують датчик або проводять відбір проби речовини.

Умови випробування – це сукупність факторів, що впливають, або режимів функціонування об'єкта при проведенні випробувань.

Випробування класифікуються за видами (рисунок 1.1).

Вид випробувань – класифікаційна група випробувань за конкретною ознакою.

Випробування класифікуються за такими ознаками:

- рівень проведення;
- мета проведення;
- місце проведення;
- характер зовнішніх впливів;
- тривалість випробувань;
- вплив на об'єкт процесу випробувань;
- обумовлені показники;
- стадії життєвого циклу виробу [34].

Випробування за метою проведення поділяються на:

- *дослідницькі випробування* проводяться для вивчення певних характеристик об'єкта;

- *контрольні випробування* - для перевірки якості об'єкта на всіх стадіях життєвого циклу виробу;

– *порівняльні випробування* – випробування аналогічних за характеристиками або ідентичних об'єктів, що здійснюються в рівних умовах з метою порівняння їх характеристик;

– *визначальні випробування* проводяться з метою визначення значень характеристик об'єкта із заданими точністю та (або) достовірністю.

При різних зовнішніх впливах можуть виникнути умови, що призводять до обмеження чи втрати працездатності виробу або його складових частин у процесі експлуатації.



Рисунок 1.1 – Класифікація випробувань

До зовнішніх факторів відносяться: дія довкілля та особливості експлуатації, пов'язані з місцем встановлення виробу та (або) умовами його транспортування.

Лабораторні випробування за тривалістю впливу та значенням навантажень, що впливають, поділяють на нормальні, прискорені та скорочені.

Нормальні лабораторні випробування проводяться протягом терміну, встановленого технічною документацією, за впливом одного або кількох зовнішніх факторів, що відповідають умовам реальної експлуатації.

Прискорені випробування забезпечують отримання необхідного обсягу інформації за більш короткий термін, ніж при нормальних випробуваннях. Прискорення процесу випробувань досягається за рахунок посилення випробувальних режимів (підвищення температури, збільшення вологості і т.д.), а також форсування режимів роботи випробуваного виробу. При жорстких умовах випробувань необхідно, щоб параметри випробувальних режимів не перевищували граничні норми.

Скороченими називаються лабораторні випробування, які проводяться за скороченою програмою.

За принципом здійснення розрізняють фізичні випробування та випробування з використанням математичних, фізичних та фізико-математичних моделей об'єкта випробувань, що дозволяють виконувати випробування методами моделювання.

Математичне моделювання засноване на побудові та вивченні математичних моделей, що є математичним описом фізичних процесів, що відбуваються в об'єкті випробувань при впливі на нього зовнішніх факторів або при його роботі в нормальних умовах.

При випробуваннях, що не руйнують, всі параметри об'єкта не перевищують граничних значень. При цьому після проведення випробувань можлива подальша експлуатація виробу.

Руйнівні випробування – це випробування, внаслідок яких один або кілька параметрів об'єкта можуть досягти граничного значення та подальша

експлуатація без заміни виробу буде неможливою. Також можлива випадкова поява дефектів у ході подальшої експлуатації.

Випробування з визначених характеристик виробів поділяються на функціональні випробування, випробування на надійність та безпеку.

Функціональні випробування проводяться для визначення технічних характеристик виробу, що характеризують його функціонал (призначення).

Випробування на надійність передбачають визначення параметрів безвідмовності, працездатності, довговічності, ремонтпридатності, зберігання, транспортабельності. Ці випробування проводять з метою виявлення відповідності фактичних показників надійності виробів вимогам, закладеним у нормативно-технічній документації. Контрольні випробування виробів на надійність дозволяють встановити відповідність значень показників надійності встановленим вимогам.

Випробування на безпеку проводять для перевірки якості виготовлення виробу, що забезпечує споживачу безпечну роботу навіть у разі недбалого з ним поводження. Випробування на безпеку проводять як у нормальних умовах, так і в умовах виникнення несправності.

Випробування на безпеку бувають граничні та технологічні.

Технологічні випробування призначені для перевірки якості виготовлення та збирання об'єкта випробування.

Граничні випробування проводяться для виявлення області працездатності виробу. Межами працездатності є максимально допустимі параметри виробу.

Випробування на стадіях життєвого циклу. На стадії розробки виробу проводяться дослідні випробування, що базуються на застосуванні математичних моделей.

Для визначення ступеня відповідності характеристик об'єкта параметрам, встановленим у нормативно-технічній документації, здійснюють контрольно-дослідні випробування.

Після випробування дослідних зразків або дослідної партії виріб піддається контрольним випробуванням з метою встановлення можливості постановки об'єкта на приймальні випробування.

На стадії виробництва проводять контрольні-кваліфікаційні випробування настановної серії або промислової партії для визначення можливості підприємства випускати цю продукцію у встановлені терміни, з певним обсягом та якістю виготовлення.

Готова продукція піддається контрольним-давальною випробуванням, що їх проводить служба технічного контролю. Потім представник замовника, у присутності представника заводу, проводить приймально-здатні випробування [35].

Перед проведенням випробувань розробляється програма випробувань. *Програма випробувань* – це документ, що визначає об'єкт, мету проведення випробувань, види випробувань, послідовність, обсяг та умовне місце їх проведення, порядок та строки, а також встановлені види звітності та відповідальності за проведення випробувань.

Фактичний рівень показників якості для виробів авіаційної та ракетної техніки оцінюється при наземних та льотних випробуваннях.

У зв'язку з великою небезпекою та відомим ступенем ризику для людини, кількість льотних випробувань намагаються знизити, замінити їх наземним відпрацюванням виробів з урахуванням усіх зовнішніх факторів.

Усі наземні випробування мають бути закінчені на початок проведення льотних. Наземні відробіткові випробування поділяються на автономні та комплексні.

При проведенні автономних випробувань об'єктом є окремі вузли та агрегати літального апарату. Автономні випробування – продовження проектною розробки, конструкторської розробки та технологічного відпрацювання виробу.

У ході проведення експериментальних випробувань визначається правильність прийнятих при розробці та виробництві рішень, визначається

відповідність усіх параметрів виробу вимогам, закладеним у нормативно-технічній документації.

Під час проведення автономних випробувань визначаються справжні значення запасу працездатності виробу, виявляються конструкторські та технологічні дефекти, відпрацьовується технологічна документація.

На рисунку 1.2 приведені види випробувань в залежності від типу виробництва авіаційної техніки.

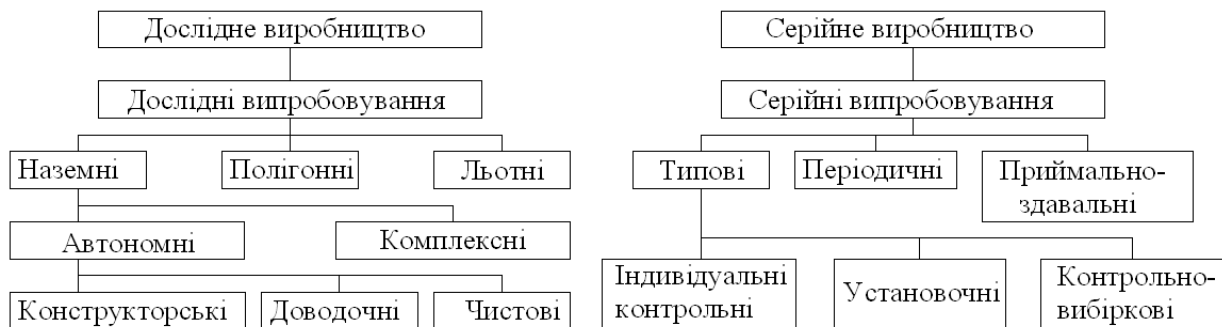


Рисунок 1.2 – Види випробувань в залежності від типу виробництва

Комплексні випробування проводяться з метою відпрацювання всієї системи загалом. У результаті випробувань визначаються експлуатаційно-технологічні характеристики літального апарату.

Льотні випробування є заключним етапом відпрацювання під час якого остаточно визначаються основні характеристики літального апарату. Літні випробування проводяться з метою підтвердження заданих технічних характеристик та надійності літального апарату, його складових частин та систем. У процесі льотних випробувань реалізуються ті завдання експериментальної обробки (рисунок 1.3), які з економічних чи будь-яких інших причин недоцільно проводити при наземному відпрацюванні.

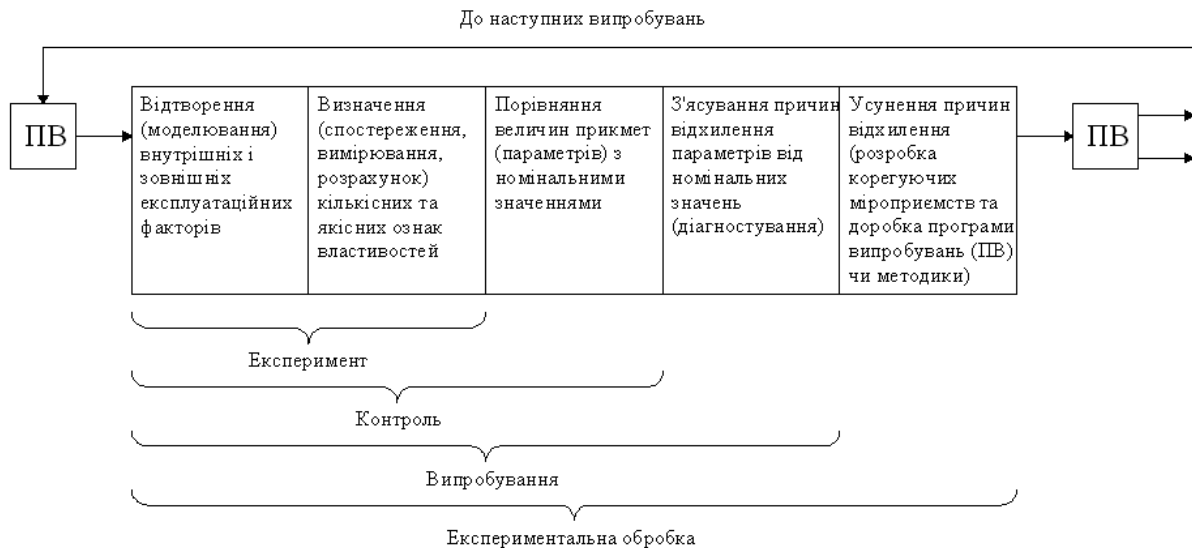


Рисунок 1.3 – Узагальнена схема експериментального відпрацювання у процесі льотних випробувань

Випробування за умов тривалої експлуатації є льотними випробуваннями. До них відносяться: експлуатаційні, на надійність, на довговічність, на технологічність та інші види випробувань.

Експлуатаційні випробування є найтривалішим етапом випробувань і проводяться в типових умовах експлуатації дослідної серії та на літаках-лідерах. Метою випробувань є перевірка функціонування, працездатності всіх систем у процесі тривалої експлуатації. Як правило, проводяться інженерний аналіз відмов та несправностей, відпрацювання зауважень льотного персоналу з технічного обслуговування, що є частиною комплексу приймально-здавальних та державних випробувань.

Випробування на надійність проводяться для визначення середнього часу та кількості циклів до відмови, визначення та перевірки надійності об'єкта, а також для визначення граничних термінів зберігання та роботи.

Результатом випробувань є якісна та кількісна оцінка надійності. Основне завдання якісної оцінки - аналіз відмов та несправностей, що з'являються в ході технічної експлуатації.

Кількісна оцінка надійності полягає у визначенні показників надійності на основі зібраної статистики.

Випробування на довговічність проводяться визначення терміну працездатності агрегатів і систем, заданого терміном служби чи фактичним станом об'єкта. Від випробувань на надійність вони відрізняються тим, що проводяться до появи ознак зносу та старіння.

З метою перевірки конструктивно-технологічних властивостей об'єкта на пристосованість проведення технічного обслуговування та ремонту (ТОіР) проводять випробування на технологічність.

Оцінка технологічності включає доступність до всіх об'єктів, що вимагають проведення (ТОіР), а також включає поняття: легкознімність, взаємозамінність, контролепридатність. Оцінка проводиться на всіх етапах створення повітряних суден спільно з представниками замовника та виробника.

Так само при випробуванні авіаційної та ракетної техніки виділяють стендові та льотні випробування.

1.3 Особливості конструкції паливної системи літака Ан-140

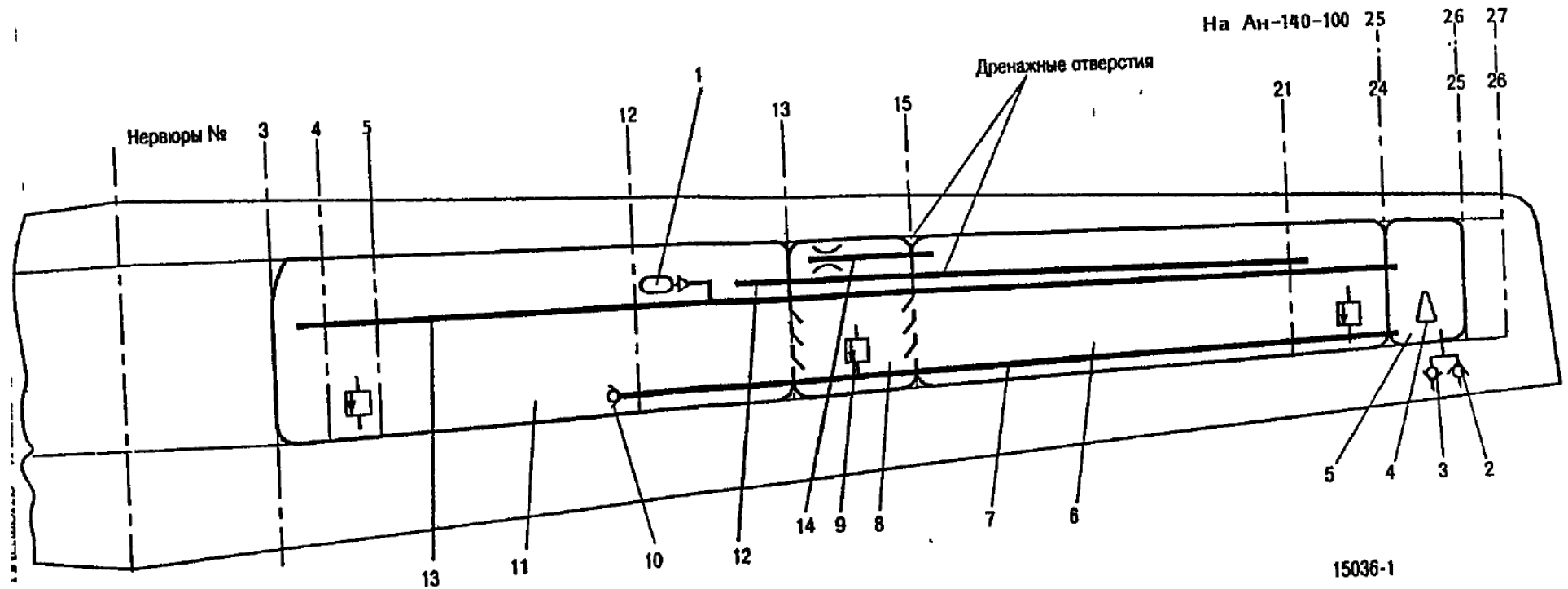
Методичні основи діагностування функціональних систем повітряних суден розглянемо на прикладі стендових випробувань паливної системи літака Ан-140.

Паливна система призначена для розміщення на літаку палива та подачі його до двигунів та ДСУ у всіх допустимих умовах експлуатації літака.

Паливна система (ТС) включає [36]:

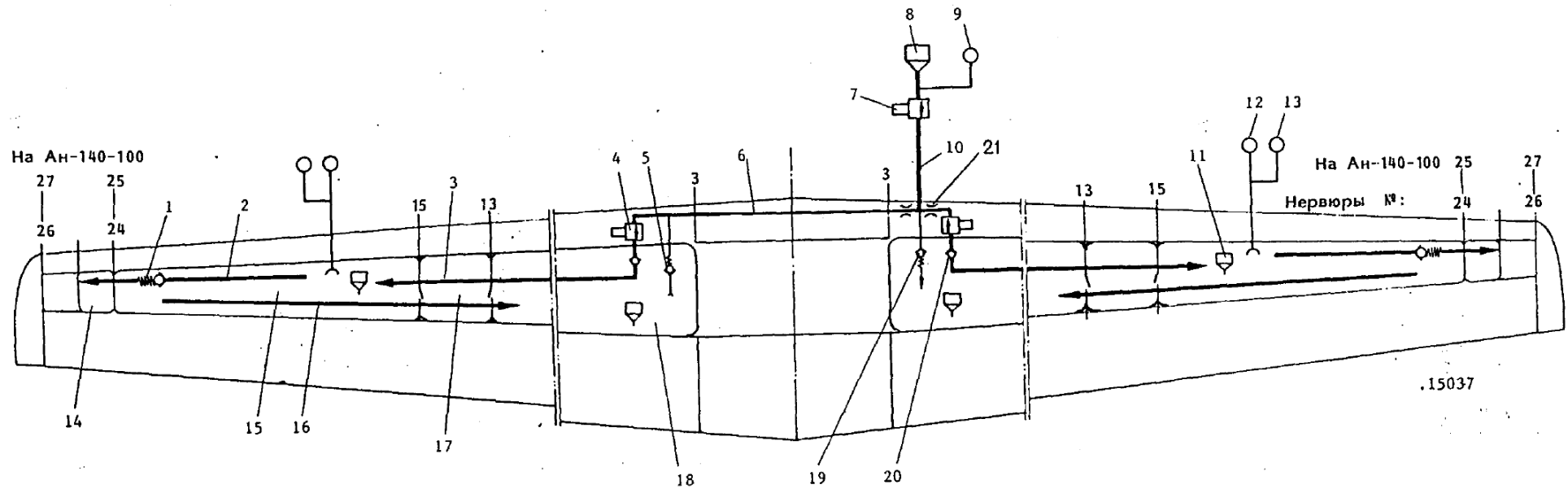
- паливні ємності;
- систему дренажу (рисунок І.4) паливних баків;
- систему централізованої заправки (рисунок 1.5) ;
- систему подачі палива до двигунів (рисунок 1.6) (систему вироблення палива);
- органи управління та контролю ТЗ;
- паливовимірвальну систему (ТІС-140).

Паливо розміщується у двох баках-кесонах крила, що становлять основу конструкції крила.



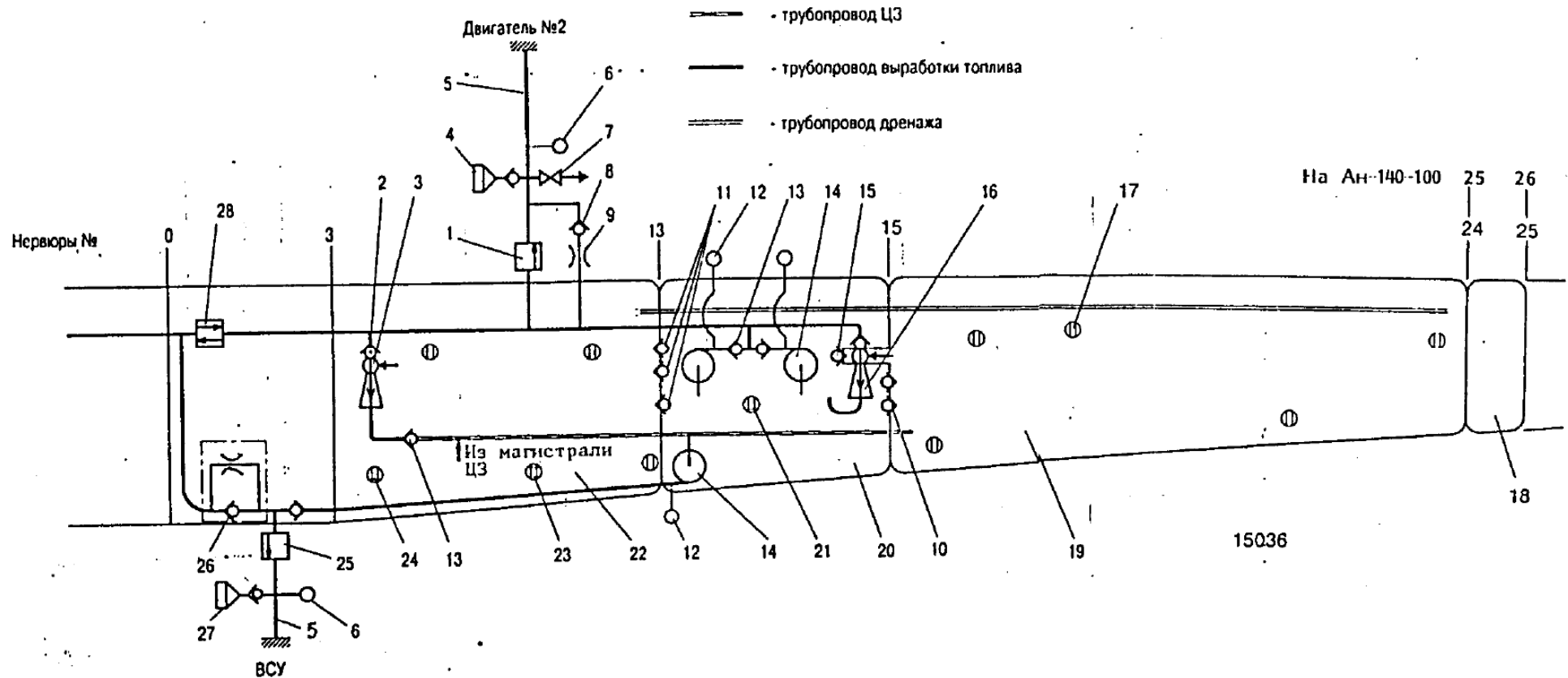
1 – поплавковый клапан; 2 – клапаны надлишкового тиску; 3 – вакуумний клапан; 4 - повітрязабірник дренажу; 5 – дренажний відсік; 6 + 8 – видатковий відсік; 7 - трубопровід зливу; 8 – насосний відсік; 9 – клапан зливу конденсату; 10 – зворотний клапан; 11 - видатковий відсік; 12 - трубопровід дренажу видаткового відсіку; 13 - трубопровід дренажу передвитратного відсіку; 14-трубопровід дренажу насосного відсіку

Рисунок 1.4 – Принципова схема системи дренажу та клапани зливу конденсату



1 - підпружинений зворотний клапан; 2, 3 – трубопровід; 4 – електрокерований перекривний кран заправки 768600А; 5 – вакуумний клапан; 7 - керована заслінка; 8 штуцер централізованої заправки ОСТ1 11320-74; 9 – сигналізатор тиску СДГ-5А; 10 – магістральний трубопровід; 11 - заливна горловина; 12 - сигналізатор тиску СДГ-0,1М; 13 - сигналізатор тиску СДГ-0,2; 14 – дренажний відсік; 15+17 – видатковий відсік; 16 – трубопровід переливу; 17 – насосний відсік; 18 - передвитратний відсік; 19 – клапан терморозвантаження; 20 - зворотний клапан 989АТ-2-32; 21 - дросель

Рисунок 1.5 – Принципова схема системи централізованої заправки



1 – пожежний кран дв. №2; 2 – зворотний клапан; 3 – струменевий насос; 4 – штуцер консервації; 5 - трубопровід з обмежено-рухливими з'єднаннями; 6 – сигналізатор тиску; 7 – кран зливу палива; 8 – зворотний клапан; 9 – жиклер; 10, 11, 15 - міжбаковий зворотний клапан; 12 - сигналізатор тиску; 13 – зворотний клапан; 14 - електричний відцентровий насос ЕЦН-75Б; 16 - струменевий насос; 17 - датчик паливоміру; 18 – дренажний відсік; 19 - консольна частина витратного відсіку; 20 - насосний відсік (складова частина витратного відсіку); 21 - датчик паливоміру з сигналізатором резервного залишку, компенсатором і датчиком температури; 22 - передвитратний відсік; 23 - датчик паливоміру з сигналізатором і ЦЗ та закриття заслінки; 24 - датчик паливоміру з компенсатором та датчиком температури; 25 - пожежний кран ЗСУ; 26 - зворотний клапан; 27 – штуцер консервації; 28 - кран кільцювання

Рисунок 1.6 – Принципова схема системи виробітку палива

Кожен бак розташований у частині крила (ОЧК) між нервюрами № 3 -24 (на Ан-140-100 - між нервюрами № 3-25).

Кожен двигун живиться зі свого бака. Магістралі живлення двигунів з'єднані між собою магістраллю кільцювання, де встановлено кран кільцювання. Це дозволяє виробляти подачу палива до одного двигуна з бака іншого напівкрила, подачу палива до обох двигунів. одного бака або подачу палива до одного двигуна з обох баків.

Бак складається з передвитратного та видаткового відсіків. Витратний відсік складається з консольної частини видаткового відсіку (за нервюрою №15) та насосного відсіку, розташованого між нервюрами № 13 та 15.

Порядок-виробітку палива: передвитратний відсік, видатковий відсік, в якому паливо з насосного відсіку виробляється в останню чергу.

У польоті паливо перекачується з передвитратних відсіків у консольні частини витратних відсіків, та їх - у насосні.

Живлення двигуна паливом здійснюється із насосного відсіку свого бака двома електричними відцентровими насосами. Насоси встановлені в монтажні пристрої, що дозволяють їх заміну без зливу палива з бака.

Вироблення палива з передвитратного та видаткового (без насосного) відсіків бака здійснюється перекачуванням струменевими насосами, встановленими у цих відсіках. При знеструмлених насосах живлення двигунів паливом здійснюється самопливом із усіх відсіків під дією розрідження у магістралі живлення, створюваного паливними насосами двигунів. Паливо, що надходить у двигуни, підігрівається в паливно-олійних агрегатах двигунів.

Живлення паливом ДСУ забезпечується з правого бака електричним відцентровим насосом, встановленим у цьому баку, а при працюючих основних відцентрових насосах - з будь-якого бака.

Літак заправляється паливом через централізовану заправну штуцеру, встановлену в носовій частині правого обтічника шасі. З форсунки паливо під тиском подається по магістральному трубопроводу до електрокерованих запірних клапанів для заповнення, а потім по трубопроводах до консольних

частин живильних відсіків цистерн. Передвитратні відсіки резервуарів заповнюються останніми.

Потрібний рівень заправки баків забезпечується ручним закриттям перекирних кранів заправки. У разі повної заправки баків крани автоматично закриваються за сигналами паливовиміральної системи (ТІС-140).

Після закінчення заправки паливо із трубопроводів відкачується у паливозаправник. Час повного заправлення баків не перевищує 15 хв.

Система централізованої заправки має світлову та звукову сигналізацію про небезпечне підвищення тиску в баках або трубопроводі заправки. Запобіжні клапани запобігають руйнуванню баків при підвищенні або зниженні тиску в них щодо атмосферного при закритих повітрязабірниках дренажу.

При необхідності заправка літака паливом може здійснюватися через горловини, виконані у верхній панелі крила. Кожен бак має дві заливні горловини. Заправка здійснюється за допомогою пістолета.

Для роботи двигунів та ДСУ застосовуються палива:

- основне ТС-1 (ГОСТ 10227-86);
- дублююча РТ (ГОСТ 10227-86).

При температурі зовнішнього повітря в місці заправки $+5^{\circ}\text{C}$ та нижче для виключення утворення кристалів льоду в паливо додаються противодокристалізаційні (ПВК) рідини "І" (ГОСТ 8313-88), "І-М" (ТУ6-10-1458-79) або іноземні аналоги в кількості $0,1+^{0,05}\%$ від обсягу палива.

Дані про кількість палива, що заправляється, при централізованій і відкритій заправці наведені в таблиці 1.1.

Злив палива з баків здійснюється через крани зливу, встановлені у гондолах двигунів із включенням бакових паливних насосів. При використанні магістралі кільцювання паливо з обох баків може бути злито через кран будь-якого двигуна.

Злив відстою палива здійснюється самопливом через клапани зливу конденсату, встановлені у нижній панелі крила. Кожен відсік бака має власний клапан зливу конденсату.

Системи дренажу паливних баків – роздільні для лівого та правого баків. Дренаж відсіків бака здійснюється через дренажний відсік, розташований між нервюрами та 24-25 (на Ан-140-100 - № 25-26). У нижній панелі дренажного відсіку встановлено повітрязабірник.

Таблиця 1.1 - Кількість палива, що заправляється, при централізованій і відкритій заправці паливних баків літака Ан-140

Відсік	Кількість заправного палива, кг			
	Централізоване заправлення		Відкрите заправлення	
	$\gamma = 0,775 \text{ г/см}^3$	$\gamma = 0,810 \text{ г/см}^3$	$\gamma = 0,775 \text{ г/см}^3$	$\gamma = 0,810 \text{ г/см}^3$
Видатковий відсік	2 x 1355	2 x 1415	2 x 1410	2 x 1470
Витратний відсік (з насосним відсіком) , включаючи залишок, що не виробляється:				
- на Ан-140	2 x 775	2 x 775	2 x 775	2 x 810
- на Ан-140-100	2 x 810	2 x 810	2 x 810	2 x 846
Всього:				
- на Ан-140	4260	4450	4370	4560
- на Ан-140-100	4330	4522	4440	4632

Дренажний відсік трубопроводом пов'язаний із передвитратним відсіком, а передвитратний – з консольною частиною видаткового.

Дренаж насосного відсіку здійснюється через дренажний отвір у верхній частині нервюри №15 та через трубопровід, що з'єднує насосний відсік з консольною частиною видаткового.

Паливо, що потрапило в дренажний відсік з передвитратного відсіку при еволюціях літака, трубопроводом зі зворотним клапаном зливається в передвитратний відсік. Для захисту бака від руйнування у разі, коли при закритому повітрязабірнику проводиться заправка або злив палива, дренажний відсік повідомляється з атмосферою через блок клапанів, що містить надлишковий тиск клапан і вакуумний клапан.

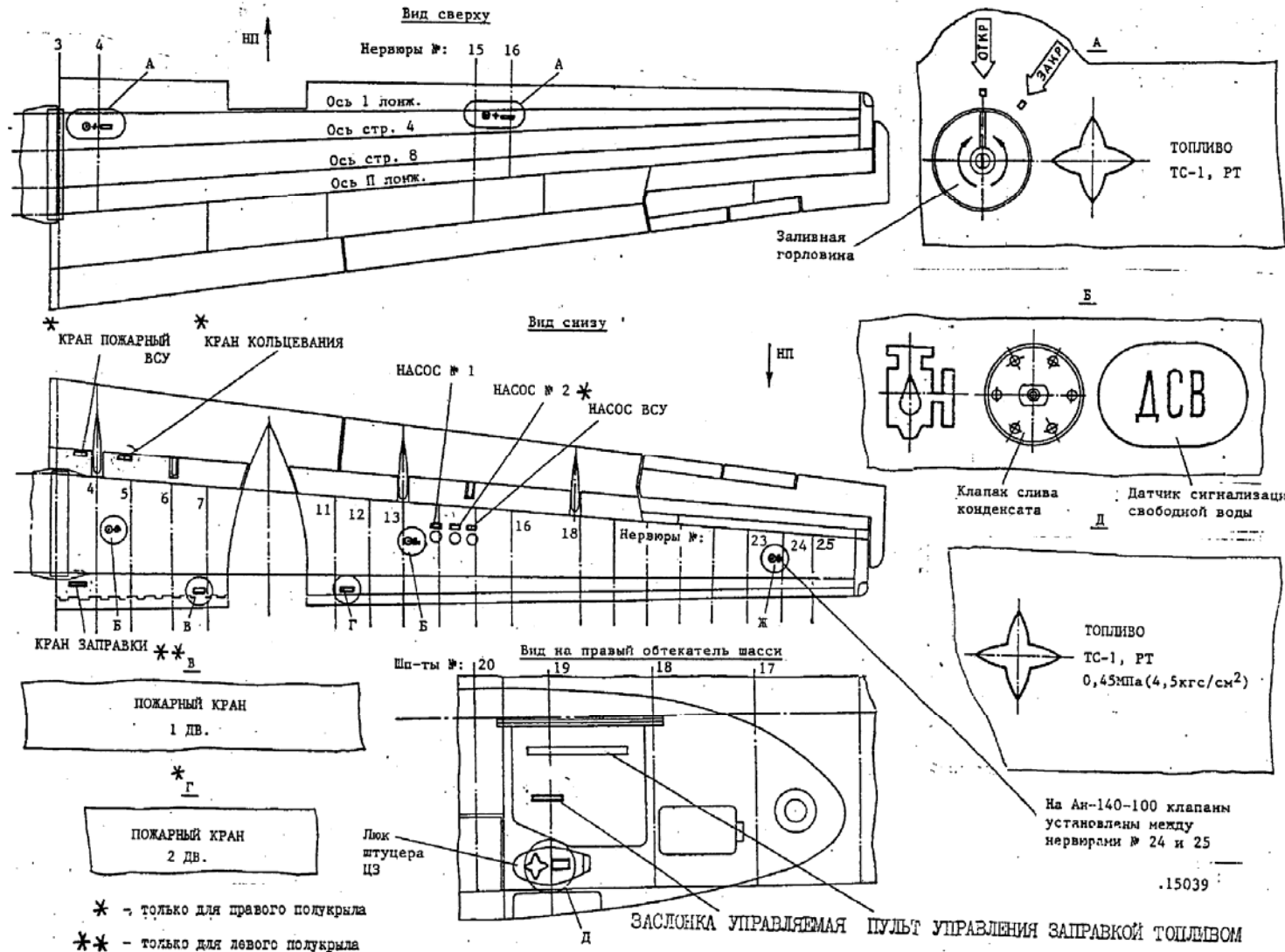
Паливовимірвальна система (ТІС-140) є багатофункціональною.

Електроживлення паливної системи та її підсистем здійснюється постійним струмом напругою 27 В.

Розташування точок обслуговування паливної системи наведено на рисунку 1.7.

Доступ до агрегатів та трубопроводів паливної системи здійснюється через люки на нижній панелі крила, знімні панелі на верхній поверхні крила та відкидні панелі на нижній.

ПРАВОЕ ПОЛУКРЫЛО



* - только для правого полукрыла
 ** - только для левого полукрыла

Рисунок 1.7 – Розташування точок обслуговування паливної системи в крилі та обтічнику шасі

Висновки до розділу 1

1. Функціональна система ПС – частина конструкції ПС, що виконує на борту ПС одну або кілька однотипних функцій, конструктивно спроектована та виготовлена як окрема технічна система, що має з іншими функціональними системами зв'язки, необхідні для забезпечення загальної працездатності ПС як технічного об'єкта.

2. Конструкції повітряного судна включає наступні функціональні системи (на прикладі літака Ан-140):

- система кондиціювання повітря;
- система протизледеніння;
- кисневе обладнання;
- пневматична система;
- обладнання автоматичного управління польотом;
- пілотажно-навігаційне обладнання;
- радіоапаратура літаководіння;
- радіоапаратура розпізнавання та активної відповіді;
- система електропостачання;
- освітлення та світлова сигналізація;
- побутове та аварійно-рятувальне обладнання;
- система водопостачання та видалення покидьків;
- транспортне обладнання;
- пожежне обладнання;
- паливна система;
- допоміжна силова установка;
- система керування літаком;
- гідравлічна система;
- шасі;
- двері, люки, ступки;
- оперення;
- ліхтар, вікна;

- крило;
- гондола двигуна;
- силова установка;
- система управління двигунами;
- прилади контролю двигунами;
- масляна система;
- система запуску;
- зв'язне обладнання;
- приладове обладнання;
- бортові засоби контролю та реєстрації польотних даних.

3. В процесі розробки та дослідного виробництва повітряного судна виділяють наступні види випробувань:

- наземні;
- полігонні (аеродромні);
- льотні;
- автономні;
- комплексні;
- конструкторські;
- доводочні;
- чистові.

4. В межах кваліфікаційної роботи, враховуючи чисельність та конструктивну різноманітність бортових функціональних систем, зупинимося на розгляді процесу і методики стендових випробуваннях паливної системи літака.

2 МОДЕЛЮВАННЯ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ РЕЖИМІВ РОБОТИ ПАЛИВНОЇ СИСТЕМИ ЛІТАКА У СТЕНДОВИХ УМОВАХ

2.1 Чинники, що впливають на роботу паливної системи

Паливна система літака призначена для розміщення на його борту необхідного запасу палива та для безперебійної подачі палива до двигунів у заданій послідовності, за всіх можливих для даного літака режимах та умовах роботи. Крім того, паливні системи можуть виконувати додаткові функції з охолодження інших бортових систем, балансування літака, підтримання положення центру важкості літака в певному діапазоні та ін.

До паливних систем пред'являються загальні вимоги щодо надійності, живучості, пожежної безпеки, масових та габаритних характеристик, простоти конструкції, ремонтпридатності, контролепридатності та експлуатаційної технологічності.

Якщо на ранньому етапі літакобудування паливні системи являли собою баки та найпростіші трубопроводи, то паливні системи сучасних літаків, особливо надзвукових, це складний комплекс великої кількості взаємопов'язаних підсистем: підкачування палива до двигунів, перекачування палива у видатковий бак, управління порядком перекачування палива, систем контролю, наддуву та дренажу паливних баків, заправки та зливу палива на землі та в польоті, охолодження та ін.

2.2 Особливості роботи паливних систем при підвищених температурах

При польоті літака із надзвуковими швидкостями ($M = 2 \dots 3$) відбувається кінетичний нагрів його поверхні. При тривалих польотах із надзвуковими швидкостями до палива, що знаходиться в баках літака, підводиться тепло від конструкції літака, і температура палива, без урахування підігріву палива на ділянці від паливних баків до насосів-регуляторів двигуна, може досягати $80 \dots 120$ °С. Такі високі температури палива призводять до великих труднощів у забезпеченні його термічної стабільності та пожежної безпеки, а також

необхідності створення нових термостійких ущільнювальних матеріалів і з'єднань трубопроводів.

З іншого боку, при тривалому дозвуковому польоті на великих висотах внаслідок впливу низької температури навколишнього повітря паливо в баках охолоджується до негативних температур, що призводить до замерзання води, що виділяється з палива. Негативні температури характерні для палива та при експлуатації літаків у зимових умовах.

Розглянемо процес нагрівання палива в баках літака залежно від порядку вироблення палива, застосовуваної теплоізоляції баків та часу польоту з використанням схеми розрахунку, розробленої В.С. Авдуєвським [37].

Кількість тепла dQ_{cm} , що підводиться до палива через змочувану поверхню бака, і dQ_{cn} , що підводиться шляхом випромінювання до його вільної поверхні за час $d\tau$, можна виразити рівняннями:

$$dQ_{cm} = q_{cm} F_{cm} d\tau; \quad dQ_{cn} = q_{cn} F_{cn} d\tau.$$

Отже, загальна кількість тепла dQ , що йде на збільшення тепловмісту палива,

$$dQ = dQ_{cm} + dQ_{cn} = c_p \rho_T V_T dT, \quad (2.1)$$

де q_{cm} , q_{cn} - кількість тепла, що проходить через одиницю площі поверхні; F_{cm} , F_{cn} - площа поверхні нагріву; c_p - питома теплоємність палива; ρ_T - щільність палива; V_T - обсяг палива; T - температура палива.

Поділивши обидві частини рівняння (2.1) на V_T отримаємо:

$$q_{cm} \frac{F_{cm}}{V_T} d\tau + q_{cn} \frac{F_{cn}}{V_T} d\tau = c_p \rho_T dT. \quad (2.2)$$

Вирішуючи рівняння (2.2) для встановленого режиму польоту, отримаємо:

$$T = T_{\text{п.с.}} \left(1 - \frac{T_0}{T_{\text{п.с.}}} \frac{\alpha}{e^{c_p \rho_T \int_0^\tau \frac{F_{\text{см}}}{V_T} d\tau}} \right), \quad (2.3)$$

де $T_{\text{п.с.}}$ – температура вільної поверхні бака; T_0 – початкова температура палива.

Відношення $F_{\text{см}}/V_T$ у рівнянні (2.3) визначає інтенсивність прогріву палива. Очевидно, що для циліндричних баків при збільшенні радіусу бака або при збільшенні ємності прямокутного бака збільшенням його вертикальних розмірів інтенсивність нагрівання буде знижуватися пропорційно зменшенню $F_{\text{см}}$ або збільшенню V_T .

Відношення $F_{\text{см}}/V_T$ змінюється у польоті під час вироблення палива з бака. За відсутності вироблення палива з бака це відношення буде постійним за часом, тобто

$$\int_0^\tau \frac{F_{\text{см}}}{V_T} d\tau = \frac{F_{\text{см}}}{V_T} \tau. \quad (2.4)$$

Якщо бак повністю заповнений паливом, то відношення $F_{\text{см}}/V_T = \text{const}$ і визначається розмірами та формою бака. Особливо велике відношення $F_{\text{см}}/V_T$ мають плоскі баки, що знаходяться в крилах, або баки, що розташовуються у фюзеляжі навколо повітряних каналів від повітрязабірників до двигунів.

Необхідно відзначити, що різке зростання відношення $F_{\text{см}}/V_T$ і, отже, збільшення інтенсивності підігріву палива, незважаючи на зменшення різниці температур $\Delta T = T_{\text{п.с.}} - T_0$, спостерігається в кінці вироблення палива з бака. Щоб уникнути перегріву палива в баках, порядок вироблення повинен забезпечувати прискорене вироблення невеликих залишків палива з баків. З цієї точки зору для зменшення температури палива більш доцільне послідовне вироблення палива з баків, ніж паралельне.

Теплопередача повітряного потоку, що обтікає паливний бак, до палива залежить від характеристик теплоізоляції паливного бака. Навіть при досить

тонких гумових м'яких паливних баках тепловий опір стінки бака різко зростає, і максимальна температура палива знижується. Однак застосування теплоізоляції на основі гуми можливе за порівняно невеликих температур нагрівання конструкції.

Хороші теплоізолюючі властивості мають конструкції з шаруватих панелей з стільниковим або гофрованим заповненням, що отримали широке поширення в конструкціях крил надзвукових літаків.

З метою зниження маси конструкції надзвукового літака, можлива теплоізоляція не всіх баків або часткова теплоізоляція деяких баків. Наприклад, підвісні баки, що виробляються насамперед, не теплоізолюються; фюзеляжні баки, розташовані навколо повітряних каналів (від повітрязбірників до двигунів), зазвичай теплоізолюються тільки з боку повітряних каналів.

Порядок перекачування палива у видатковий бак має бути таким, щоб паливо з гарячих баків витрачалось насамперед.

2.3 Особливості роботи паливних систем за умов низьких температур

Усі авіаційні палива містять розчинену воду. Кількість розчиненої у паливі води при даній температурі може бути різною, залежно від вологості повітря у надпаливному просторі. Якщо вологість повітря постійна, то зі збільшенням температури палива розчинність води у ньому зростає, і волога з повітря перетворюється на паливо. При зменшенні температури палива процес йде у зворотному напрямку: розчинність води у паливі знижується, і надлишок її частково випаровується, а частково випадає як емульсії та опадів. Найбільша кількість води потрапляє в паливо при її конденсації на холодних поверхнях баків та палива восени та навесні, коли вдень паливо нагрівається, а вночі значно охолоджується. При цьому пари води конденсуються на стінках паливних баків у вигляді крапель води або інею (кристалів льоду), які, потрапивши в паливо, частково розчиняються в ньому, а частково осідають на

дні баків. Чим менше палива в баках і чим більше часу літак не був у польоті, тим більше води у паливній системі.

Вода в паливі може бути вільною та емульсійною.

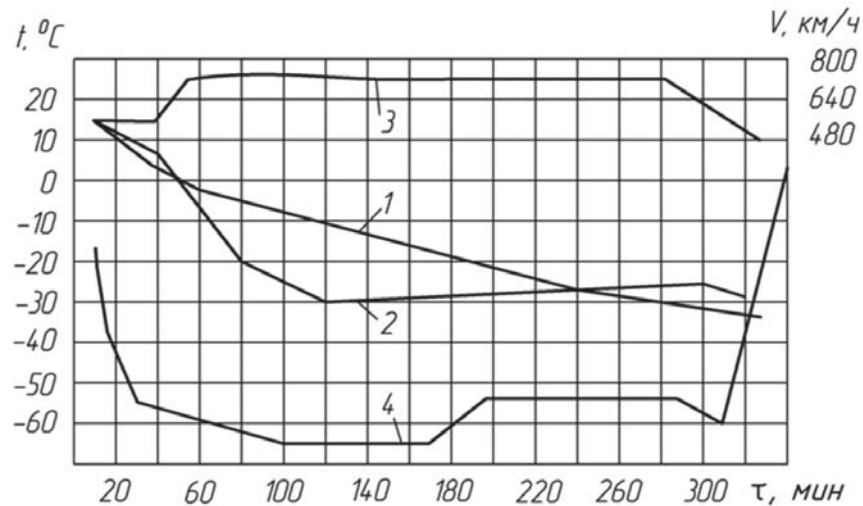
Вільна вода накопичується у відстійниках баків та трубопроводів, звідки при позитивних температурах може бути легко видалена, а при негативних, замерзаючи, заважає зливу відстою та всіляких домішок. При запуску паливних насосів вода, що накопичилася у відстійниках, якщо вона не замерзла, потрапляє в трубопроводи та розноситься по всій паливній системі, накопичуючись у кишнях трубопроводів паливних агрегатів. Так як під час польоту паливо найшвидше охолоджується в застійних трубопроводах, то, щоб уникнути замерзання води в паливних магістралях, необхідно передбачати спеціальні ухили для стікання її в відстійники і намагатися прокладати паливні трубопроводи в місцях, де вони менше обдуваються холодним повітрям.

Емульсійна вода, замерзаючи, утворює кристали льоду, що блокують паливні фільтри, а при попаданні в паливну апаратуру кристали льоду закупорюють жиклери автоматичних пристроїв, призводять до замерзання клапанів регулювальних агрегатів і поломки приводу електронасоса.

При прокачуванні палива через фільтр відбувається як відкладення кристалів льоду на поверхні фільтра, а й освіту нових кристалів у порах фільтра, є центрами кристалізації, навколо яких відбувається утворення твердої фази.

Актуальність цього явища помітно зросла з появою дозвукових літаків з газотурбінними двигунами, для яких характерне частіше використання фільтрів тонкого очищення, з одного боку, та збільшення тривалості польоту, експлуатаційних висот польоту та застосування баків-кесонів, з іншого боку. Три останні фактори призвели до помітного зниження температури палива в польоті (рисунок 2.1).

Створення наземних установок виморожування палива та очищення його від води не дає необхідного ефекту, тому що не виключає появи води у паливі безпосередньо у паливних баках.



1 – температура палива на дні внутрішнього бака; 2 – температура палива у зовнішньому баку; 3 – швидкість польоту; 4 – температура зовнішнього повітря

Рисунок 2.1 - Зміна температури палива в баках літака Airbus A321 в залежності від швидкості та тривалості польоту, а також від температури зовнішнього повітря:

Застосування методів осушення палива безпосередньо в паливних баках шляхом продування палива сухим азотом не завжди є прийнятним через велику масу систем нейтрального газу. Тому найбільшого поширення для боротьби з льодоутворенням у паливних системах набули такі методи:

1. Додавання до палива присадок, що знижують температуру, коли у паливі утворюються кристали льоду, до $-60\text{ }^\circ\text{C}$. Кристали льоду при додаванні присадок розчиняються у паливі. Як присадки застосовується рідина І.

2. Впорскування спирту у найважливіші фільтри. Недоліком цього є збільшення маси системи. Крім того, така система діє лише тоді, коли виникає зледеніння, що в деяких випадках виявляється неефективним.

3. Підігрів палива перед подачею його у фільтри гарячим повітрям, яке відбирається від компресора двигуна, або маслом із системи мастила двигуна. Реалізація цього методу через великі маси та габарити систем підігріву палива раціональна тільки для паливних фільтрів низького тиску, встановлених на вході в двигун, і призначених для захисту елементів систем автоматичного

регулювання паливоподачі. При цьому велика кількість фільтрів, встановлених безпосередньо в паливній системі літака, залишається незахищеною від льодоутворення, тому необхідно проведення низки конструктивних заходів безпосередньо в паливній системі літака; збільшення розмірів та зменшення щільності сітки фільтрів; введення перепускних клапанів на фільтрах.

2.4 Вплив зворотної гігроскопічності палив на надійність паливних систем повітряних суден

Авіаційні палива мають властивість зворотної гігроскопічності, тобто, при контакті з атмосферою вони здатні до деякої міри поглинати присутню в ній вологу і виділяти її при зміні атмосферних умов.

Деяка кількість поглиненої паливом вологи знаходиться в розчиненому стані. Границя її розчинності в паливах може змінюватися в доволі широкому діапазоні і залежить від хімічного складу палива та зовнішніх умов. Частина вологи в паливах знаходиться в стані емульсії, відстою, а при негативних температурах - кристалів льоду.

На ступінь розчинності води в паливі впливають атмосферні умови, а саме: температура, вологість і тиск навколишнього повітря. Вони змінюються в широких діапазонах залежно від географічних координат, пори року і доби. Крім того, для тропосфери характерна різка зміна перелічених параметрів з підйомом на висоту.

1. З підвищенням температури розчинність води в паливах збільшується, таблиця 2.1. Ця залежність виражається емпіричним рівнянням [38]

$$\lg C = a - \frac{b}{T}, \quad (2.5)$$

де C - розчинність води при даній температурі T , %; a, b - константи для даного палива.

Кожній температурі відповідає окрема максимальна розчинність води в конкретному паливі C_{\max} , яка визначається при умові насичення вологою

повітря, тобто при 100 %-ній вологості. За цими значеннями будують криві максимальної розчинності для визначеного сорту палива, рисунок 2.2.

Таблиця 2.1 - Розчинність води в авіаційних паливах

Паливо	Розчинність води, % по масі при температурі °С				
	-10	0	10	20	30
Jet-A	0,0032	0,0038	0,0059	0,0108	0,0175
ТС-1 зразок 1	0,0033	0,0042	0,0063	0,0115	0,0193
зразок 2	0,0025	0,0031	0,0043	0,0068	0,0129
T-1 зразок 1	0,0025	0,0032	0,0045	0,0071	0,0130
зразок 2	0,0028	0,0035	0,0048	0,0075	0,0141
Jet-B	0,0023	0,0029	0,0039	0,0062	0,0121

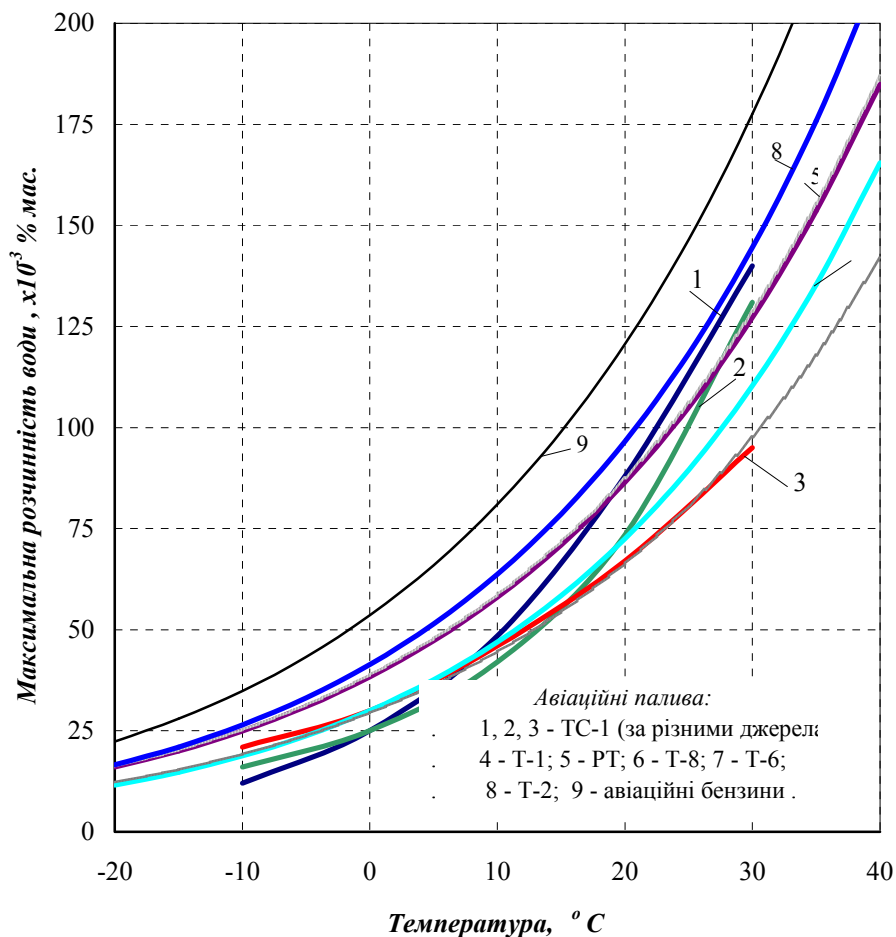


Рисунок 2.2 – Максимальна розчинність води в авіаційних реактивних паливах

Як видно з рисунка 2.2, криві розчинності для одного й того ж палива

можуть мати значні розбіжності, що пояснюється різним вуглеводневим складом зразків цього палива, розходженням методики визначення кривих розчинності. Якщо в літературі є достатньо даних про розчинність води в паливі при позитивних температурах, то відомості про границі розчинності води в паливі при негативних температурах малочисельні. Це пов'язано з деякими труднощами при визначенні вмісту води в паливі при охолодженні його нижче 0°C .

Вплив вологості повітря на концентрацію розчиненої води пояснюється тим, що вода, розчинена в паливі, знаходиться в стані рівноваги з парою води, яка міститься в повітрі при однаковій температурі цих середовищ. Концентрація води в нафтопродукті прямопропорційна відносній вологості повітря і визначається за рівнянням [39]:

$$C = C_{\text{макс}} \cdot \varphi, \quad (2.6)$$

де C - концентрація води в паливі, % по масі;

$C_{\text{макс}}$ - максимальна розчинність при даній температурі, % по масі;

$\varphi = \frac{P_n}{P_s}$ - відносна вологість повітря, %;

P_n, P_s - парціальний тиск водяної пари і тиск насиченої пари при даній температурі відповідно, Па.

З рівняння (2.6) витікає, що тиск, під яким знаходиться паливо, також впливає на вміст в ньому розчиненої води. Зниження атмосферного тиску призводить до зменшення концентрації води в паливі [40].

З наведених вище даних неважко визначити, що вміст води в паливі залежить від кліматичних умов експлуатації.

Між розчиненою в паливі водою і вологою, що знаходиться в повітрі, існує рівновага. Як відомо з термодинаміки, при наявності рівноваги активність компонентів у газовій і рідкій фазах повинна бути однакою [41, 42, 43]. Для розчинення води в паливі цей критерій рівноваги описується законом Генрі [43]:

$$C_p = HP_n, \quad (2.7)$$

де C_p - рівноважна концентрація води в паливі, г/м³;

H - коефіцієнт пропорційності Генрі, г/м³ Па.

Коефіцієнт Генрі залежить від температури, відносної вологості й вуглеводневого складу палива, але не залежить від загального тиску.

У природних умовах відносна вологість непостійна, тому вміст води в паливі також змінюється. Температура палива, як правило, відрізняється від температури повітря, що пояснюється запізненням його нагрівання й охолодження відносно повітря як на землі, так і в польоті. При підйомі літака на висоту зменшується атмосферний тиск і одночасно убуває тиск водяної пари. Ці чинники суттєво впливають на зміну концентрації води в паливі.

З урахуванням зміни парціального тиску пари води від температури, відносної вологості й атмосферного тиску Василенком В. Т. розроблена формула для визначення рівноважної концентрації води в паливі [44]

$$C_p = H \frac{P_h}{P_0} \cdot \varphi \cdot K_1 \cdot e^{\frac{K_2 t_n}{K_3 + t_n}}, \quad (2.8)$$

де: $K_1 = 602,6$ Па, $K_2 = 17,154$, $K_3 = 235$ - емпіричні коефіцієнти;

P_h, P_0 - тиск на висоті та біля землі, Па;

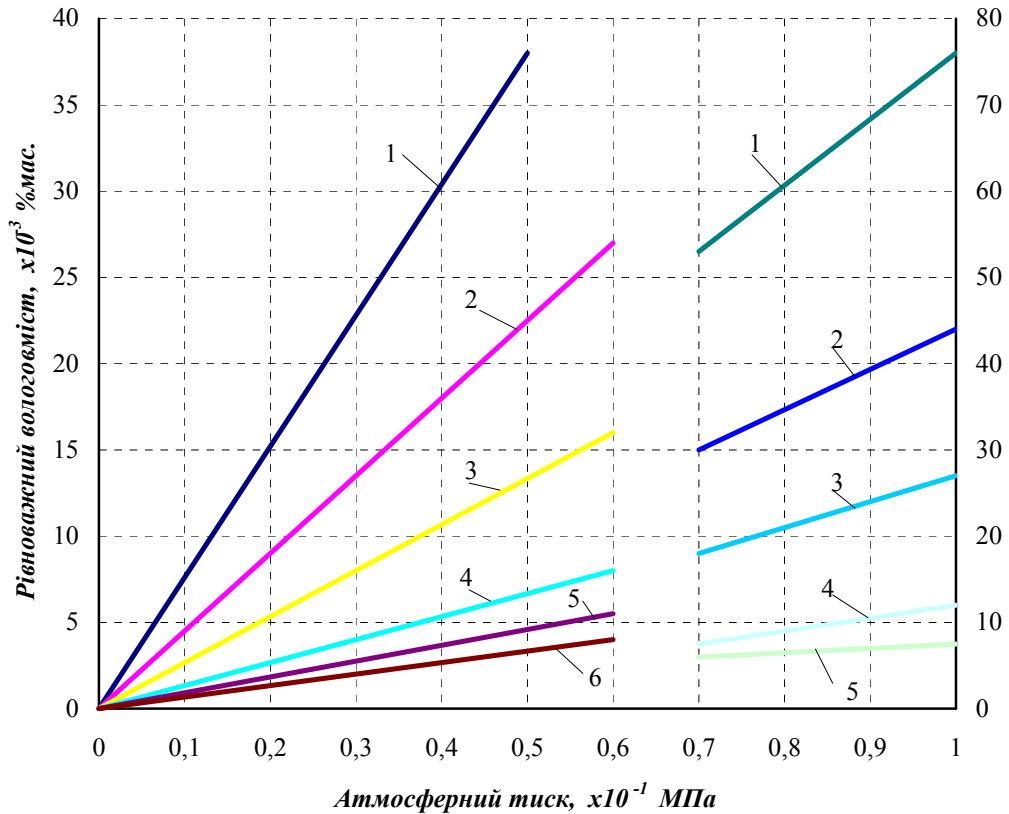
t_n - температура палива, °С.

На рисунку 2.3 наведено графіки, побудовані за рівнянням (2.8).

Розчинність води в паливі значною мірою залежить від його вуглеводневого складу. Рідкі вуглеводні можуть розчиняти від 0,003 до 0,12 % води в інтервалі температур від 0 до 40 °С [45]. Мала розчинність води у вуглеводнях пояснюється розходженням у побудові та властивостях їх молекул. Молекули вуглеводнів значно перевищують молекули води за розмірами, але мають набагато менший дипольний момент і в невеликому ступені спроможні поляризуватися.

При зменшенні товщини шару палива, збільшенні поверхні його контакту з повітрям та поліпшенні гідродинамічних умов над паливом, швидкість обводнювання й осушування палива значно підвищується. З різкою зміною

атмосферних умов і відсутністю сприятливих умов вода може не встигнути виділитися з палива і конденсується з утворенням водно-паливної емульсії [46,47].



Температура палива: 1 - 30 °C; 2 - 20 °C; 3 - 10 °C; 4 - 0 °C; 5 - -10 °C; 6 - -20 °C.

Рисунок 2.3 - Залежність граничного рівноважного вологовмісту палива від атмосферного тиску при різних температурах палива

Вплив води на працездатність паливних систем реалізується наступним чином.

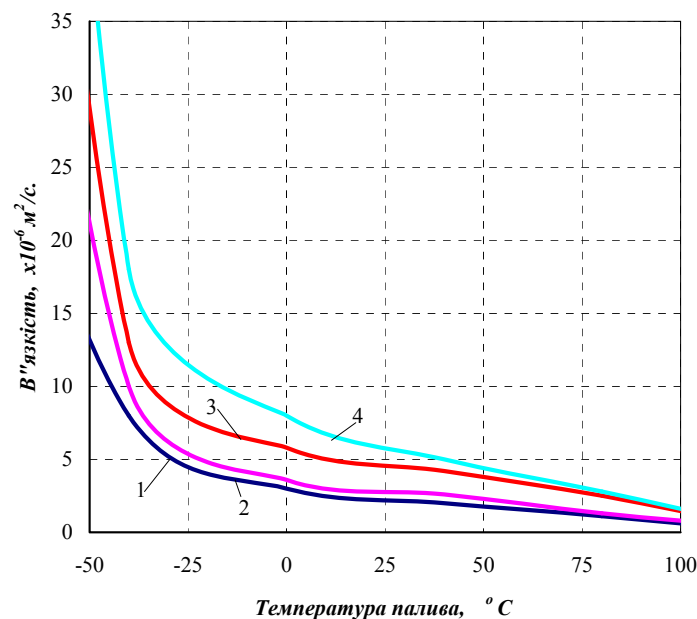
Якщо, наприклад, в баки літака заправлене паливо з температурою 20 °C і вологовмістом 0,0075 % по масі, то за час набору висоти 11000 м рівноважний вологовміст зменшиться до 0,0027 % за рахунок зміни тиску, а з урахуванням зниження температури на 10 °C - до 0,0016 % по масі. Падіння температури палива в горизонтальному польоті від 10 °C до мінус 30 °C додатково збільшує кількість води, що виділяється, на 0,0013 % по масі, див. рисунок 2.3.

Таким чином, з огляду на кількість палива, що заправляється, у баках сучасних реактивних літаків накопичується значна кількість води, яка

становить велику небезпеку під час експлуатації.

Розчинена вода, яка завжди присутня у реактивних паливах, при експлуатації літаків небезпеки не становить, але виділення її з розчину в будь-який інший стан викликає наслідки, пов'язані з безпекою польотів, причому не тільки при прямому впливі води на елементи паливних систем, але і при непрямому - шляхом погіршення якості палива.

Вода в паливі впливає на низькотемпературні його властивості. При наявності невеликої кількості води кристали льоду, які утворюються при її замерзанні, будуть служити центрами кристалоутворення для вуглеводнів із високою температурою плавлення, переохолодження яких у цих умовах не відбувається. Відповідно до [48], зібрані з фільтра кристали льоду містять до 50...70 % палива. Вода значно погіршує прокачуваність і фільтруємість палив, при негативних температурах збільшується їх в'язкість [49], рисунок 2.4.



1, 3 - палива ТС-1 і РТ без вмісту води відповідно; 2 - паливо ТС-1, загальний вміст води 0,0105 %мас.; 4 - паливо РТ, загальний вміст води 0,0134 %мас.

Рисунок 2.4 - Вплив вмісту води на в'язкість палива в залежності від температури

При наявності води знижується теплота згоряння палив, погіршується їх розпилення і випар у процесі виробітку. Накопичення емульсійної води в паливі може призвести до зриву полум'я. У літературі [50, 51,52] є дані про те,

що присутність води істотно підвищує інтенсивність виникнення електричних зарядів у паливі.

Вплив вологи на зниження термоокислювальної стабільності палив обумовлений тим, що вода вступає в гідролітичні реакції з речовинами, які входять до складу палива, а також викликає електролітичну дисоціацію наявних у ньому неорганічних речовин. Це призводить до інтенсифікації реакцій окислювання, які проходять у паливі, продуктами їх є смоли та нерозчинні осадки.

Вуглеводні в паливі по своїй хімічній природі нейтральні, проте при наявності води, органічні та неорганічні сполуки, кислоти, луги й інші речовини дисоціюють у водяному розчині, створюючи електроліти, в результаті чого різко підвищується корозійна активність палив, а корозія носить електрохімічний характер. Особливо інтенсивно відбувається процес електрохімічної корозії в тих випадках, коли обводнене паливо контактує з різними металами, внаслідок чого відбувається їх руйнація на ділянках позитивних електродів.

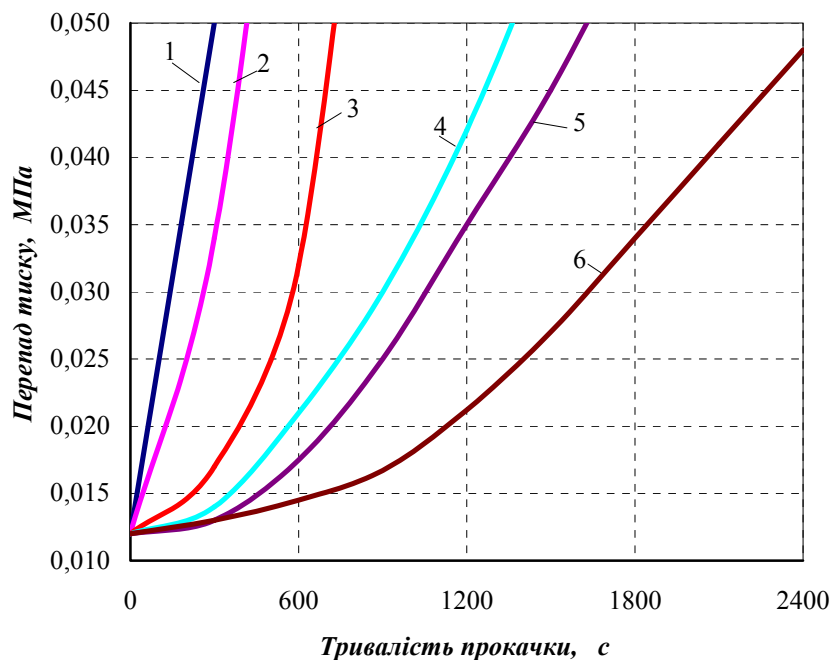
Вода погіршує зносостійкі властивості палив. За результатами дослідження [53], збільшення вмісту води в паливі від 0,004 до 0,006 % по масі при температурі 20 °С може призвести до підвищення величини зносу при терті качання на 40 %.

В присутності води відбувається інтенсивна коагуляція твердих часток забруднень і продуктів окислювання в паливі. У цьому процесі беруть участь переважно структурна волога у вигляді плівкової, капілярної, парової незв'язаної та парової зв'язаної води, а також мікрокраплі емульсійної води. Під дією вологи на границі поділу фаз між паливом і водою інтенсивно відбувається укрупнення забруднень.

У реактивних паливах можуть жити і розмножуватися понад як 100 різних типів мікроорганізмів, які при наявності води бурхливо розмножуються [54, 55]. Як правило, вони концентруються на поверхні поділу вода-паливо, беручи речовини для свого існування з вуглеводнів та викидаючи продукти

життєдіяльності у водяну фазу. Особливо інтенсивне біологічне забруднення реактивних палив відзначається в тропічних умовах. Присутність мікроорганізмів погіршує фізико-хімічні й експлуатаційні властивості палив, особливо істотно збільшується кислотність і корозійна активність.

Зараз основним негативним впливом води в паливі вважається утворення кристалів льоду при негативних температурах, що призводить до забивання фільтрів (рисунок 2.5), сіток насосів, що підкачують керосин, і, навіть, захисних сіток витратомірів. Кристали льоду можуть викликати порушення або навіть повне припинення подачі палива в камеру згоряння двигуна.



1 - 0,0215 % мас.; 2 - 0,0175 % мас.; 3 - 0,0100 % мас.; 4 - 0,0068 % мас.; 5 - 0,0055 % мас.;
6 - 0,0048 % мас.

Рисунок 2.5 - Інтенсивність забивки кристалами льоду фільтрів з тонкістю фільтрації 12...16 мкм при вмісті води в паливі:

Через воду, яка надходить разом із паливом, виникає електрохімічна корозія агрегатів паливних систем реактивних двигунів. При експлуатації літаків часто доводиться зустрічатися з несправностями двигуна внаслідок корозії на сталевих деталях паливної системи. Проникаючи в паливний насос, вода викликає корозію плунжерів, що іноді призводить до заїдання і поломки

насосів, регуляторів та іншої апаратури. Значній корозії в реактивних паливах піддаються кадмієві покриття деталей паливних агрегатів двигунів. Всі ці негативні явища можуть стати причиною нестабільності запуску та підвищення часу розгону двигуна, коливання частоти обертання або невиходу на максимальну частоту обертання і призвести до самовимикання двигуна.

Причиною засмічення фільтрів і корозії паливних ємностей і трубопроводів є різноманітні бактерії, грибки, що поселяються на границі поділу палива й відстою води. Продукти життєдіяльності, що складаються з органічних кислот, спиртів та ефірів, викликають інтенсивну корозію стінок баків, трубопроводів і апаратури, засмічення фільтрів і жиклерів. Під дією мікроорганізмів спостерігалася наскрізна корозія паливних відсіків, розташованих у крилах реактивних літаків [54, 56]. Корозія цієї природи - це сильно прогресуючий процес. Достатньо 1...7 діб, щоб утворилася мікробна маса, яка впливає на працездатність фільтрів, форсунок, клапанів та інших елементів конструкції паливних систем.

Присутність мікроорганізмів на поверхні датчиків паливовимірювачів призводить до відмов та перекручувань їх показань. Мікроорганізми при наявності води можуть утворювати на поверхнях датчиків коротке замикання двох видів: утворювати разом з іншими забрудненнями перемички між двома стінками датчика або між стінкою датчика і бака та руйнувати покриття датчика, зменшуючи його опір аж до виходу останнього з ладу.

Конденсат та іній порушують правильність показань паливовимірювачів. Вони працюють за принципом конденсаторів, а вода, накопичена між електродами датчика, може викликати їх замикання. Особливо погіршується робота датчиків паливовимірювачів наприкінці виробітку палива з баків, коли на більшій частині їх поверхні утворюється іній, що може призвести до завищення показань залишку палива. Присутність у паливі розчиненої й емульсійної води збільшує також погрішності показань паливовимірювачів.

Утворення інею в надпаливному просторі бака спроможне призвести до відмови паливних і дренажних клапанів у результаті примерзання або

нашарування інею на їх робочій поверхні. Спостерігаються випадки забивання інеєм дренажних трубопроводів паливних баків.

В умовах експлуатації в баках завжди є незливний залишок палива, який неможливо видалити при технічному обслуговуванні літака. Зони незливого палива не піддаються контролю, тому що розташовані в самих нижніх точках баків. Ці місця є потенційними накопичувачами відстійної води.

При еволюціях літака відстійна вода з незливого залишку палива може проникати в трубопроводи й агрегати паливної системи, накопичуватись у застійних зонах. При негативних температурах лід, що утворився, може призвести до відмов агрегатів.

Відстійна вода викликає прямі механічні ушкодження покриття і швів паливних баків. Замерзаючи, вода, що потрапила в зазори, розширюється, підриваючи покриття баків і розклинюючи зазори швів. Цей процес є прогресуючим при багатократному відтаюванні і замерзанні води, практично в кожному польоті літака, коли температура палива досягає 0°C . При наявності значних деформацій паливних баків це веде до їх розгерметизації та течі палива.

Таким чином, вода, присутня в паливі в усіх станах: емульсійна, відстійна, конденсат, іній, кристали льоду, негативно впливає на елементи паливної системи, знижуючи довговічність і надійність їх роботи.

Висновки до розділу 2

1. Паливна система літака призначена для розміщення на його борту необхідного запасу палива та для безперебійної подачі палива до двигунів у заданій послідовності, за всіх можливих для даного літака режимах та умовах роботи.

2. Всі авіаційні палива гігроскопічні. Розчинність води в паливі залежить від температури, тиску, атмосферних умов та індивідуальних властивостей палива.

3. Основним джерелом надходження та накопичення води в баках-кесонах літаків є атмосферна волога, що надходить у баки через дренажну систему. Зворотна гігроскопічність авіаційних палив на тлі зміни зовнішніх факторів та умов експлуатації забезпечує механізм накопичення вільної води в баках-кесонах літаків.

4. Присутня в умовах експлуатації в баках-кесонах літаків вода у всіх можливих станах: емульсійна, відстійна, конденсат, іній, кристали льоду, негативно впливає на елементи паливної системи, в значній мірі знижуючи надійність та довговічність їх роботи.

3 ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ СТЕНДИ, БАЗОВЕ ОБЛАДНАННЯ ТА МЕТОДИКА ПРОВЕДЕННЯ ДОСЛІДЖЕНЬ

3.1 Стенди паливних систем повітряних суден та допоміжне дослідницьке обладнання

3.1.1 Стенди паливних систем

Стенди паливних систем ПС призначені для моделювання в умовах проведення випробувань роботи паливної системи ПС в цілому, роботи її окремих підсистем, агрегатів, вузлів, окремих конструктивних елементів.

Стенди, спроектовані та виготовлені за принципом реалізації повнофакторного моделювання роботи системи, повинні задовольняти наступним вимогам:

- у конструкції стенда використовуються лише реальні (оригінальні) агрегати паливної системи конкретного ПС;

- забезпечується повне моделювання у реальному часі: гідродинамічних, термобаричних процесів, процесів тепло- та масопереносу, фізичних показників навантажень, подач, характеристик роботи агрегатів;

- при моделюванні функціонування системи для умов польоту вищеперелічені процеси нерозривні щодо один одного в часі та відповідають реальним для паливної системи ПС;

- допускається масштабувати обсяги баків-кесонів за умови забезпечення реальних подач палива у досліджуваних агрегатах та ділянках паливопроводів.

З цього випливає, що повноцінний стенд паливної системи ПС повинен мати у своєму складі:

- термобарокамери;
- стенди підготовки якості палива;
- мережі спеціальних струмів;
- реєструючу та діагностичну апаратуру;
- паливні ємності, що моделюють баки-кесони та ємності паливосховищ;
- пристрої для моделювання просторових еволюцій ВС у польоті.

Всім перерахованим вимогам відповідає випробувальний комплекс, що є у Національному авіаційному університеті.

З останніх розробок у цьому напрямку зусиллями фахівців ПАТ «Техприбор» створено стенд паливної системи літака МС-21. Офіційна назва: паливний стенд СТ21-1 (рисунок 3.1) [31].



Рисунок 3.1 – Стенд паливної системи СТ21-1 літака МС-21.

Стенд паливної системи СТ21-1 представляє поворотну платформу, що імітує нахил літака по тангажу, із встановленими на ній напівнатурними імітаторами паливних баків, що містять у собі агрегати та трубопроводи паливної системи.

Стендових баків два – основний та додатковий, вони виконані з алюмінієвого сплаву. На них нанесено різне маркування, у тому числі значення «сухої» маси та координати «центрів тяжіння» (ознака того, що баки зроблені на авіаційному виробництві). Великий бак важить 2067,5 кг, а той, що менший – 251 кг. Цифри відповідають масам порожнього бака (об'єкт випробувань із встановленими всередині агрегатами та трубопроводами).

Баки – напівнатурні, лише однієї (лівої) консолі крила. Насправді, літак загалом є симетричний виріб. Права та ліва консолі крила – симетричні щодо

вертикальної площини, що проходить через будівельну вісь фюзеляжу. Однак там, де на стенді можна прибрати дублювання та матеріаломісткість, виконана напівнатурність, як запевняють розробники, без шкоди достовірності результатів випробувань.

В даному випадку розмах крила реального літака приблизно в 1,5-2 рази більший, ніж змодельовано на стенді.

Призначення даного стенду таке: випробування паливної системи з використанням натурних агрегатів паливних систем літака та двигуна, повною імітацією геометричних параметрів системи (довжини, діаметрів та конфігурації трубопроводів) та частковою імітацією паливних баків (кількості, конфігурації та відносного розташування баків та відсіків). А також проведення стендових випробувань паливних систем за програмами.

Проектування конструкції стенду, придбання комплектуючих виробів, виготовлення стенду та монтаж обладнання виконано наприкінці 2015 року. Наразі завершено реконструкцію будівлі випробувального комплексу паливних систем у ПАТ «Техприбор», закінчується складання технологічних систем стенду, йде оформлення дозвільної документації для робіт з паливом на даному об'єкті.

Серед цілей створення стенду наводяться такі:

- перевірка та демонстрація функціонування паливної системи в очікуваних умовах експлуатації (штатні та відмовні режими роботи);
- отримання робочих характеристик паливної системи у всіх режимах;
- проведення стендових випробувань для подання технічних звітів замовникам та забезпечення першого вильоту проектного ПС;
- скорочення обсягу наземних та льотних випробувань паливної системи на ПС;
- проведення стендових сертифікаційних випробувань паливної системи та надання звітів для сертифікації авіаційною владою.

Для проведення досліджень окремих підсистем та агрегатів паливних систем ЗС проектуються спеціальні стенди. Дизайн виконання деяких із них представлений рисунку 3.2.

3.1.2 Термобарокамери

Під час розробки нових технологічних рішень для аерокосмічної галузі всі агрегати, пройшовши етапи загального проектування, конструювання та подальшого виробництва, повинні піддаватися випробуванням. Тестування окремих вузлів та агрегатів в умовах, що відповідають польотним, є найефективнішим засобом для якісного відпрацювання нових рішень. Випробування дозволяють значно скоротити обсяг, а також вартість та строки створення готового виробу.

Таке випробувальне лабораторне обладнання, як термобарокамера, є найпоширенішим засобом для подібних досліджень.

Пристроєм для випробування технічних виробів в умовах низьких, так і високих температур і знижених тисків є термобарокамера.

Випробувальні термобарокамери при дослідженнях авіаційної техніки дають можливість повністю імітувати особливості кліматичних умов тропосфери та стратосфери, а саме температуру повітря (аж до -70°C) та тиск (в діапазоні від атмосферного до декількох мм рт. ст.), а також підвищені температури до $+300^{\circ}\text{C}$ і вище.

На рисунку 3.3 представлений зовнішній вигляд виконання деяких термобарокамер.

3.2 Експериментальний комплекс для дослідження закономірностей тепломасообмінних та гідродинамічних процесів у паливній системі ПС

Експериментальний комплекс (рисунок 3.4) призначений для дослідження працездатності паливної системи ПС та її натурних агрегатів за умов багатофакторного моделювання температурних, барометричних, гідродинамічних режимів їхньої роботи, тепломасообмінних процесів, що протікають у паливній системі ПС в очікуваних умовах експлуатації.

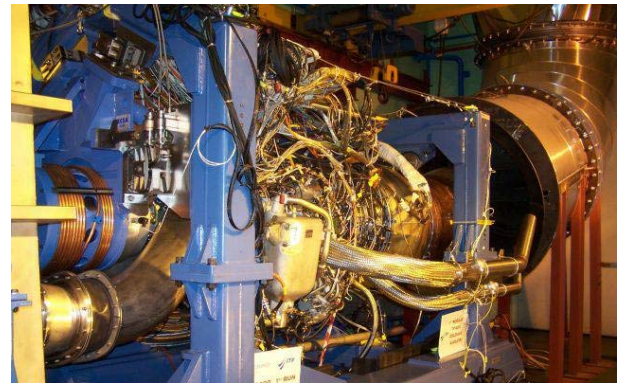


Рисунок 3.2 – Дизайн виконання стендів для випробувань підсистем і агрегатів паливних систем повітряних суден

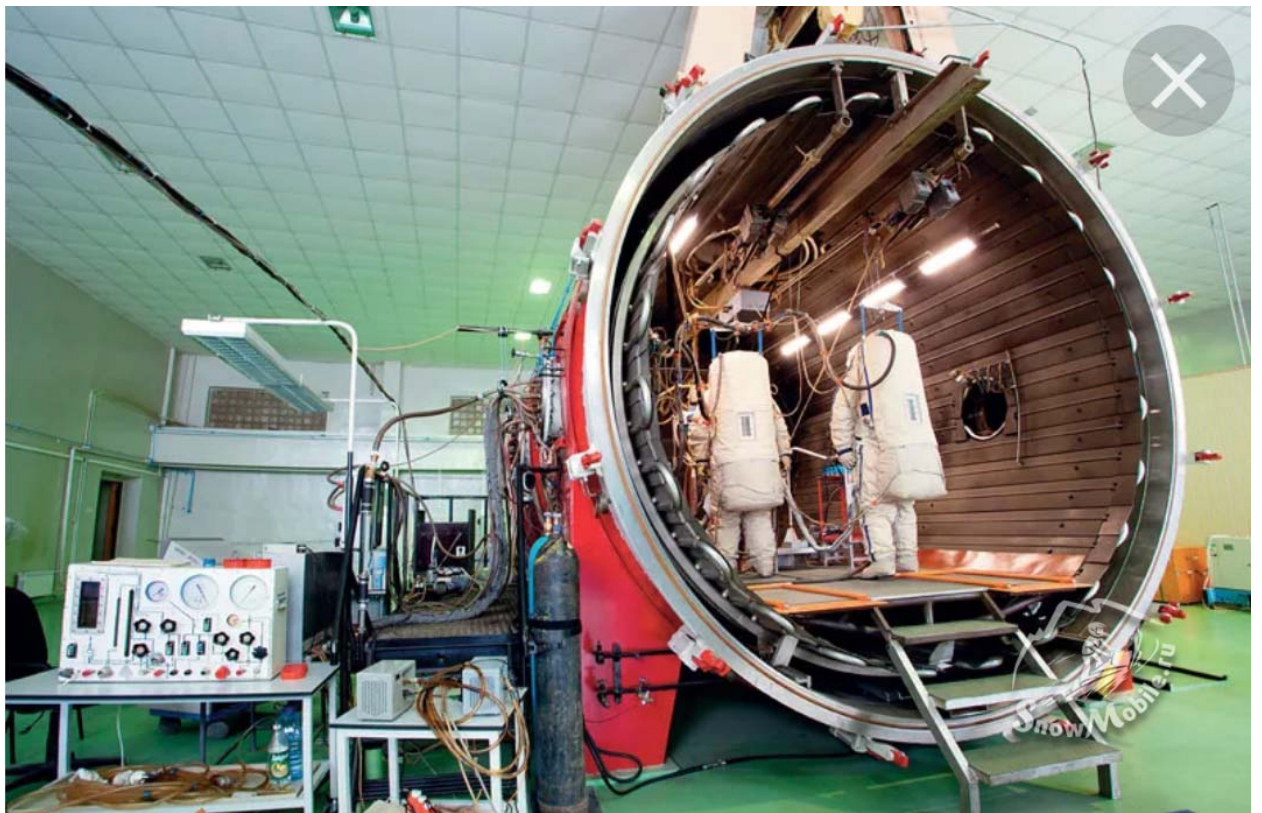
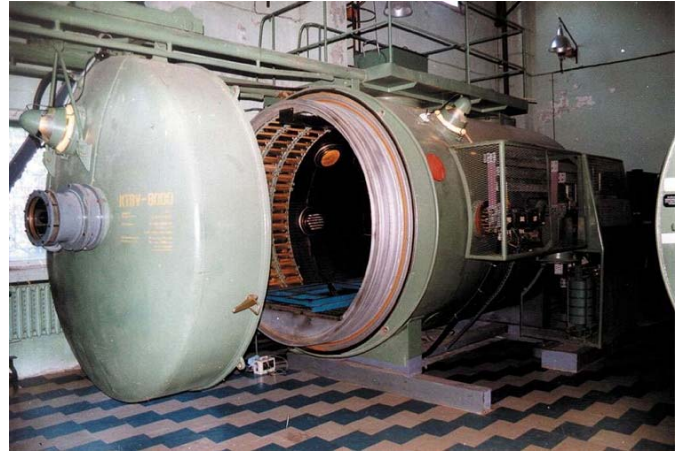
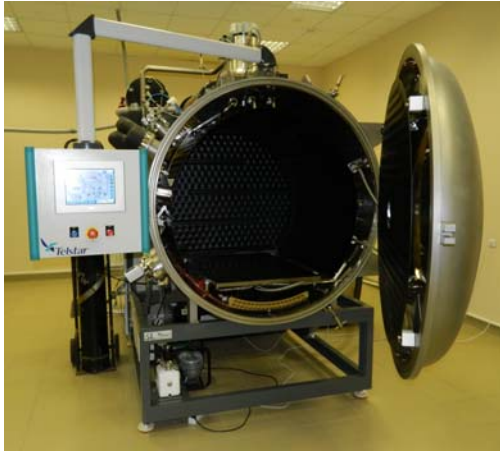
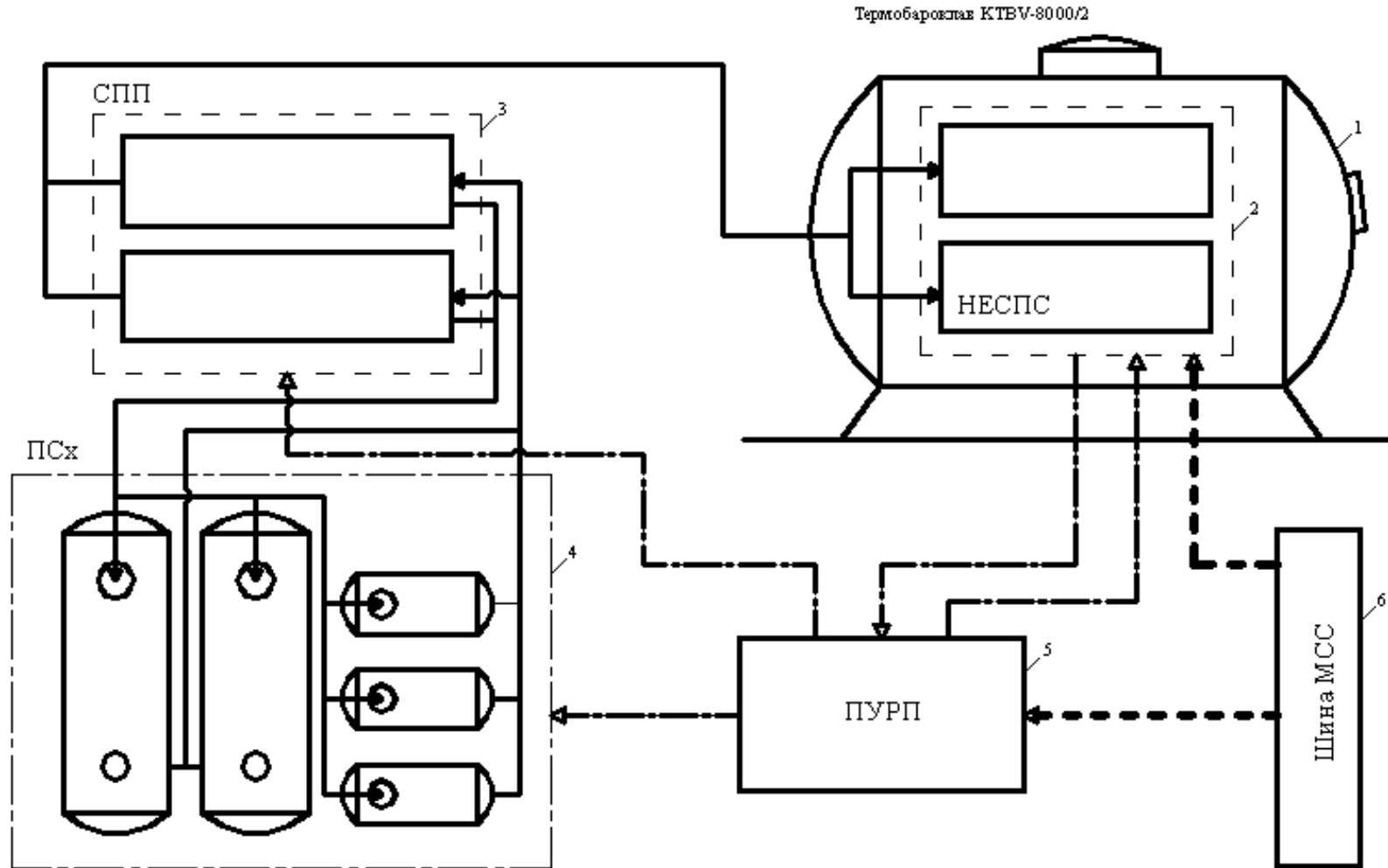


Рисунок 3.3 – Зовнішній вигляд термобарокамер



1 - термобароклав КТВV-8000/2; 2 - експериментальний стенд паливної системи ПС (НЕСПС); 3 - стенд підготовки якості палива (СПП); 4 - паливосховище (ПСх); 5 - пульт управління та реєстрації параметрів; 6 - шина мережі силового та спеціальних струмів.

Рисунок 3.4 - Структурна схема експериментального комплексу для досліджень тепломасообмінних та гідродинамічних процесів в паливних систем ПС та їх агрегатах

Через широкий спектр значимих факторів, що визначають працездатність елементів паливної системи, експериментальний комплекс ділиться на три експериментальних установки із застосуванням уніфікованих модулів і панелей:

- установка для експериментальних досліджень режимів роботи та працездатності паливної системи ПС в цілому;

- експериментальна установка для дослідження працездатності елементів паливної системи ПС в нормальних умовах, при підвищених та наднизьких температурах, на висоті, а також тепломасообмінних процесів в баках-кесонах, порожнинах агрегатів та паливопроводах ;

- експериментальна установка для вібраційних і ресурсних випробувань елементів паливної системи ПС.

Структура цих експериментальних установок визначається специфікою експлуатаційних умов, які моделюються відповідно методикам, а також вимірами й спостереженнями, необхідними для виконання програми експериментальних досліджень.

Прийнята концепція конструктивних модулів дозволяє проводити швидке переналагоджування експериментального комплексу для моделювання роботи паливної системи літака конкретного типу. Це можливо внаслідок використання уніфікованих монтажних платформ під установку електроприводних та струминних паливних насосів, розгалуженої системи паливопроводів, стандартного рознімання та дротів для підключення запірних кранів та контрольно-вимірювальних приладів.

Так, для переналагоджування комплексу з конфігурації моделювання паливної системи літака Ан-70 в конфігурацію експериментального стенда паливної системи літака Ту-204 необхідна трудомісткість 124 людино/години.

Баки й монтажні панелі стенда змонтовані на висувній платформі, установленій в термобарокамері КТБК-8000/2. Експериментальний стенд обладнаний системою безперервного виміру й реєстрації температури палива й

повітря. Температура виміряється за допомогою термодатчиків типу П-1, установлених у дванадцяти зонах стенда, у тому числі, три датчики у відсіках бака-кесона, по одному у вимірювальних баках, два - у паливних магістралях й один - у КТБК.

Експериментальна установка містить у собі також:

- пульт керування й сигналізації ПКСС, на якому зосереджені вимикачі й світлова сигналізація роботи електроприводних агрегатів;
- релейний блок БРУР, що забезпечує автоматичне перемикання режимів роботи стенда;
- автоматичні реєстратори параметрів АРП, що вимірюються у процесі тривалого експерименту;
- вимірювальні блоки й показники паливомірів і витратомірів;
- комутаційні пристрої електроживлення стенда спеціальними струмами;
- пульт керування й автоматичного регулювання режиму роботи КТБК.

Установка забезпечує можливість:

- визначати гідравлічні характеристики електроприводних і струминних насосів в нормальних та екстремальних умовах роботи;

Досліджувати працездатність:

- паливорегулюючих агрегатів (запірного крана, гідрокерованого клапана, поплавкового клапана) при глибокому охолодженні палива;
- паливовимірювальних агрегатів (датчиків паливоміра, датчика витратоміра) при роботі в екстремальних низькотемпературних умовах;
- насосних агрегатів, паливорегулюючої та паливовимірювальної апаратури, закладеної в структуру експериментальної установки, при роботі на паливах з підвищеною температурою початку кристалізації (ТПК) в діапазоні температур, близьких до ТПК;
- насосних агрегатів, гідрокерованих і поплавкових клапанів, датчиків паливоміра й витратоміра, паливного фільтра при роботі на обводненому паливі в умовах низьких температур;

Досліджувати:

- в'язкісотемпературні характеристики палив з підвищеною температурою початку кристалізації.

- кінетику вологи в паливних баках при зниженні температури палива, що перебуває в статичному стані, а також при перемішуванні палива насосними агрегатами;

- ефективність барботування палива атмосферним повітрям;

- ефективність теплообмінних методів стабілізації температури палива в очікуваних умовах експлуатації.

Для дослідження тепломасообмінних процесів стенд обладнаний повітряною системою, елементами якої є: перфорований колектор, установлений на нижній панелі баку-кесону, ротаметр, дросельний кран, нагнітач холодного повітря, спарений нагнітач гарячого повітря, нагрівач палива, при способи для вводу вільної води.

Стенд має систему закритого відбору проб палива при дослідженні кінетики вологи в паливі, а також систему безперервного виміру й реєстрації температури палива й повітря в реальному часі.

Для моделювання вібронавантажень на монтажній платформі встановлений вібратор, виконаний у вигляді ротора з регульованим балансиrom, закріпленого в підшипниках і з'єднаного пружною муфтою з валом електромотора з регульованими обертами в межах 28...35 Гц.

3.3 Експериментальний натурний стенд паливної системи ПС

Експериментальний натурний стенд для дослідження тепломасообмінних процесів у баках-кесонах ПС спроектовано та складено на базі паливної системи літака Ан-70. Вибір типу літака було визначено внаслідок наступного:

- літак Ан-70 є машиною національного виробництва з перспективою широкого застосування як у цивільній, так і у військовій авіації, отже він матиме великий спектр умов експлуатації;

- у конструкції паливної системи літака застосовані сучасні конструктивні рішення, зокрема, використовуються високопродуктивні відцентрові та струминні насоси, система до виробітку та відсмоктування відстою палива,

централізована система зливу відстою із баків-кесонів, ефективна
централізована система заправки літака;

- перспектива використання літака як військово-транспортного призведе до відносно тривалих стоянок між черговими польотами, що вимушує забезпечити мінімально можливе накопичення вільної вологи у баках-кесонах;

- літак орієнтовано на використання у всіх кліматичних зонах земної кулі;

- порядок виробітку палива із баків-кесонів типовий, такий як у більшості сучасних літаків;

- максимальна тривалість польоту – до 6 годин.

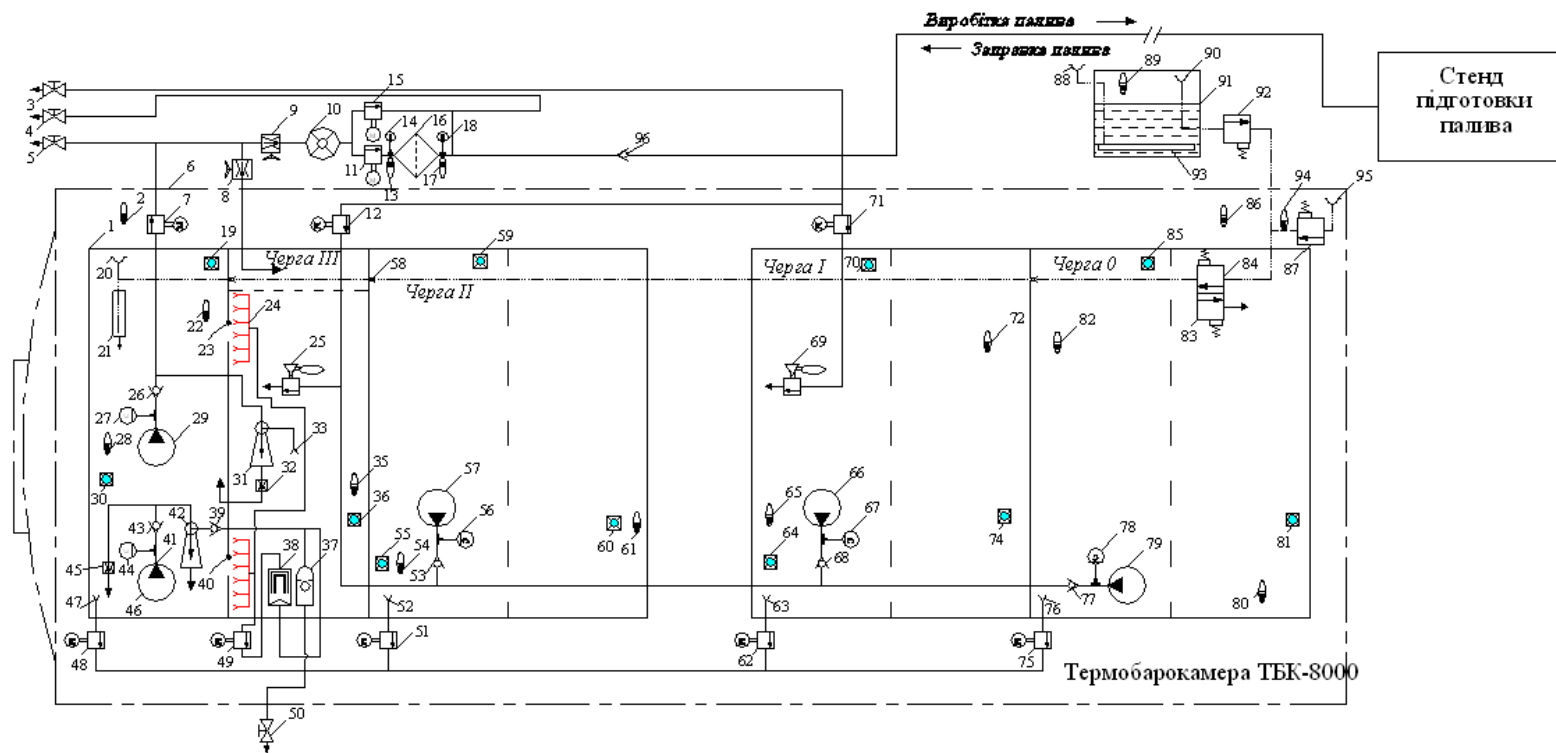
Принципова схема стенда представлена на рисунку 3.5.

Стенд повністю зібрано із натурних агрегатів паливної системи літака Ан-70. Забезпечена повна подоба гідродинамічних режимів роботи системи та окремих її агрегатів, моделювання роботи здійснюється в реальному часі. Геометрична подоба характерних об'ємів розрахована у відношенні 1:10.

Стенд складається з двох баків-кесонів ємністю по 2 м³ кожен. Внутрішній об'єм баків поділений на два відсіки гермонервюрами. В робочому стані баки розташовані в термобароклаві типу КТВV-8000/2 (рисунок 3.6) один над другим. Гермовідсіки верхнього баку моделюють баки-кесони нульової та першої черг виробітку літака Ан-70. В нижньому баці змодельовані 2-га та 3-тя черги виробітку палива.

У витратному відсіку 3-ї черги виробітку, який розташований у передньої стінки нижнього баку установлені насоси ЕВНГр-5А подачі палива на двигун та насос ЕВНР-1А живлення струминного насосу забірних колекторів системи відсмоктування відстою. Колектори моделюють довиробіток палива з передвитратного відсіку бака 3-ї черги виробітку. Витратний та передвитратний відсіки розділені між собою гермонервюрою з двома засувками переливу палива.

У передвитратному відсіку також установлені відділювач повітря та збірник-накопичувач відстійної води.



1, 97 - бак паливний; 2, 13, 17, 22, 28, 35, 54, 61, 65, 72, 80, 82, 86, 89 - датчик температури П-1; 3, 4, 5, 50 - кран відбору проб ручний; 6 - термобарокамера ТБК-8000; 7, 11, 15, 48, 49, 51, 62, 71, 75 - кран перекривний електричний; 8, 9 - кран дросельний ручний; 10 - датчик витратоміру ТДР-7; 14, 18 - датчик тиску; 16 - паливний фільтр тонкої очистки; 19, 30, 36, 55, 59, 60, 64, 70, 74, 81, 85 - датчик інею; 20, 88, 90, 95 - забірний патрубок дренажної системи; 23, 40 - заслінка переливу палива; 24 - забірний колектор системи відсмоктування відстою; 25, 69 - клапан заправний поплавковий; 26, 39, 43, 53, 68, 77, 96 - клапан зворотний; 27, 44, 56, 67, 78 - сигналізатор тиску; 29, 57, 66, 79 - паливний відцентровий насос ЕВНГР-5А; 31 - струминний насос СН-13; 32, 45 - дросель постійного прохідного перетину; 33 - забірник магістралі перекачування палива; 37 - повітрявідділювач; 38 - збірник-накопичувач відстійної води; 41, 58, 98 - вікна переливу палива через гермонервюри; 42 - багатоканальний струминний насос; 46 - паливний відцентровий насос ЕВНР-1А; 47, 52, 63, 76 - забірники зливу відстою; 83, 84, 87, 92 - пневматичні крани електропривідні; 91 - бачок-зволожувач; 93 - перфоколектор; 98, 99, 102 - герметична нервюра паливного бака; 100, 101, 103 - нервюра.

Рисунок 3.5 - Принципова схема станда паливної системи літака Ан-70

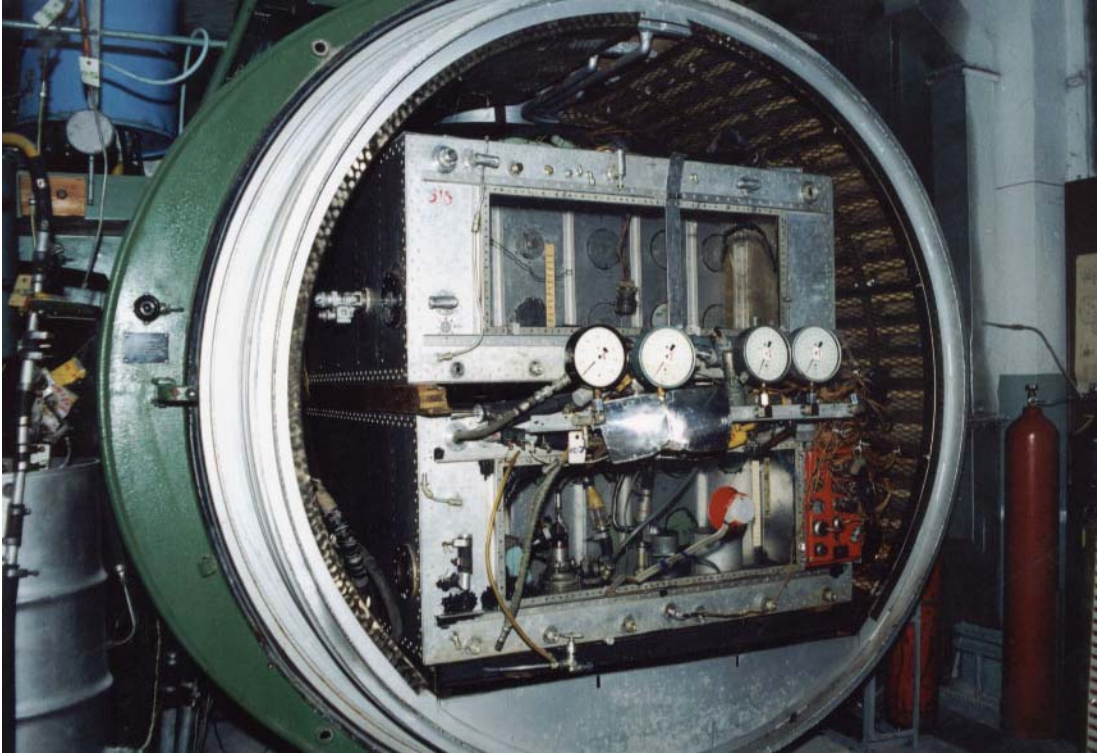
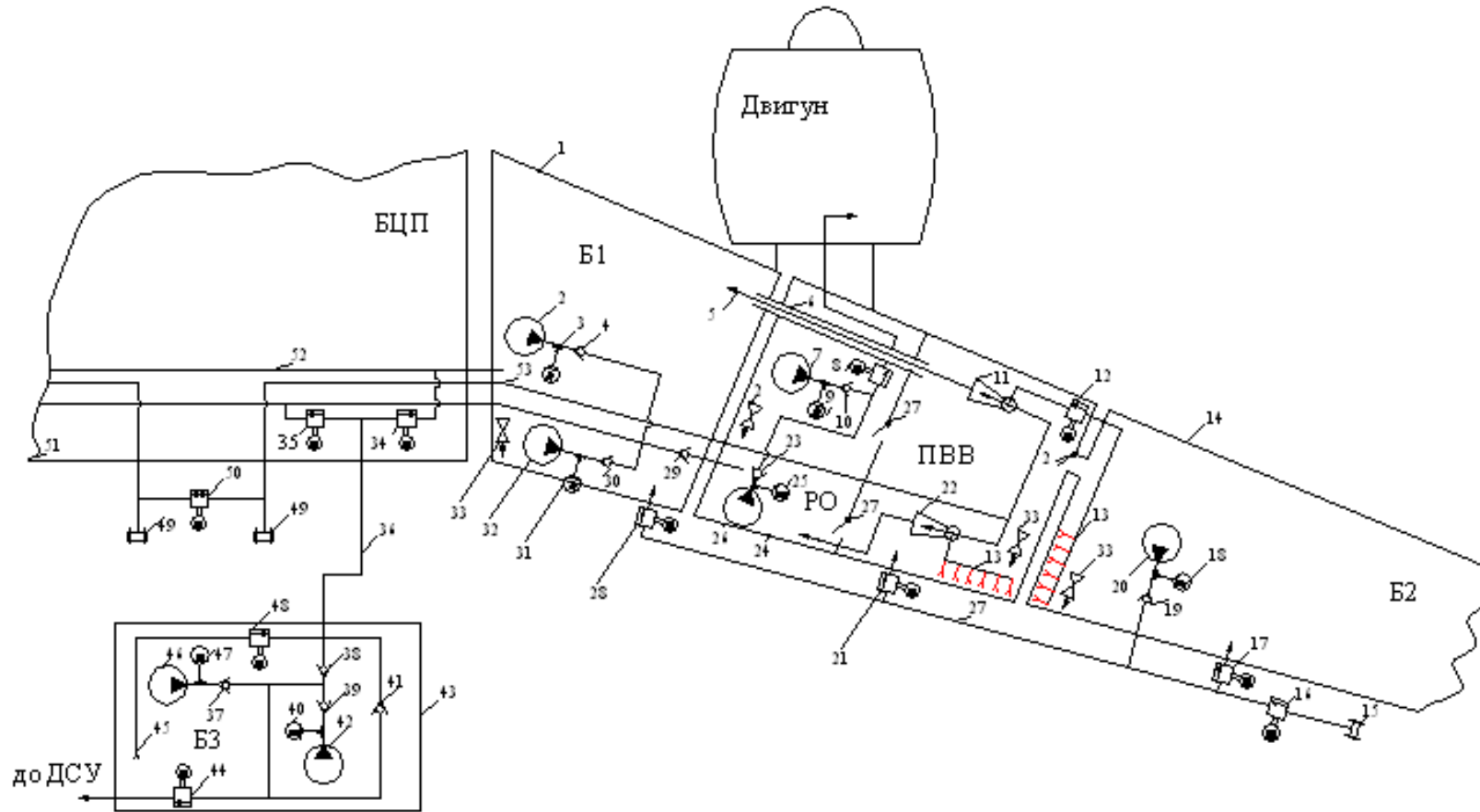


Рисунок 3.6 - Експериментальний натурний стенд паливної системи літака Ан-70 в термобароклаві

Забезпечення необхідної гідравлічної подоби подач палива в магістралях і порожнинах агрегатів експериментального стенда, в порівнянні з реальною паливною системою, а так само абсолютних значень тисків та подач палива, обмежує довжину трубопроводів, мінімальні прохідні перетини, кількість перегинів і поворотів паливопроводів.

Обв'язка паливних баків і панелей трубопроводами, датчиками температури, тиску, вакууму уніфікована по рознімних з'єднаннях паливопроводів і електророзніманням.

Експериментальні дослідження кінетики вологи в паливних баках літака були проведені на прикладі роботи паливної системи літака Ту-204. Для цього дослідницький експериментальний комплекс було переналагоджено в конфігурацію моделювання паливної системи літака Ту-204, принципова схема якої представлена на рисунок 3.7. Методика моделювання роботи паливної системи літака на цьому стенді в термобарокамері наведена в розділі 4



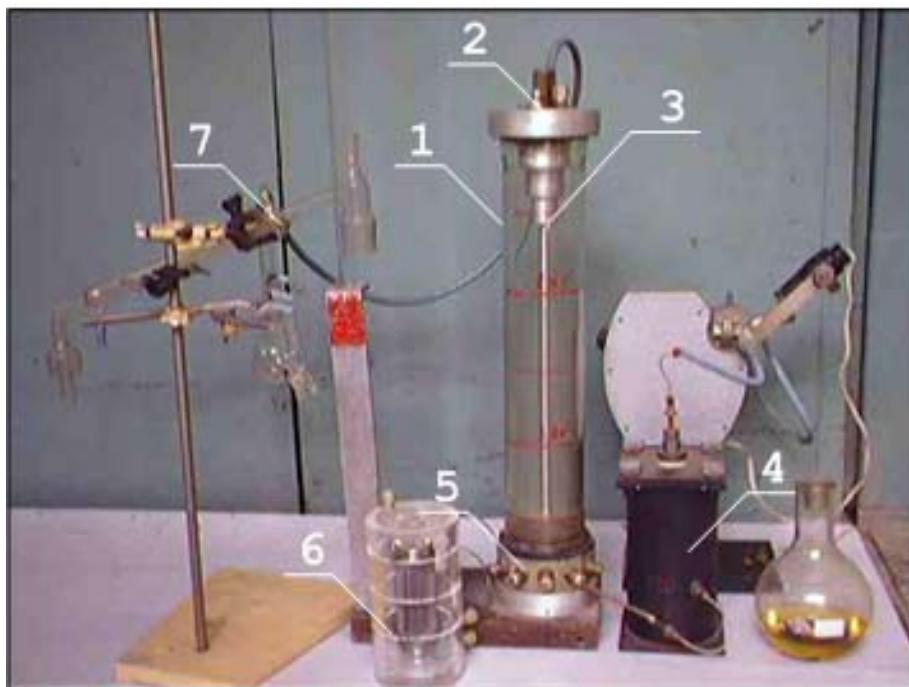
1, 14, 24, 43, 51 - бак паливний; 2, 7, 20, 26, 42, 46 - насос паливний відцентровий; 3, 9, 18, 25, 31, 40, 47 - сигналізатор тиску; 4, 10, 19, 29, 30, 37, 38, 39, 41 - зворотний клапан; 5 - паливопровід подачі палива від стуменевого насосу; 6 – паливо провід переливу палива; 8, 12, 16, 17, 21, 28, 34, 35, 44, 48, 50 - перекривний паливний кран; 11, 12 - струминний насос; 13 -паливопровід відсмоктування; 15, 49 - перехідник з наконечником заправки; 23, 45 - забірник паливний; 27 - заслінка переливання палива; 33 - кран зливний; 36 - паливопровід перекачування; 52 - паливопровід кільцевання. Паливні баки: Б1, Б2, Б3 - баки №1, 2, 3 відповідно; БЦП - бак в центроплані крила; ВВ- витратний відсік; ПВВ - перед- витратний відсік; ДСУ - допоміжна силова установка.

Рисунок 3.7 - Принципова схема експериментального стенда паливної системи літака Ту-204 для дослідження кінетики вологи в баках-кесонах

3.4 Експериментальна установка для дослідження дифузії води в авіаційних паливах

Загальний вид установки представлено на рисуюнок 3.7.

Установка складається із дифузійної колони 1, яка являє собою скляну трубу діаметром 80 мм і висотою 550 мм. Дифузійна колона знизу та зверху герметично закрита фланцями, виготовленими з матеріалу Д-16АТ. У нижньому фланці 5 змонтовано шість штуцерів для підводу та забору палива, що досліджується. У верхньому фланці розташовані три штуцери відбору проб палива і регулююча гайка 2 установки внутрішньої розподільної платформи, яка фіксується штоком 3 на заданому рівні.



Рисуюнок 3.8 - Експериментальна установка для дослідження дифузії води в авіаційних паливах

Паливо із заданим вмістом розчиненої та емульсійної води подається із ємності 4 в нижню частину дифузійної колони. Витіснення палива з ємності 4 здійснюється наддувом в неї зволоженого повітря, а його виробіток установлюється таким, що б плин палива був ламінарним і не відбувалося змішування у нижній частині колони. При цьому додатково, забезпечується градієнт температури палива в дифузійній колоні і ємності 4 на рівні 3...6 °С.

Останнє, враховуючи, що температура палива, яке додається, нижча, забезпечує гарантовану відсутність конвективних плинів палива по висоті колони.

Відбір проб із різних шарів палива по висоті колони забезпечується шляхом установки подовжувальних трубок у верхньому фланці. При необхідності фільтрації грубодисперсної водяної емульсії подача палива із ємності 4 здійснюється через проміжний фільтр-сепаратор 6.

Аналіз вмісту води у паливі проводився гідрид-кальцієвим методом. Для безконтактного з атмосферою відбору проб палива зібрано спеціальний хімічний посуд 7.

3.5 Базове наукове обладнання для забезпечення досліджень паливних систем повітряних суден

3.5.1 Термобароклав КТВВ-8000/2

В корисному просторі термобароклава КТВВ-8000/2 (рисунок 3.9) можна створити необхідні за умовами експерименту термодинамічні стани, реєструвати і спостерігати за їх впливом на досліджувані об'єкти. Величини, такі як температура і тиск, можна швидко змінювати, а також варіювати вологість повітря в широких межах.



Рисунок 3.9 - Термобароклав КТВВ-8000/2

Об'єм корисного простору 8 м³. Розміри корисного простору: 2,3 x 2,2 x 1,87 м.

Діапазон температур, що моделюються у корисному просторі, від +300 до -70 °С.

Діапазон вакууму: від нормального атмосферного тиску до 1,5 мм рт. ст.

Відносна вологість, яка моделюється, від 10 до 95 % залежно від температури в корисному просторі.

Термобароклав складається з наступних вузлів: випробувальної камери, комплектного компресор-конденсаторного холодильного агрегату, вакуумної установки, трансформатора для опалення корисного простору, пристрою для кондиціонування повітря, електричного столу керування.

Випробувальна камера виконана у виді горизонтального циліндра. Усередині ізольована швейними матами зі скловолокна. Внутрішній казан є паронепроникним, тому волога не попадає в ізоляцію під час роботи в режимі "Кондиціонування повітря".

Лицьова сторона сконструйована у вигляді загальних дверей корисного об'єму та її можна пересунути електромеханічним способом за допомогою кранового візка. Для спостереження корисного простору під час роботи у двері є два віконця, засклені декількома шарами спеціального скла. Вони опалюються електричним способом для запобігання від запотівання і замерзання.

Корисний простір камери освітлюють три вікна з багатошаровими стеклами спеціального призначення. Внутрішній простір випробувальної камери поділяється на корисний і випарний об'єми розділені перегородкою із мінеральної вати. Повітряні канали, що проходять через перегородку зверху, з'єднують обоє просторів. Для проведення вимірів і випробувань у корисному просторі є прохідні отвори назовні.

3.5.2 Лабораторне устаткування для підготовки необхідних показників якості і дослідження фізико-хімічних властивостей авіаційних палив

У більшості випадків для вирішення поставлених задач досліджень застосовувалися товарні реактивні палива з різним вмістом емульсійної та розчинної води, механічними домішками і різної концентрації противодокристалізаційних рідин (ПВКР).

Одержання необхідних показників якості ПММ (об'єкту досліджень) проводилися на стенді підготовки палив з наступним контролем проб у лабораторії фізико-хімічних досліджень (ЛФХД).

Для визначення вмісту води в паливі і ПВК рідинах, використовувалися наступні методи і прилади:

- метод Фішера (ДСТ 14870-77) при вмісті води в пробі 0,0005 - 0,05% по масі;
- гідрид-кальцієвий метод, при вмісті води в пробі 0,003 - 0,3 % по масі;
- газовий хроматограф SIXM-80.

Визначення концентрації в паливі ПВК рідини, залежно від поставленої мети експерименту, виконувалося рефрактометричним чи експресним методом хроматографічного поділу палива на селікагелі обробленому розчином хлористого кобальту.

Для тонкого очищення палив, гідросумішей та олив від механічних забруднень і одержання еталонних рідин для гранулометричного аналізу був використаний пересувний стенд СОГ-904А.

Підрахунок часток механічних домішок, зважених у рідких середовищах, і визначення їх дисперсного складу здійснювалося аналізатором ФС-151 .

Температура помутніння і початку кристалізації моторних палив за ДСТ 5066-56 у лабораторних умовах визначалася на установці типу ЛТЗ. Модернізований блок охолодження палива дозволив охолоджувати із заданою швидкістю як охолоджувальною сумішшю, так і рідким азотом.

Устаткування, прилади і хімічний посуд у комплекті ЛФХД дозволяють проводити аналізи та наступні роботи: зважування речовин і проб на вагах різних типів, підготовку проб до аналізів (нагрівання, прожарювання, здрібнювання, змішування, фільтрування, дистиляція, висушування, перегонка тощо), якісне й кількісне визначення макро і мікро кількостей досліджуваних речовин методами інструментального аналізу (спектрофотометричний на приладі СФ-26; фотоколориметричний на приладах ФЭК-56Н та КФК-2; газова хроматографія на приладах "Газохром 3101" і ЛХМ-80).

3.5.3 Стенд підготовки палива

Стенд підготовки палива (рисунок 3.10) призначений для забезпечення заправлення експериментального стенду паливом з показниками якості, що відповідають вихідним умовам проведених досліджень.



Рисунок 3.10 - Стенд підготовки палива

Стенд підготовки палива дозволяє: підігрівати паливо повітрям від моторного підігрівника МП-85 до температури 50 0С; вимірювати обводнювання палива шляхом диспергування води до вмісту 0,02 % по масі; вводити в паливо необхідні присадки і забруднення, рівномірно розподіляючи їх по об'єму; здійснювати очищення палива від механічних домішок за допомогою фільтрів.

Стенд складається з двох баків-кесонів, місткістю по 2000 л кожний, установлених на звареній платформі один над другим, агрегатів паливної системи, з'єднувальної арматури, трубопроводів. Для підігріву палива в стенд включений паливно-повітряний радіатор (ППР) і моторний підігрівник, а для уведення води - випромінювач і ультразвуковий генератор. Для додавання води і присадок є мірні ємності з дросельними кранами.

Паливна система стенда дозволяє заправлення паливо з паливосховища як роздільно, так і одночасно в обидва баки стенда. При необхідності заправлення здійснюється безпосередньо в експериментальний стенд.

Можливе: перемішування палива як у кожному з баків, так і послідовно (з верхнього бака в нижній, а з нижнього у верхній); підігрів палива в процесі прокачування; уведення в паливо води і присадок; подача підготовленого палива в експериментальний стенд паливної системи (СПС) виробіток невикористаного палива в паливосховище.

Заправлення палива в стенд підготовки відбувається з паливосховища. Паливо проходить через фільтр типу 12ТФ-15СН із тонкістю фільтрації 12...16 мкм.

Підігрів палива в стенді здійснюється за рахунок подаваного від моторного підігрівника повітря з температурою 100...120 0С.

Контроль температури подаваного повітря ведеться по приладу, установленому на підігрівнику, а температури палива - термометрами, встановленими в баках з виходом показань на прилад, розташований на пульті стенда.

Уведення в паливо води (обводнювання), як правило, робиться після підігріву палива (для збільшення межі розчинності води в паливі) і наступним перемішуванням з одночасним прокачуванням частини палива через ультразвуковий емульгатор. З нього водно-паливна емульсія подається на вхід перекачувального насоса, де ще раз перемішується його крильчаткою з основним потоком палива, який забезпечує рівномірний розподіл води по

об'єму за рахунок сталості подачі основного потоку палива і подачі водно-паливної суміші.

Тривалість обводнювання 1000 л палива до надлишкового вмісту емульсійної води - 0,005% по масі складає близько 20 хв. Обводнювання палива диспергуванням вільної води в ультразвуковому полі з наступним змішанням паливної емульсії з основним потоком палива дозволяє одержувати стійкі суміші з вмістом води до 0,02 % по масі з розмірами часток 1...5 мкм, що досить близько до дисперсності реальних водно-паливних емульсій, які утворюються в реальних умовах при виділенні вологи в паливі.

Уведення в паливо присадок і забруднень здійснюється зі спеціальної мірної ємності безпосередньо в потік палива, де відбувається механічне змішування.

Контроль параметрів підготовленого палива ведеться шляхом добору проб і наступного їх аналізу.

Подача палива в експериментальний стенд і виробіток залишків або невикористаного палива в паливосховище здійснюється по паливних магістралях, які з'єднують ці об'єкти.

Керування стендом відбувається з пульта, змонтованого на платформі й оформленого у виді мнемосхеми.

3.5.4 Мережі спеціальних струмів

Натурні стенди паливних систем, на яких проводилися дослідження, укомплектовані штатним літаковим електроустаткуванням. Електропостачання його складається з первинної і вторинної систем. Первинна енергосистема одержує електроенергію від первинних джерел постійного та перемінного струмів. Вторинна - у результаті перетворення первинної енергії (по роду струму і напруги) за допомогою перетворювачів.

Первинні джерела струму забезпечує мережа постійного струму напругою 27 В та мережа трифазного перемінного струму напругою 208 В, стабільною частотою 400 Гц.

Вторинна енергосистема забезпечує одержання однофазного перемінного струму напругою 115 і 36 В, частотою 400 Гц.

Як основне джерело постійного струму напругою 27 В застосований адаптований промисловий випрямляч ВУ-12/600, у якого вторинні обмотки силового трифазного трансформатора мають збільшене число витків, що забезпечує вихідну напругу до 30 В при струмі навантаження до 300 А.

Керування роботою електроагрегатів здійснюється з трьох пультів, обладнаних також апаратурою сигналізації роботи електроагрегатів.

Основними споживачами електроенергії є паливні підкачувальні та перекачувальні насоси типів: ЕВН-45Б, ЕВН-325, агрегат 463, ЕВН-319, ЕВН-ГР-5, ЕВНГр-15, паливні крани типів: МЗК-2, МЗК-3, 775500, 768600А, 771700.

Споживачами мережі перемінного струму є також блоки системи контролю рівня палива в баках стендів і системи виміру витрати палива.

Висновки до розділу 3

1. Стенди для діагностування паливних систем ПС, спроектовані та виготовлені за принципом реалізації повнофакторного моделювання роботи системи, повинні задовольняти наступним вимогам:

- у конструкції стенда використовуються лише реальні (оригінальні) агрегати паливної системи конкретного ПС;

- забезпечується повне моделювання у реальному часі: гідродинамічних, термобаричних процесів, процесів тепло- та масопереносу, фізичних показників навантажень, подач, характеристик роботи агрегатів;

- при моделюванні функціонування системи для умов польоту вищеперелічені процеси нерозривні щодо один одного в часі та відповідають реальним для паливної системи ПС;

- допускається масштабувати обсяги баків-кесонів за умови забезпечення реальних подач палива у досліджуваних агрегатах та ділянках паливопроводів.

2. Стенд паливної системи ПС повинен мати у своєму складі:

- термобарокамери;

- стенди підготовки якості палива;

- мережі спеціальних струмів;

- реєструючу та діагностичну апаратуру;

- паливні ємності, що моделюють баки-кесони та ємності паливосховищ;

- пристрої для моделювання просторових еволюцій ВС у польоті.

3. В роботі спроектовано експериментальний натурний стенд для дослідження тепломасообмінних процесів у баках-кесонах ПС, який розроблено та складено на базі паливної системи літака Ан-70.

4. Експериментальні дослідження кінетики вологи в паливних баках літака були проведені на прикладі роботи паливної системи літака Ту-204.

5. Спроектовано експериментальну установку для дослідження дифузії води в авіаційних паливах.

6. Визначено мінімально необхідний склад базового наукового обладнання для забезпечення досліджень паливних систем повітряних суден.

4 МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ДИФУЗІЇ ВОДИ У ПАЛИВІ ТА КІНЕТИКА ВОЛОГОПЕРЕНОСУ В БАКАХ-КЕСОНАХ ПС

4.1 Дифузія води у паливі та дифузійні моделі, які використовуються для аналізу вологообміну в баках ПС

Для розуміння або аналізу будь-якого процесу масопередачі дуже важливо враховувати фазову рівновагу між компонентами системи. Саме її порушення зумовлює вологоперенос у паливних баках. Рівновага в системі паливо-вода-повітря підпорядковується закону Генрі [1].

Перехід води з повітря в паливо і навпаки можна розділити на три стадії:

- перенос вологи з повітря до границі повітря - паливо;
- власне розчинення водяної пари у паливі через його поверхню;
- перенос розчиненої вологи від границі фази в об'єм палива.

Як відомо [2], товщина шару палива істотно впливає на швидкість насичення палива водою.

Перенос води в паливі відбувається шляхом молекулярної дифузії, або молекулярної та конвективної дифузії одночасно.

Перенос шляхом молекулярної дифузії зумовлений безладним тепловим рухом молекул води, при якому відбувається їх стихійний перерозподіл. При різній концентрації він призводить до зменшення її різниці, і, таким чином, до переносу маси в напрямку зниження концентрації.

Цей процес описується в загальному виді першим законом Фіка [3, 4]:

$$j = -D \frac{\partial c}{\partial x}, \quad (4.1)$$

де j - густина потоку води через одиницю поверхні в напрямку x ;

D - коефіцієнт молекулярної дифузії води в паливі;

$\frac{\partial c}{\partial x}$ - градієнт концентрації води в напрямку x .

Коефіцієнт дифузії являє собою складну величину. Він є функцією температури і властивостей обох компонентів розчину, концентрації води, але не залежить від гідродинамічних умов. Вплив тиску на дифузію в рідинах

вивчено недостатньо. Відомо, що при помірних тисках коефіцієнт дифузії незначно від них залежить. При тиску понад 15...20 Мпа - D зменшується.

Аналіз літературних джерел свідчить, що суворої теорії дифузії в рідинах не існує. Проте, є деякі наближені теорії - гідродинамічна (Стокса-Ейнштейна), кінетична, абсолютних швидкостей і тощо [5, 6, 7], які виявилися корисними при оцінці порядку розрахункових значень коефіцієнтів дифузії.

Теорія Стокса - Ейнштейна заснована на моделі, відповідно якої частка розчиненої речовини розглядається як сфера, що рухається через суцільне середовище розчинника. Вона визначає коефіцієнт дифузії у вигляді [7, 10]:

$$D = \frac{KT}{6\pi r_0 \mu}, \quad (4.2)$$

де r_0 - радіус сферичної частки, м;

T - абсолютна температура, К;

μ - коефіцієнт динамічної в'язкості розчинника, Па·с;

K - постійна Больцмана, Дж/К.

Доведено, що це рівняння добре описує дифузію великих сферичних часток або молекул [8].

Через недостатню розробленість цих теорій відсутні задовільні методи розрахунку коефіцієнтів дифузії на основі суворих теоретичних уявлень, внаслідок чого було отримано багато емпіричних залежностей [9]. Однією з них, найбільше підходящої для визначення коефіцієнту дифузії води в органічних розчинниках, є формула Уілкі та Ченга [10], отримана на основі гідродинамічної теорії, описана виразом:

$$D_{AB} = 7,4 \cdot 10^{-8} \left[\frac{(\Phi M_B)^{1/2} T}{\mu_B V_A^{0,6}} \right], \quad (4.3)$$

де D_{AB} - коефіцієнт дифузії розчиненої речовини A при дуже низькій її концентрації в розчиннику B , см²/с;

Φ - поправочний коефіцієнт враховуючий асоціації молекул розчинника

B. Для неасоційованих рідин ефіру, бензолу, гептану $\Phi = 1,0$, для води - 2,6, метанолу - 1,9, етанолу - 1,5;

M_B - молекулярна маса розчинника;

μ - в'язкість розчинника $Pa \cdot c$;

V_A - мольний об'єм розчиненої речовини при нормальній температурі кипіння, $cm^3 / \text{моль}$.

Поряд із градієнтом концентрації, молекулярна дифузія може відбуватися під дією градієнтів температури (термодифузія або ефект Соре) і тиску (бародифузія) [11].

При термодифузії більші молекули прагнуть перейти в холодні області. При бародифузії важкі молекули прагнуть в область підвищеного, а легкі - пониженого тиску.

Термодифузія і бародифузія виявляються тільки при значних перепадах температури і тиску. У більшості випадків масообмінних процесів в паливних системах ПС ефектами термодифузії і бародифузії зневажають, тому що їх коефіцієнти на декілька порядків менше коефіцієнта молекулярної дифузії [12].

Розглянемо дифузію води в нерухомому середовищі палива. Випадок, хоч і рідкісний, але представляє самостійний інтерес, тому що опорною точкою для моделей процесів сорбції в рідинах, які перемішуються, є процеси в нерухомих рідинах.

Зміну в часі та просторі концентрації води в нерухомому середовищі палива можна описувати диференціальним рівнянням молекулярної дифузії (другий закон Фіка) [13]:

$$\frac{\partial c}{\partial \tau} = D \left(\frac{\partial^2 c}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 c}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 c}{\partial z^2} \right). \quad (4.4)$$

Якщо будемо розглядати дифузію тільки в напрямку y , то

$$\frac{\partial c}{\partial \tau} = D \frac{\partial^2 c}{\partial y^2}. \quad (4.5)$$

Для рішення цього рівняння стосовно дифузії води в нерухомому

середовищі палива, яка має безкінечну площу поверхні, задаємо наступні умови: концентрація води в паливі скрізь дорівнює C_0 у момент часу $\tau = 0$. Поверхнева концентрація при $y = 0$ раптово змінюється від C_0 до C_i і підтримується при цьому значенні.

Відомим рішенням для даного випадку "проникності" є вираз [14]:

$$\frac{C_i - C}{C_i - C_0} \equiv \eta = \operatorname{erf}\left(\frac{y}{2\sqrt{D\tau}}\right) \quad (4.6)$$

де η - відношення досягнутої зміни концентрації до повної можливої зміни концентрації води;

$\operatorname{erf}y$ - функція помилок Гауса, яка може бути знайдена:

$$\operatorname{erf}y = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^y e^{-y^2} dy. \quad (4.7)$$

Значення функції помилок Гауса можна знайти в таблицях [16].

У будь-який момент часу потік води в паливі можливо визначити:

$$j = -D \left(\frac{\partial c}{\partial y} \right)_{y=0} = (C_i - C_0) \sqrt{\frac{D}{\pi\tau}}. \quad (4.8)$$

Кількість води, що надійшла в паливо за час $\tau = 0$ до $\tau = \tau_i$ складе:

$$\int_0^{\tau_i} j d\tau = 2(C_i - C_0) \sqrt{\frac{D}{\pi\tau_i}}. \quad (4.9)$$

Середнє значення потоку води за даний період часу визначається:

$$j_{cp} = I = \int_0^{\tau_i} j d\tau = 2(C_i - C_0) \sqrt{\frac{D}{\pi\tau_i}}. \quad (4.10)$$

Якщо $C_0 = 0$ і позначити $C_i = HP_n$, то середню швидкість дифузії води з повітря в нерухоме середовище палива можна визначити за виразом:

$$W = 2HP_n \sqrt{\frac{D}{\pi\tau_i}}, \quad (4.11)$$

де H - коефіцієнт Генрі;

P_n - парціальний тиск пари води.

Розрахунок процесу абсорбції аналогічний розрахунку процесу десорбції вологи в паливі, якщо забезпечуються симетричні умови.

Наведені вище розрахунки молекулярної дифузії води в паливі справедливі тільки для молекулярного переносу в нерухомому середовищі при умові ізотермічності процесу, що на практиці зустрічається дуже рідко. У розрахунку також не врахована залежність коефіцієнта молекулярної дифузії від концентрації розчиненої в паливі води, що може істотно впливати на величину дифузійного потоку.

Якщо середовище рухоме, то разом із молекулярною дифузією відбувається конвективний перенос у напрямку руху.

У паливних баках при наявності нерівномірності температури палива в локальних об'ємах або в шарах відбувається конвективний рух палива. Слідством градієнта температури є градієнт густини і, під дією масових (гравітаційних) сил, рідина виконує вільно-конвективний рух. Крім того, рух палива відбувається при еволюціях літака в результаті роботи насосів, які підкачують паливо, і т.п.

У цьому випадку розподіл концентрації води в паливі описується диференціальним рівнянням конвективної дифузії [15,16]

$$\frac{\partial c}{\partial \tau} + V_x \frac{\partial c}{\partial x} + V_y \frac{\partial c}{\partial y} + V_z \frac{\partial c}{\partial z} = D \left(\frac{\partial^2 c}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 c}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 c}{\partial z^2} \right). \quad (4.12)$$

Перенос вологи конвективною дифузією значно збільшує інтенсивність процесу вологопереносу. Навіть при дуже слабких ламінарних плинах палива конвективний перенос значно переважає над молекулярним.

Так як в рівнянні (4.12) крім концентрації, перемінною є і швидкість потоку, то його треба розглядати разом з рівняннями руху і нерозривності потоку. Проте, така система рівнянь не має загального аналітичного рішення. На практиці, у баках при перекачуванні та виробітку палива є турбуляція об'єму палива. Якщо конвективний перенос здійснюється під дією турбулентних плинів, то вологоперенос описується законом турбулентної дифузії і потік вологи дорівнює [14, 17]

$$j_{\text{турб}} = -(D + D_T) \frac{\partial c}{\partial x}, \quad (4.13)$$

де D_T - коефіцієнт турбулентної дифузії, м²/с.

На відміну від коефіцієнта молекулярної дифузії, D , D_T залежить від гідродинамічних умов і визначається в основному швидкістю потоку і масштабом турбулентності. Коефіцієнт турбулентної дифузії розраховується експериментально або за значеннями коефіцієнта турбулентної в'язкості ν_T . Передбачається, що $\nu_T \approx D_T$ [18], D_T більше ніж D в 105 разів у рідинах, тому рівняння (4.13) можна представити у вигляді:

$$j_{\text{турб}} \approx -D_T \frac{\partial c}{\partial x}. \quad (4.14)$$

Основне питання теорії масопередачі полягає у визначенні сутності процесів на міжфазній поверхні. При цьому, необхідно не тільки з'ясувати вид механізму переносу речовини через міжфазну поверхню, але і виявити всю сукупність взаємодіючих мікро і макроефектів.

Ці дві моделі масопередачі та їх різні доповнення не враховують гідродинаміку процесу. Тому для турбулентного масопереносу вони практично не застосовуються.

У протигагу згаданим, модель дифузійного граничного шару [8, 10, 13, 19] описує перенос між фіксованою поверхнею і турбулентним потоком рідини. Передбачається, що в ядрі фази концентрація речовини постійна. Поблизу поверхні поділу фаз існує область (в'язкий граничний шар), в якій під дією сил тертя відбувається загасання турбулентних пульсацій по мірі наближення до поверхні. При цьому коефіцієнт турбулентної дифузії зменшується й у самої поверхні $D_T = 0$. Проте, у більшій частині в'язкого шару, незважаючи на малу величину турбулентної пульсації, перенос речовини здійснюється переважно турбулентною дифузиею. Лише в невеликій зоні в'язкого шару, який називають дифузійним прошарком, що безпосередньо примикає до границі поділу фаз, молекулярний перенос стає переважним.

Швидкість масообміну визначається рівнянням (4.14).

Товщина дифузійного прошарку δ_0 пов'язана з товщиною в'язкого шару δ_ν залежністю

$$\delta_0 = \left(\frac{D}{\nu} \right)^{\frac{1}{n}} \delta_\nu, \quad (4.15)$$

де ν - кінематична в'язкість;

n - константа, визначена дослідним шляхом.

Відповідно дослідних даних [20] $n = 2 \dots 6$. Для границі рідина - тверда стінка $n=3$, а для границі рідина - газ $n=2$.

Теорія граничного дифузійного шару найповніше описує процес масопередачі, проте має відомі недоліки, пов'язані з тим, що значення δ і n можна визначити тільки дослідним шляхом. У той же час теорія дозволяє методом фізично обґрунтованих спрощень перебороти математичні труднощі з рішенням рівняння конвективної дифузії і розумно підійти до опису турбулентного режиму масопередачі.

В даний час жодну з відомих моделей механізму масопереносу не можна вважати надійною для практичних розрахунків. Причина цього - недостатня вивченість турбулентного руху для окремих випадків. Для розрахунку процесів масопереносу використовують емпіричні коефіцієнти і теорії подоби. Там, де це можливо, корисно застосовувати аналогії між масовіддачею, тепловіддачею і переносом кількості руху.

4.2 Кінетика вологопереносу в системі паливо - вода – надпаливний простір в баці-кесоні ПС

У загальному випадку, між водою, розчиненою в паливі, та вологою, що міститься в повітрі надпаливного простору, існує динамічна рівновага.

При порушенні рівноваги, із зміною атмосферних умов, варіює розчинність води в паливі, і вона або переходить із палива в повітря, або навпаки.

Вологоперенос у системі паливо - вода - повітря є дуже складним

процесом, який включає перенос вологи в повітрі та паливі, а також через границю поділу паливо - повітря. Таким чином, кожна фаза і поверхня надає визначений опір процесу переносу. Врахування всіх перелічених чинників потребує прийняття деяких допущень.

Звичайно в хімічній технології при розгляді абсорбції і десорбції газу в рідині приймається, що опір на границі поділу не існує. Це рівнозначно допущенню існування в кожний момент часу рівноваги на поверхні зіткнення фаз і тоді загальний опір переносу складається з опорів обох фаз (принцип адитивності опору). Крім того, вважається, що коефіцієнт розподілу речовини, яка переноситься, не залежить від концентрації її в рідині [13, 15], тоді швидкість переносу речовини у фазах описується рівняннями масовіддачі, відповідно яким, швидкість масовіддачі пропорційна поверхні контакту і рушійній силі масовіддачі

$$W = \beta F \Delta C, \quad (4.16)$$

де W - швидкість переносу речовини, кг/с;

β - коефіцієнт пропорційності, який називають коефіцієнтом масовіддачі в фазі (коефіцієнт вологовіддачі), м/с;

F - поверхня контакту фази, м²;

ΔC - рушійна сила масовіддачі, рівна різниці концентрації коло границі фаз і в об'ємі відповідних фаз, кг/м³.

Для процесу десорбції вологи з палива в повітря можна написати рівняння масовіддачі для палива і повітря відповідно мають вигляд:

$$W = \beta_n F (C_n - C_{n\bar{a}\bar{d}}), \quad (4.17)$$

$$W = \beta_\epsilon F (C_{\epsilon ep} - C_\epsilon), \quad (4.18)$$

де β_n, β_a - коефіцієнт масовіддачі води (вологовіддача) в паливі й повітрі відповідно, м/с;

F - площа поверхні палива в баці, м²;

C_n, C_ϵ - середня концентрація води в паливі і повітрі відповідно, кг/м³;

$C_{nep}, C_{\epsilon ep}$ - концентрація води на границі для палива і повітря відповідно,

кг/м³.

В подальшому розгляді кінетики вологообміну в системі паливо - вода - повітря надпаливного простору бака ПС під термінами вологопередача і вологовіддача будемо розуміти наступне.

Вологопередача - передача води від палива в повітря надпаливного простору або, залежно від термобарометричних умов концентрацій вологи у фазах, у зворотному напрямку через поверхню поділу.

Вологовіддача - перенос води в межах однієї фази (паливо або повітря) до поверхні поділу фаз або від неї.

Коефіцієнт вологопередачі являє собою складну величину, яка залежить від багатьох чинників. Наприклад, β_n є функцією фізико-хімічних властивостей палива і води, гідродинамічних умов палива в баці, геометричних характеристик бака тощо.

У загальному випадку на процес масовіддачі впливає напрямок дифузії. Так, при десорбції концентрація речовини, яка переноситься, падає в напрямку границі поділу фаз. Тим часом, концентрація суміші не може бути різною в різних точках, тому для вирівнювання виникає конвективний потік усєї маси рідини в напрямку границі поділу фаз, який називається стефановим потоком [10, 14]. З урахуванням стефанова потоку рівняння (4.17) прийме вид

$$W = \beta_n F (C_n - C_{n\dot{\alpha}\delta}) \frac{\tilde{N}_{\dot{\alpha}\alpha}}{\tilde{N}_{\dot{n}\delta}}, \quad (4.19)$$

де $\tilde{N}_{\dot{\alpha}\alpha}$ - загальна концентрація (густина) суміші води і палива, кг/м³;

C_{cp} - середня логарифмічна концентрація палива в граничному шарі, кг/м³.

Концентрація води в паливі звичайно мала, тому множник $\frac{\tilde{N}_{\dot{\alpha}\alpha}}{\tilde{N}_{\dot{n}\delta}}$ близький до одиниці і процес масовіддачі визначається рівнянням (4.19).

Для визначення коефіцієнтів масовіддачі потрібно інтегрувати рівняння

дифузії разом з рівняннями руху Нов'є-Стокса та рівнянням нерозривності потоку при заданих початкових і граничних умовах.

Проте, система названих рівнянь практично не має загального рішення. Воно можливе тільки в окремих випадках чисельними методами при значних допущеннях. Тому, не вирішуючи систему основних рівнянь, методом теорії подоби знаходять зв'язок між перемінними, які характеризують процес переносу в потоці фази у вигляді узагальненого критеріального рівняння

$$Sh = \frac{\beta l}{D}, \quad (4.20)$$

де Sh - критерій Шервуда;

β - коефіцієнт масовіддачі, м/с;

l - характерний розмір, м;

D - коефіцієнт дифузії, м²/с.

Якщо коефіцієнт масовіддачі β - міра інтенсивності сумарного переносу речовини у фазі, то мірою інтенсивності молекулярної дифузії є D . Тому, можна вважати, що число Sh виражає відношення інтенсивності переносу в ядрі фази до інтенсивності переносу в дифузійному пограничному прошарку, де вона визначається молекулярною дифузією.

Рішення рівнянь вологовіддачі є складним завданням у зв'язку з неможливістю оцінити концентрацію безпосередньо в границі поділу фаз, тому перенос води в системі паливо - повітря доцільно описувати рівнянням масопередачі [21, 22]

$$W = KF\Delta C = KF(C - C^*), \quad (4.21)$$

де K - коефіцієнт масопередачі, м/с;

C - концентрація у фазі, кг/м³;

C^* - рівноважна концентрація, кг/м³.

Тоді, для десорбції вологи з палива можна написати рівняння для палива і повітря відповідно:

$$W = K_n F (C_n - C_n^*), \quad (4.22)$$

$$W = K_b F (C_b^* - C_b) \quad (4.23)$$

Рівняння вологопередачі та вологовіддачі (4.17, 3.18) за формою аналогічні. Проте, між ними є важливі розходження, такі, як між коефіцієнтами масопередачі й масовіддачі.

У рівнянні вологовіддачі рушійною силою є різниця концентрації води у фазі та на границі фаз, причому, остання реально існує, хоча і не піддається безпосередньому виміру.

У рівнянні вологопередачі рушійною силою є різниця між реальною концентрацією однієї з фаз і деякою фіктивною концентрацією (C_b^* або C_n^*) не існуючою в нерівноважному процесі.

Розгляд рівнянь вологопередачі і вологовіддачі дає наступне співвідношення їх коефіцієнтів

$$\frac{1}{K_n} = \frac{1}{m\beta_b} + \frac{1}{\beta_n}, \quad (4.24)$$

$$\frac{1}{K_b} = \frac{1}{\beta_b} + \frac{m}{\beta_n}, \quad (4.25)$$

де $m = \frac{C_b}{C_n}$ - коефіцієнт розподілу або константа фазової рівноваги.

За умови, що $m = const$, $K_b = K_n / m$, рівняння (4.24) і (4.25) виражають принцип адитивності фазових опорів.

Вода погано розчинна в паливі, опір вологопереносу з боку палива набагато більший, ніж з боку повітря, тому

$$\frac{1}{\beta_n} \gg \frac{1}{m\beta_b} \quad (4.26)$$

і з рівняння (4.24) можна написати

$$K_n \approx \beta_n \quad (4.27)$$

Коефіцієнт вологопередачі β_n залежить від тих самих чинників, що і β_n . Проте, він не залежить від напрямку переносу, тобто процес абсорбції рівнозначний процесу десорбції. Розходження лише в тому, що рушійна сила змінює знак.

Легше визначити β_n ніж β_n , тому для десорбції вологи з палива можна написати

$$W = \beta_n F(C_n - C_n^*) \quad (4.28)$$

При виведенні цих рівнянь, прийнято допущення про відсутність залежності β від концентрації води в паливі. Крім того, вважається, що коефіцієнт розподілу постійний, і не залежить від концентрації розчиненої речовини. У роботі [23] доведена практична придатність цих рівнянь, коли ці умови не виконуються.

На кінетику вологопереносу впливають різні чинники, які визначають процеси в паливі й у повітрі надпаливного простору бака, а саме: сублимація і концентрація води в надпаливному просторі, перехід води з розчиненого стану в емульсійний, можливість конденсації води в паливі при зниженні температури, утворення кристалів льоду, гідродинамічні умови в паливі та повітрі. Крім того, значно вплинути на процес вологопереносу може наявність у паливі поверхнево активних речовин (ПАР), а також виникнення міжфазної турбулентності.

У польоті перемішування палива відбувається при вібраціях і еволюціях літака, роботі насосів, які підкачують і перекачують паливо. Під дією гравітаційних сил, градієнтів густини концентрацій, при зміні температури відбувається вільний конвективний рух палива. Можливе також виникнення Стефанового потоку. Аналіз усіх перерахованих чинників доцільно проводити, спростивши задачу шляхом вилучення деяких складових, що мають другорядне значення. Поверхнева турбулентність або ефект Марангоні [12, 15, 17], наявність ПАР, а також змушений рух палива при еволюціях літака і роботі насосів не розглядаються, вважаючи, що вони малі порівняно з вільно-конвективним рухом завдяки неоднорідності температури і густини палива. Крім того, існування і величини цих чинників носять випадковий характер.

Якщо при змушеному русі швидкість потоку задається умовами, то при природній конвекції вона є слідством самого явища, яке створює додаткові труднощі при розгляді природної конвекції. Як правило, процес вологовіддачі

при природній конвекції описується критеріальним рівнянням

$$Sh = f(Gr \cdot Sc) = C(Gr \cdot Sc)^n, \quad (4.29)$$

де C, n - емпіричні константи;

$$Gr = \frac{gl^3}{\nu^2} \cdot \frac{\Delta\rho}{\rho} - \text{критерій Грасгофа, який характеризує рух палива під дією}$$

сили тяжіння, тобто відношення сили тяжіння до внутрішнього тертя (в'язкості);

g - прискорення вільного падіння, м/с²;

l - характерний розмір бака, м;

$\Delta\rho$ - зміна густини кг/м³;

Sh - критерій Шмідта, який характеризує відношення потоку кількості руху до дифузійного потоку.

Вільна конвекція при зміні температури в рідинах ускладнена тим, що виникнення неоднорідності густини суміші, яка викликає конвективний рух, обумовлюється одночасно градієнтами концентрації та температури. При цьому вологоперенос або посилюється, якщо градієнти збігаються за знаком, або слабшає, коли вони відмінні.

У роботах [18, 24] розглянуто випадок природної конвекції, обумовлений градієнтами концентрації й температури, та отримана аналітична залежність для числа Gr , яке враховує внесок градієнтів концентрації і температури в процесі масопереносу у виді:

$$Gr = Gr_c + \left(\frac{Sc}{Pr}\right)^{1/2} Gr_T, \quad (4.30)$$

де Gr_c, Gr_T - числа Грасгофа, які враховують вплив градієнтів концентрації та температури на вологоперенос відповідно;

$$Gr_c = \frac{gl^3}{\nu^2} \cdot \frac{\Delta\rho_c}{\rho}; \quad Gr_T = \frac{gl^3}{\nu^2} \cdot \frac{\Delta\rho_T}{\rho} = \frac{gl^3 \alpha_T \Delta T}{\nu^2}, \quad (4.31)$$

де $\Delta\rho_T, \Delta\rho_c$ - зміна густини суміші за рахунок градієнта температури і концентрації відповідно, кг/м³;

α_T - коефіцієнт об'ємного розширення, 1/К;

ΔT - зміна температури, К.

Справедливість застосування рівняння (4.30) також показана в роботах [25, 26], де отримана добра збіжність результатів розрахунків з експериментальними даними по масопереносу в рідині.

Узагальнений критерій Шервуда визначається рівняннями (4.29).

У розчині води в паливі концентрація води мала, неоднорідність густини палива за рахунок градієнта концентрації незначна і відношення $\frac{\Delta\rho}{\rho} \ll 1$ прагне до нуля. Крім того, для палива, як і для багатьох рідин, число Шмідта $S_h \approx 103$, тоді як число Прандтля $Pr \approx 10$. Таким чином, без втрат точності при наведених умовах

$$Gr_c \ll \left(\frac{Sc}{Pr}\right)^{1/2} Gr_T \quad (4.32)$$

можна написати

$$Gr \approx \left(\frac{Sc}{Pr}\right)^{1/2} Gr_T \quad (4.33)$$

У свою чергу

$$Gr_T = \frac{gh^3\alpha_T(t_T - t_b)}{\nu^2}; Sc = \frac{\nu}{D}; Pr = \frac{\nu}{a}, \quad (4.34)$$

де h - висота шару палива в баці, м;

t - температура палива, $^{\circ}\text{C}$;

t_b - температура повітря в баці, $^{\circ}\text{C}$;

ν - кінематична в'язкість палива, $\text{м}^2/\text{с}$;

α_T - коефіцієнт об'ємного розширення палива, $1/\text{град}$.

a - коефіцієнт теплопроводності палива, $\text{Вт}/\text{м К}$.

Швидкість десорбції вологи з палива в баках-кесонах літака в умовах польоту можна визначити по формулі (4.28).

Під час польоту літака температура палива і повітря в баках постійно змінюються. Очевидно, при різних температурах коефіцієнт вологовіддачі буде

приймати різні значення, внаслідок чого швидкість десорбції вологи з палива також зміниться.

Із умов матеріального балансу випливає, що зменшення вологовмісту палива повинно дорівнювати водяному потоку, який відводиться конвекцією [13, 27]:

$$-V_i \frac{dc}{d\tau} = \beta F (C_0 - C^*) \quad (4.35)$$

де V_n - об'єм палива, m^3 .

Якщо ввести нову перемінну $\Theta_\tau = C_\tau - C^*$, то за умови $\tau = 0; C_\tau = C_0$; $\Theta_\tau = C_0 - C^*$, рішення рівняння (4.35) має вид:

$$\frac{\Theta_\tau}{\Theta_0} = \frac{\tilde{N}_\tau - \tilde{N}^*}{\tilde{N}_0 - \tilde{N}^*} = e^{-\int_0^\tau \frac{\beta F}{V_i} d\tau} \quad (4.36)$$

звідси

$$C = (C_0 - C^*) e^{-\int_0^\tau \frac{\beta F}{V_i} d\tau} + \tilde{N}^* \quad (4.37)$$

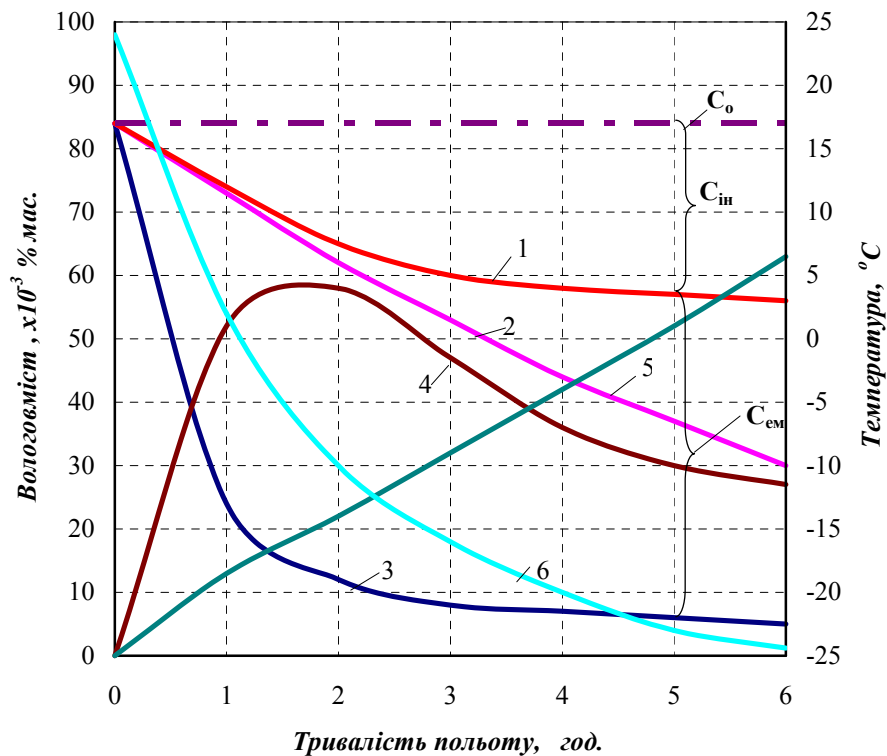
Отримана залежність дозволяє визначити вміст води в паливі в будь-який момент часу при різних температурах.

Рівняння (4.37) має важливе практичне значення. Воно дозволяє зробити кількісне визначення фазових переходів і накопичення води в літакових паливних баках. Якщо C^* представляє вміст розчиненої води в паливі за даних умов, то різниця $C - C^*$ показує кількість емульсійної води, яка утворюється в паливі, $C_{ем}$. Різниця $C_0 - C$ - кількість води, виділеної в надпаливний простір $C_{ін}$, з якої утвориться потім іній і конденсат, рисунок 4.1.

З рівняння (4.37) видно, що на інтенсивність зміни вологовмісту палива впливають три незалежні величини: рівноважна концентрація C^* , коефіцієнт вологовіддачі β , а також відношення вільної поверхні палива до його об'єму $\frac{F}{V_i}$.

Якщо C^* і β головним чином є функціями температури палива і змінюються залежно від умов охолодження палива в баках літаків, то величина

$\frac{F}{V_i}$ для кожного бака залежить від його розташування й особливостей паливної системи даного літака. Великі відношення мають плоскі баки, які знаходяться в крилах, особливо у їх від'ємних частинах. Відношення залежить і від програми виробітку палива з баків. Площа вільної поверхні палива в баці практично постійна, тому величина $\frac{F}{V_i}$ при виробітку палива збільшується, внаслідок чого інтенсифікується процес вологовіддачі.



1 - зміна вмісту води в паливі без виробітку баку-кесону; 2 - теж при виробітку палива; 3 - рівноважний вміст розчиненої води в паливі; 4 - вміст емульсійної води; 5 - питома кількість інею в баку; 6 - температура палива; C_o - початковий вміст води в паливі; C_{in} - кількість води, що перейшла із палива в іній на панелях; $C_{ем}$ - кількість емульсійної води в паливі.

Рисунок 4.1 - Типовий механізм фазових переходів води у паливі в баку-кесоні літака

При відсутності виробітку палива з баків це відношення буде постійним за часом, тобто

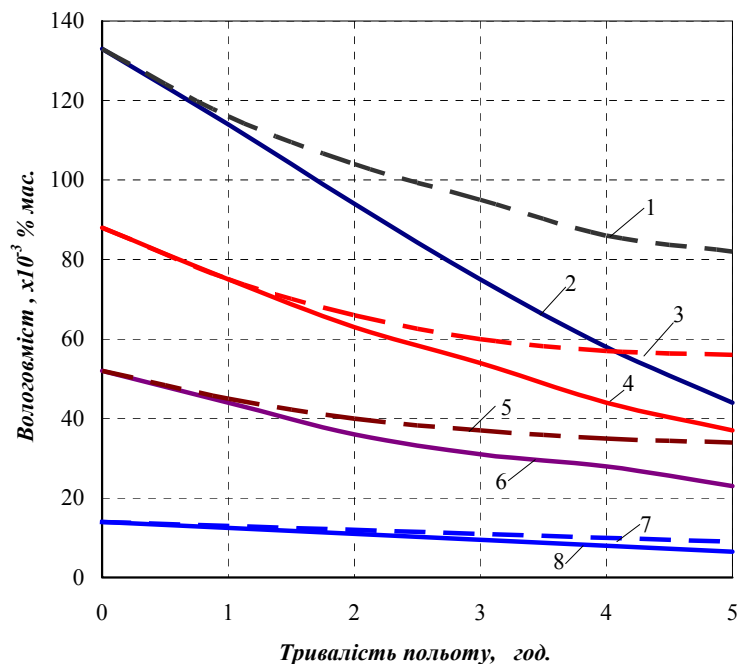
$$\int_0^{\tau} \frac{F}{V_i} d\tau = \frac{F}{V_i} \tau \quad (4.38)$$

і вологовміст палива змінюється залежно від зміни C^* і β .

На початку польоту інтенсивність охолодження палива вище завдяки значному перепаду температури палива і навколишнього повітря, коефіцієнт вологовіддачі β має великі значення, C^* падає, і відбувається інтенсивна десорбція води з палива. При подальшому охолодженні палива швидкість зміни його температури і рівноважної концентрації води в ньому знижується, β зменшується, зміна вологовмісту палива невелика. У таких випадках видалиться не більше 30 – 40 % надлишкової води.

При одночасному охолодженні та виробітку палива з бака градієнти перерахованих параметрів вищі, при цьому видалиться значно більше води.

Зроблений висновок підтверджують дані практичної зміни вологовмісту палива в баках вантажного літака в типовому польоті, отримані за результатами льотних випробувань [28, 29], рисунок 4.2.



1, 3, 5, 7 - при відсутності виробітку палива з бака; 2, 4, 6, 8 - в процесі виробітку палива з бака.

Рисунок 4.2 - Динаміка вологовмісту палива в баку-кесоні літака Ан-70 в умовах типового польоту в залежності від початкового вологовмісту

У баках другої та наступних черг виробітку паливо з бака починає

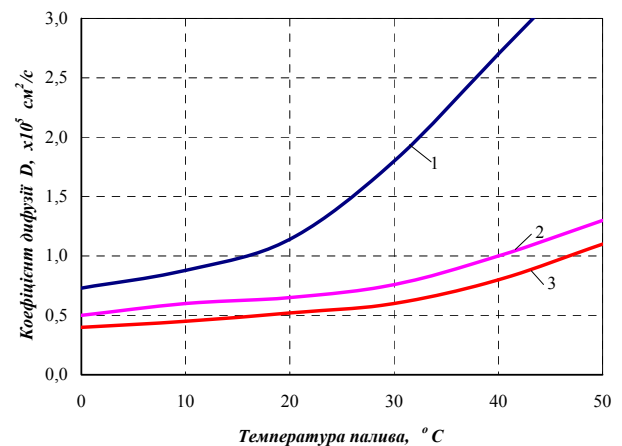
вироблятися через визначений час польоту, що також впливає на характер зміни вологовмісту палива протягом польоту. При цьому залежність вологовмісту палива має несумарний експоненціальний вид і змінюється від впливу на вологовміст незалежних перемінних β , C^* і $\frac{F}{V_i}$.

4.3 Результати експериментальних досліджень напрямку та інтенсивності дифузії води в авіаційному паливі у баці-кесоні за умов типового польоту

Дослідження були проведені на дифузійній колоні (див. рисунок 2.5) в діапазоні температур від 0 °С до 40 °С для бензолу та авіаційних палив ТС-1 і Jet-A. Для термо- та гідростабілізації процесу експериментальна установка була розміщена в камері вологості, рисунок 4.3.



Рисунок 4.3 – Камера вологості



1 - бензол; 2 - керосин ТС-1; 2 - керосин РТ

Рисунок 4.4 - Залежність коефіцієнту дифузії води в паливі від температури палива

Враховуючи, що в умовах експлуатації загальний вміст води в паливі безпосередньо у баках-кесонах ПС не перевищує 0,020...0,0240 %мас., а максимальний розмір крапель у водно-паливних емульсіях становить 25...30 мкм, ці значення були прийняті як вихідні при підготовці обводненого палива для проведення експериментів.

Обводнення здійснювалось методом ультразвукового диспергування.

Експериментально визначені коефіцієнти молекулярної дифузії води в зазначених паливах. Результати представлені на рисунок 4.4.

Висновки до розділу 3

1. Стенди для діагностування паливних систем ПС, спроектовані та виготовлені за принципом реалізації повнофакторного моделювання роботи системи, повинні задовольняти наступним вимогам:

- у конструкції стенда використовуються лише реальні (оригінальні) агрегати паливної системи конкретного ПС;

- забезпечується повне моделювання у реальному часі: гідродинамічних, термобаричних процесів, процесів тепло- та масопереносу, фізичних показників навантажень, подач, характеристик роботи агрегатів;

- при моделюванні функціонування системи для умов польоту вищеперелічені процеси нерозривні щодо один одного в часі та відповідають реальним для паливної системи ПС;

- допускається масштабувати обсяги баків-кесонів за умови забезпечення реальних подач палива у досліджуваних агрегатах та ділянках паливопроводів.

2. Стенд паливної системи ПС повинен мати у своєму складі:

- термобарокамери;

- стенди підготовки якості палива;

- мережі спеціальних струмів;

- реєструючу та діагностичну апаратуру;

- паливні ємності, що моделюють баки-кесони та ємності паливосховищ;

- пристрої для моделювання просторових еволюцій ВС у польоті.

3. В роботі спроектовано експериментальний натурний стенд для дослідження тепломасообмінних процесів у баках-кесонах ПС, який розроблено та складено на базі паливної системи літака Ан-70.

4. Експериментальні дослідження кінетики вологи в паливних баках літака були проведені на прикладі роботи паливної системи літака Ту-204.

5. Спроектовано експериментальну установку для дослідження дифузії води в авіаційних паливах.

6. Визначено мінімально необхідний склад базового наукового обладнання для забезпечення досліджень паливних систем повітряних суден.

5 ОХОРОНА ПРАЦІ

5.1 Небезпечні та шкідливі виробничі чинники під час роботи з проєктованим діагностичним стендом

Під час проведення технічного обслуговування чи роботи з обладнанням проєктованого стенду можуть проявлятися деякі шкідливі та небезпечні фактори, що можуть призвести до одержання травм або часткової чи повної втрати працездатності обслуговуючого персоналу.

При виконанні технічного обслуговування обладнання стенду чи безпосереднього використання його за призначенням на працівників можуть впливати такі небезпечні і шкідливі виробничі чинники (згідно з ГОСТ 12.0.003-74 «Опасные и вредные производственные факторы»):

- підвищений рівень статичної електрики у випадку відсутності контакту заземлювачів з землею;
- підвищена запиленість та загазованість повітря у зоні технічного обслуговування стенда;
- відсутність або недостатність природного освітлення;
- недостатня освітленість робочої зони;
- небезпека виникнення пожежі пов'язана із використанням ПММ при технічному обслуговуванні не знеструмленого стенда;
- хімічні речовини, що входять до складу змивок, ґрунтовок та фарб, а також паливно-мастильних матеріалів (бензин, гас, мінеральні та синтетичні мастила та змазки) і проникають до організму через органи дихання, шлунково-кишковий тракт, шкіру та слизову оболонку;
- нервово-психологічні перевантаження, що виникають в зв'язку із відповідальністю за якість виконаних робіт;
- рухомі незахищені елементи робочих механізмів стенда, важелі і вали, що обертаються, електромеханізми, що застосовуються в системі управління стендом і:

- уламки, що розлітаються під час руйнування деталей, що працюють під тиском стиснутих газів і рідин; балонів зі стисненим повітрям і киснем, манометрів, стаціонарних та ручних вогнегасників;
- ударна хвиля у разі вибуху піротехнічних пристроїв, балонів і деталей, що працюють під тиском;
- гострі уламки обладнання й кінці контрвального дроту під час демонтажу агрегатів;
- підвищена температура поверхні обладнання: електроінструменту, механізмів та електромашин;
- підвищений рівень вібрації, ультра- та інфразвуку під час роботи стенда;
- підвищене значення напруги постійного і змінного струму електричних мереж обладнання стенда, замикання яких може статися через тіло людини; електрична дуга короткого замикання.

Процес технічного обслуговування слід організовувати таким чином, щоб виключити забруднення оточуючого середовища відходами паливо-мастильних матеріалів, спецрідин, або вібрацією.

5.2 Організаційні і конструктивно-технологічні заходи по зменшенню впливу небезпечних факторів

За організаційними ознаками методи віброзахисту бувають колективні та індивідуальні. Колективні методи передбачають такі заходи:

- послаблення енергії вібрації в джерелі її виникнення;
- послаблення параметрів вібрації на шляху її розповсюдження від джерела збудження;
- організаційно-технічні;
- санітарно-гігієнічні та лікувально-профілактичні.

Організаційно-технічні заходи передбачають:

- заміну операцій, що вимагають використання вібромашин дистанційним або автоматичним управлінням;
- своєчасні планово-попереджувальні ремонти;

- контроль за вібраційними параметрами ручних машин не рідше ніж 1 раз на 6 місяців;
- змащування та зрівноваження деталей машин, що рухаються.

Основним технічним заходом є створення нових конструкцій машин, вібрація яких не виходить за безпечні межі, а зусилля не перевищує 15-20 кг.

Якщо визначеними методами зменшити шкідливу дію вібрації неможливо тоді змінюють параметри вібрації на шляху її порушення від джерела коливальної сили. Цього досягають шляхом зменшенням динамічних процесів, що спричиняються ударними або різкими прискореннями. Усунення дисбалансу мас, що обертаються, досягається збалансуванням.

Вібронебезпечними вважаються такі машини, які хоча б в одному з режимів експлуатації генерують вібрації, що вимагають забезпечення відробезпечних умов праці.

Чинне місце в системі захисту працюючих займає:

- вібропоглинання;
- вібродемпфування;
- віброізоляція;
- віброгасіння.

Вібропоглинання та вібродемпфування віброуючих конструкцій здійснюється за рахунок збільшення втрат енергії в коливальних системах. В якості вібродемпфування використовують матеріали, що мають велике внутрішнє тертя (магнітні сплави, пластмаси, мастики, пінопласти, гума, пластикати і ін.).

На конструкціях, що віброують шар пружнов'язких матеріалів збільшує у коливальній системі внутрішнє тертя. Товщина покриття мастиками має перевищувати товщину віброуючих конструктивних деталей у 2-3 рази.

Віброізоляція - це єдиний засіб зменшення вібрації, що передається на руки від ручного механізованого інструмента. Для цього в коливальну систему вводиться пружний елемент, коефіцієнт пористості якого зменшується, коли збільшується сила натиску.

Пружні елементи віброізоляторів і амортизаторів можуть бути гумово-металевими, гумовими, пружинними, або прокладками з ребристої та дірчастої гуми і т. ін. Їх параметри визначаються розрахунками.

Для пружинного амортизатора найчастіше добирають пружини круглого перерізу. Вони є кращими за гумові. Їх проектують для ізоляції як низьких, так і високих частот. Вони довше зберігають пружні властивості, добре протистоять дії мастил і високих температур. Пружинні амортизатори використовують для віброізоляції насосів, електродвигунів і двигунів внутрішнього згорання.

Для зменшення вібрації, що передається на робочі місця використовують спеціальні амортизуючі сидіння з пасивною пружинною ізоляцією з гумовим або іншим віброгасним покриттям.

Кардинальним заходом віброгасіння загальної вібрації від потужних машин та агрегатів є розрахунок віброізоляційних систем та фундаментів.

Віброгасіння досягають шляхом збільшення маси агрегату чи підвищення його жорсткості.

Віброгасіння за принципом дії поділяється на ударне та динамічне. Динамічне віброгасіння досягається установкою агрегатів на самостійні фундаменти або масивні плити. Фундамент добирають відповідно до маси агрегату; його розраховують так, щоб амплітуда коливань підшви фундаменту не перевищувала 0,1 – 0,2 мм, а для особливо відповідальних випадків – 0,005 мм. Щоб коливання не передавалося на ґрунт навколо фундаменту створюють розриви – так звані акустичні шви без заповнення або з заповнювачем.

Важливим профілактичним заходом є правильна організація режиму праці осіб вібронезбезпечних професій. Сумарний час контакту з вібруючим обладнанням має не повинна перевищувати 15-20 хв.

З лікувально-профілактичною метою рекомендується надавати дві регламентовані перерви для виробничої гімнастики й гідропроблем.

Для роботи з вібруючими машинами й механізмами допускаються тільки ті працівники, які досягли 18 років, пройшли попередній медичний огляд, а в процесі роботи мають не рідше, ніж один раз на рік проходити періодичні огляди.

До засобів індивідуального вітрозахисту належать віброгасячі рукавиці та спеціальне взуття. Для захисту тіла використовують нагрудні пояси і спеціальні костюми з пружно-демфуючих матеріалів.

5.3 Алгоритм розрахунків вібрації

Гігієнічну оцінку вібрації, яка діє на людину у виробничих умовах, визначаються одним з таких методів: Частотний (Спектральна) аналізом її параметрів; інтегральною оцінкою за спектром частот нормованих параметрів; дозою вібрації.

У разі дії постійної локальної та Загальної вібрації параметром, Який нормують, є середньоквадратичне значення віброшвидкості (V) та віброприскорення (a) або їх логарифмічні Рівні у децибелах у діапазоні октавних смуг Із середньгеометричними частотами: 8,0; 16,0; 31,5; 63,0; 125,0; 250,0; 500,0; 1000 Гц - для локальної вібрації та 1,0; 2,0; 4,0; 8,0; 16,0; 31,5; 63,0 Гц або в діапазоні 1/3 октавних смуг 0,8; 1,0; 1,25; 1,6; 2,0; 2,5; 3,15; 4,0; 5,0; 6,3; 8,0; 10,0; 12,5; 16,0; 20,0; 25,0; 31,5; 40,0; 50,0; 63,0; 80,0 Гц-для Загальної вібрації.

Логарифмічні рівні віброшвидкості (L_v) в децибелах визначаються за формулою:

$$L_v = \frac{20 \lg V}{V_0}$$

де V - середньоквадратичне значення віброшвидкості, м/с; V_0 - опорне значення віброшвидкості, що дорівнює 5×10^{-8} м/с (для локальної та загальної вібрації).

Логарифмічні рівні віброприскорення (L_a) у децибелах визначають за формулою:

$$L_a = 20 \lg \frac{a}{a_0}$$

де a - середньоквадратичне значення віброприскорення, м/с; a_0 - опорне значення віброприскорення, що дорівнює 3×10^{-4} м/с (для локальної та загальної вібрації).

Параметром, що нормується, при інтегральній оцінці за спектром частот є коректоване значення віброшвидкості або віброприскорення (\bar{U}), або їх логарифмічні рівні (lg), які вимірюються за допомогою коректуючих фільтрів або обчислюються.

Коректоване значення віброшвидкості або віброприскорення визначається за формулою

$$\bar{U} = \sqrt{\sum_{i=1}^n (U_i K_i)^2}$$

де n — кількість частотних смуг (1/3 або 1/1 октавних) у частотному діапазоні, що нормується; U_i - середньоквадратичне значення віброшвидкості або віброприскорення в i -й частотній смузі; K_i - ваговий коефіцієнт для її частотної смуги відповідно до абсолютних значень віброшвидкості та віброприскорення локальної та загальної вібрацій.

Якщо діють непостійні вібрації (крім імпульсної), параметром, що нормується, є вібраційне навантаження (еквівалентний коректований рівень, доза вібрації), одержане працівником протягом зміни та зафіксоване спеціальним приладом або обчислене для кожного напрямку дії вібрації (X, Y, Z) за формулами:

$$D = \int_0^t \bar{U}^2(t) dt$$

де $\bar{U}(t)$ - коректоване за частотою значення вібраційного параметра у момент часу t , м/с² або м/с⁻¹; $L_{\text{кор екв}}$ - рівень вібраційного навантаження; t - час дії вібрації, год; $t_{\text{зм}}$ - тривалість зміни, год.

У разі дії імпульсної вібрації з піковим рівнем віброприскорення від 120 до 160 дБ параметром, що нормується, є кількість вібраційних, імпульсів за зміну (годину), залежно від тривалості імпульсу. Якщо зміна триває 7 год. граничнодопустимі коректовані та еквівалентні коректовані рівні локальної вібрації дорівнюють значенням для восьмигодинної тривалості зміни.

У разі шестигодинної тривалості зміни ці показники дорівнюють для віброшвидкості - 113 дБ (2,3·10² м/с), а для віброприскорення - 78 дБ (2,3 м/с²).

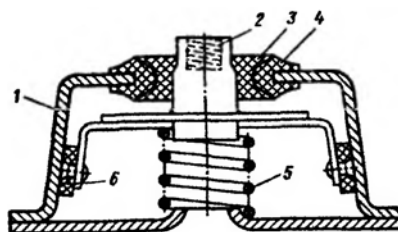
Робота в умовах дії локальної вібрації, що перевищує граничнодопустимому більш ніж на 12 дБ, не дозволяється.

Граничнодопустимі значення постійної та непостійної локальної вібрації (крім імпульсної) у разі тривалості дії протягом 8 год. наведені в табл. 4.1

Агрегати, під час роботи яких виникає вібрація, необхідно, якщо це можливо, установлювати в підвальних приміщеннях будинків або на першому поверсі на масивних фундаментах, розміщених безпосередньо в ґрунті і не пов'язаних з конструкціями будинку.

Таблиця 5.1 – Граничнодопустимі значення постійної та не постійної локальної вібрації

Середньо геометричні частоти октавних смуг, Гц	Граничнодопустимі рівні по осях X_n , Y_n , Z_n			
	Віброшвидкість		Віброприскорення	
	м/с × 10 ²	дБ	м/с ²	дБ
8	2,8	115	1,4	73
16	1,4	109	1,4	73
31,5	1,4	109	2,7	79
63	1,4	109	5,4	85
125	1,4	109	10,7	91
250	1,4	109	21,3	97
500	1,4	109	42,5	103
1000	1,4	109	85,0	109
Коректований, еквівалентний коректований рівень	2,0	112	2,0	76



1 - корпус; 2 - стрижень з нарізкою; 3 - гумова втулка; 4 - втулка із жорсткої гуми; 5 - пружина; 6 - гумове демпфірувальне кільце-обмежувач.

Рисунок 5.1 - Комбінований пружинно-гумовий амортизатор

Якщо ж їх необхідно установити на міжповерховому перекритті, то в таких випадках ослаблення передачі коливань фундаменту від машини досягають за рахунок усунення жорстких зв'язків між ними. З цією метою між джерелом вібрації і його фундаментом розміщують пружні елементи, які називаються амортизаторами. Вони можуть бути виготовлені у вигляді сталевих пружин або прокладок з пружних матеріалів, наприклад, гуми, корка, бітумінізованої повсті, азбесту і т.ін. (рисунок 5.1).

Амортизатори або будь-які інші віброізолювальні пристрої попередньо розраховують, щоб запобігти створенню ускладнень, за яких виникає підсилення передавання вібрацій на фундамент. Основними показниками, які визначають якість віброізоляції будь-якого агрегату, є коефіцієнт амортизації K . Він показує, яка частка динамічної сили від загальної, що діє з боку агрегату, передається гнучкими амортизаторами на фундамент, тобто, чим менше значення коефіцієнта K , тим краща віброізоляція:

$$K = \frac{1}{\sqrt{1 - \left(\frac{f}{f_0}\right)^2 + f \left(\frac{\mu}{f_0^2}\right)}}$$

де f - частота збурювальної сили в агрегаті; f_0 - частота власних коливань системи; μ - коефіцієнт тертя в системі агрегат - амортизатор.

Якщо знехтувати тертям, що у звичайних випадках вносить незначну похибку, то

$$K = \frac{1}{\left[\left(\frac{f}{f_0}\right)^2 - 1\right]}$$

Для хорошої віброізоляції, тобто малих значень коефіцієнта K , необхідно, щоб частота власних коливань системи була малою порівняно із частотою збурювальної сили. Отже, в даній коливальній системі практично будуть вилучені резонансні явища.

Логарифмічні рівні віброшвидкості (L_v) визначаються, як:

$$L_v = \frac{20 \lg V}{V_0} = L_v = 20 \cdot \frac{\lg(1,4 \cdot 10^{-2})}{5 \cdot 10^{-8}} = 109 \text{ дБ}$$

Логарифмічні рівні віброприскорення (L_a) у децибелах визначають за формулою:

$$L_a = \frac{20 \lg a}{a_0} = 20 \lg \frac{15}{3 \cdot 10^{-3}} = 94 \text{ дБ}$$

Раціональний режим праці робітників вібронебезпечних професій встановлюється для конкретного робочого місця або виконання конкретних технологічних операцій, якщо вібрація перевищує граничнодопустимі рівні не більше ніж на 12 дБ.

Раціональний режим праці може бути внутрішньозмінним, залежно від часової структури робочої зміни або робочих циклів (днів, вахт, тижнів).

Внутрішньозмінний режим праці у разі дії локальної вібрації. Залежно від перевищення граничнодопустимого рівня вібрації за допомогою табл. 4.2 визначають допустимий сумарний час дії вібрації за восьмигодинну робочу зміну.

Якщо допустимий сумарний час дії вібрації більший за необхідний технологічний час праці за зміну, то він має довільно розподілятися у межах робочої зміни з дотриманням двох регламентованих перерв (перша - 20 хв за 1-2 год від початку роботи, друга - на 30 хв через 2 год після обідньої перерви) та обідньої перерви тривалістю не менше 40 хв.

Таблиця 5.2 - Допустимий сумарний час дії вібрації

Перевищення гранично-допустимого рівня вібрації, дБ	Допустимий сумарний час дії вібрації за зміну, хв	Перевищення гранично-допустимого рівня вібрації, дБ	Допустимий сумарний час дії вібрації за зміну, хв
1	384	7	95
2	302	8	76
3	240	9	60
4	191	10	48
5	151	11	38
6	120	12	30

У нормах також наведені основні організаційно-технічні та лікувально-профілактичні заходи щодо обмеження несприятливого впливу виробничої вібрації на працівників. Так, наприклад, до них відносяться:

- зменшення вібрації у джерелі виникнення;
- зменшення вібрації на шляху розповсюдження засобами віброізоляції та вібропоглинання;
- перевірка наявності вібраційних характеристик у паспортах на машини, які щойно надійшли;
- своєчасне проведення планового та попереджувального ремонтів машин з обов'язковим віброконтролем їхніх характеристик;
- виключення контакту працівників з поверхнями, які вібрують і т. ін.

Важлива роль відводиться лікувально-профілактичним заходам, які містять: професійні й профілактичні огляди, режим праці, вітамінізацію, організацію профілактичного відпочинку, лікувальну гімнастику та масаж рук, використання засобів індивідуального захисту.

До роботи операторами машин допускаються особи не молодші 18 років, які пройшли попередній медичний огляд, мають відповідну кваліфікацію, склали технічний мінімум із правил з охорони праці, ознайомлені з характером впливу вібрації на організм і т. ін.

Як засіб індивідуального захисту від вібрації під час роботи з ручним інструментом використовують рукавиці з подвійним шаром з поролону або інших вібропоглинальних матеріалів. Ефективними засобами індивідуального захисту від вібрації є антивібраційні пояси, подушки, прокладки, віброгасне взуття тощо (ГОСТ 12.4.024. Обувь специальная виброзащитная та ГОСТ 12.4.002. Средства индивидуальной защиты рук от вибрации. Общие технические требования).

Якщо діють непостійні вібрації (крім імпульсної), параметром, що нормується, є вібраційне навантаження (еквівалентний коректований рівень, доза вібрації), одержане працівником протягом зміни та зафіксоване спеціальним приладом або обчислене для кожного напрямку дії вібрації (X, Y, Z).

5.4 Заходи пожежної безпеки для діагностичного стенду

Пожежна безпека пристрою, що проектується, має забезпечуватися згідно з ГОСТ 12.1.004-91 «ССБТ. Пожежна безпека», вибухова – ГОСТ 12.1.010-76 «ССБТ. Вибухонебезпека. Загальні вимоги».

Під час проектування об'єкта потрібно вибирати вогнетривкі і важко займисті матеріали – метал, текстоліт для плат, гетинакс. Пожежонебезпеку речовин і матеріалів викладено в ГОСТ 12.1.044-84 «ССБТ. Пожаровзрывоопасность веществ и материалов».

Пожежна безпека об'єкта має забезпечуватися:

- системою запобігання пожежі;
- системою протипожежного захисту;
- організаційно-технічними заходами.

Небезпечними чинниками пожежі, що впливають на людей, є:

- відкритий вогонь та іскри;
- підвищена температура навколишнього середовища, предметів тощо;
- токсичні продукти горіння;
- дим;
- знижена концентрація кисню;
- падаючі частини будівельних конструкцій, агрегатів, установок і ін.;
- небезпечні чинники вибуху (див. ГОСТ 12.1.010-76).

Запобігання пожежі необхідно досягати двома способами:

- запобіганням утворенню горючого середовища;
- запобіганням утворенню в горючому середовищі (або внесення в нього)

джерел займання.

Запобігання утворенню горючого середовища має забезпечуватися:

- максимально можливим застосуванням негорючих і важкозаймистих речовин та матеріалів;
- обмеженням маси та (або) об'єму горючих речовин, матеріалів та найбезпечнішим способом їх розміщення;
- ізоляцією горючого середовища;

- підтримкою концентрації горючих газів, пари, пилу та (або) окислювача в суміші поза межами їх займання;
- підтримкою його температури й тиску, за яких виключається поширення полум'я;
- максимальною механізацією й автоматизацією технологічних процесів, пов'язаних із перекачуванням горючих речовин;
- установленням пожежонебезпечного обладнання по можливості в ізольованих приміщеннях або на відкритих майданчиках;
- застосуванням для горючих речовин герметичного обладнання і тари;
- застосуванням пристроїв захисту виробничого обладнання з горючими речовинами від пошкоджень і аварій, установленням пристроїв, що відключають, відсікають, та ін.;
- застосуванням ізольованих відсіків, камер, кабін тощо.

Протипожежний захист має забезпечуватися застосуванням:

- засобів пожежогасіння і відповідних видів пожежної техніки;
- автоматичних установок пожежної сигналізації та пожежогасіння;
- основних будівельних конструкцій об'єктів з регламентованими межами вогнестійкості та поширення вогню.

Вогнестійкість будівель і споруд має бути такою, щоб будівельні конструкції зберігали свої несучі та захисні функції під час пожежі протягом часу, необхідного для забезпечення безпеки людей і гасіння пожежі пожежними підрозділами. Вона забезпечується:

- застосуванням просочування конструкцій об'єктів антипіренами й нанесенням на їхні поверхні вогнезахисних фарб;
- пристроями, що забезпечують обмеження поширення пожежі;
- організацією своєчасної евакуації людей;
- застосуванням засобів колективного та індивідуального захисту людей від небезпечних чинників пожежі;
- застосуванням систем протидимного захисту.

Для кожного виду пожежної техніки має бути визначено:

- кількість, швидкодію і продуктивність установок пожежогасіння;
- допустимі вогнегасні речовини (у тому числі з позиції їхньої сумісності з речовинами та матеріалами, що горять);
- джерела і засоби подачі води для пожежогасіння,
- нормативний (розрахунковий) запас спеціальних вогнегасних речовин (порошкових, газових, пінних, комбінованих);
- необхідну швидкість нарощування подачі вогнегасних речовин за допомогою вантажних засобів оперативних пожежних служб;
- порядок зберігання речовин і матеріалів, гасіння яких неприпустиме тими самими засобами залежно від їхніх фізико-хімічних і пожежонебезпечних властивостей.

Організаційно-технічні заходи щодо забезпечення пожежної безпеки мають охоплювати:

- організацію пожежної охорони (у встановленому порядку) відповідного виду (професійної, добровільної тощо), чисельності та технічної оснащеності;
- паспортизацію речовин, матеріалів, виробів, технологічних процесів і об'єктів у сфері забезпечення пожежної безпеки;
- розроблення і реалізацію норм і правил пожежної безпеки, інструкцій про порядок роботи з пожежонебезпечними речовинами і матеріалами, про дотримання протипожежного режиму та про дії людей у разі виникнення пожежі;
- розроблення заходів щодо дій адміністрації, робітників, службовців в разі виникнення пожежі й організації евакуації людей;
- виготовлення і застосування засобів наочної агітації щодо забезпечення пожежної безпеки.

Для гасіння практично всіх класів пожеж застосовують вогнегасники порошкові (ВП). Область їх застосування залежить від виду використовуваного в вогнегаснику порошку. Температурний діапазон їх застосування може досягати значень від мінус 50 до плюс 50 С°. Порошок, що знаходиться у ВП, подразнює органи дихання, тому під час роботи з ним потрібно користуватися захисною пов'язкою.

Вогнегасники порошкові призначені для гасіння загорянь класів:

- А (горіння твердих речовин);

- В (горіння рідких речовин);

- С (горіння газоподібних речовин), а також для гасіння загорянь електроустаткування, що знаходиться під напругою до 1000 В, в початковій стадії їх виникнення.

Вогнегасники вуглекислотні (ВВК) призначені для гасіння загорянь класу В (горіння рідких речовин), а також для гасіння загорянь електроустаткування, що знаходиться під напругою до 1000 В, в початковій стадії їх виникнення (гасіння робити тільки при знятій напрузі).

Для забезпечення пожежної безпеки в процесі експлуатації дослідної установки необхідно декілька переносних вогнегасників типу ВП-5 або ВП-6, а також хоча б один пересувний вогнегасник типу ВП-44. Також рекомендується додатково наявність вогнегасників типу ВВК-3,5 та ВВК-28.

Можливе застосування самоспрацьовуючих порошкових вогнегасників. Вони призначені для гасіння без участі людини вогнегасними порошками типу АВС загорянь твердих і рідких речовин, нафтопродуктів, електрообладнання під напругою до 5000 В, в невеликих технологічних приміщеннях без постійного перебування в них людей. При необхідності можуть використовуватися замість або разом з переносними. Всі вогнегасники повинні відповідати вимогам ДСТУ 3675-98 або ДСТУ 3734-98.

Крім вогнегасників обов'язкова наявність пожежного щита в повній комплектації та пожежних кран-комплектів.

5.5 Інструкція по охороні праці при експлуатації експериментальних стендів паливних систем

Перед початком випробування головний бригадир або оператор повинен особисто переконатися, що протипожежні засоби справні і справні інші засоби безпеки (вентиляція, аварійне освітлення, сигналізація та ін.) і весь персонал знаходиться на своїх місцях.

Під час проведення випробування агрегатів персоналу забороняється покидати свої пости без дозволу керівника випробування. На випробувальній станції для забезпечення санітарно-гігієнічних умов праці адміністрація підприємства здійснює періодичний огляд стану засобів шумопоглинання і звукоізолюючих конструкцій, контроль рівнів шуму і вібрацій, аналіз повітряного середовища у всіх робочих приміщеннях випробувальних станцій і лабораторій. Для підтримки нормальної освітленості в виробничих і допоміжних приміщеннях випробувальної станції здійснюється регулярно, не рідше одного разу в квартал, очищення вікон і світлових ліхтарів і не рідше одного разу на місяць світильників штучного освітлення.

Після закінчення випробування демонтаж агрегатів здійснюється після того, як установка повністю зупиниться і гаряча частина виробу охолоне. Тільки після цього приступають до демонтажу та транспортування агрегатів. Після цього проводиться перевірка стану стендових систем, обладнання, апаратури, трубопроводів, датчиків, пристосувань, інструменту та іншої оснастки випробувальної установки.

Висновки до розділу 5

1. При виконанні технічного обслуговування обладнання стенду чи безпосереднього використання його за призначенням на працівників можуть впливати наступні небезпечні і шкідливі виробничі чинники:

- підвищений рівень статичної електрики у випадку відсутності контакту заземлювачів з землею;
- підвищена запиленість та загазованість повітря у зоні технічного обслуговування стенда;
- небезпека виникнення пожежі пов'язана із використанням ПММ при технічному обслуговуванні не знеструмленого стенда;
- хімічні речовини, що входять до складу змивок, ґрунтовок та фарб, а також паливно-мастильних матеріалів (бензин, гас, мінеральні та синтетичні мастила та змазки) і проникають до організму через органи дихання, шлунково-кишковий тракт, шкіру та слизову оболонку;
- підвищена температура поверхні обладнання: електроінструменту, механізмів та електромашин;
- підвищений рівень вібрації, ультра- та інфразвуку під час роботи стенда;
- підвищене значення напруги постійного і змінного струму електричних мереж обладнання стенда, замикання яких може статися через тіло людини; електрична дуга короткого замикання.

2. Розроблено організаційні і конструктивно-технологічні заходи по зменшенню впливу небезпечних факторів.

3. Розроблено алгоритм розрахунок вібрації.

6 ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

6.1 Параметри емісії двигуна Д-436-148ФМ (літак Ан-178)

Емісія двигунів повітряних суден буде не однаковою при установці на випробувальному діагностичному комплексі і під час польоту по маршруту, так як двигуни в цих випадках працюють на принципово різних режимах. Забруднення в зоні аеропорту буде "більш шкідливе" (на маршруті $R = 0,6...0,8$). Крім того локальне забруднення приземного шару повітря, в зоні аеропорту, де працює багато людей, є більш концентрованим і більш стійким, ніж загальне забруднення верхніх шарів атмосфери на маршруті польоту, яке швидко розсіюється. Тому розрахунок емісії авіадвигунів в зоні аеропорту є більш важливим.

Враховуючи те, що величина викидів шкідливих речовин (емісія авіадвигунів) залежить від режимів роботи авіадвигунів та тривалості роботи на цих режимах, необхідно визначити тривалість роботи авіадвигунів повітряного судна, що проектується, на різних режимах. Згідно зі статистичними даними, тривалість роботи на різних режимах для сучасних авіаційних двигунів дорівнює значенням, наведеним в таблиці 6.1.

Таблиця 6.1 - Типова тривалість роботи двигунів на різних режимах для сучасних повітряних суден

№	Режим роботи двигуна	Відносна тяга, R/R_0	Тривалість режиму, t, хв
1.	Режим малого газу під час руління перед зльотом	0,07	12
2.	Злітний режим	1	0,7
3.	Режим набору висоти	0,85	20
4.	Режим заходу на посадку	0,30	30
5.	Режим малого газу під час руління після посадки	0,07	10

Як видно з цієї таблиці, найбільш тривалим та екологічно небезпечним є режим малого газу.

Взагалі, роботу авіаційних двигунів повітряних суден у зоні аеропорту можна розділити на два етапи, у зв'язку з тим, що режими роботи двигунів на цих етапах суттєво розрізняються.

Це наземні операції – запуск двигунів, їх прогрівання, та руління повітряного судна перед зльотом та після посадки – та операції зльоту – посадки – зліт, набір висоти 1000 м, зниження з висоти 1000 м та посадка.

Для того, щоб розрахувати екологічну небезпеку, яку створює авіаційний двигун, який встановлюється на повітряному судні, що проектується, треба визначити основні, з точки зору екологічної безпеки, характеристики авіаційного двигуна – контрольні параметри емісії авіадвигуна. Контрольний параметр емісії авіаційного двигуна – це значення відношення маси викинутого з авіаційного газотурбінного двигуна у складі відпрацьованих газів шкідливого інгредієнта за визначений час роботи авіаційного двигуна до злітної тяги цього авіадвигуна, ці параметри нормовані документами ІКАО за кожним із шкідливих викидів.

Для розрахунку контрольного параметра емісії авіаційного двигуна треба, в першу чергу розрахувати масу шкідливих речовин, що викидаються з авіаційного газотурбінного двигуна у складі відпрацьованих газів, під час виконання злітно-посадочного циклу.

Маса шкідливих речовин, що викидаються з авіаційного газотурбінного двигуна у складі відпрацьованих газів, під час виконання злітно-посадочного циклу, складається з маси шкідливих речовин, що викидаються при наземних операціях та маси шкідливих речовин, що викидаються при операціях зльоту–посадки повітряного судна.

Маса шкідливих речовин, що викидаються при наземних операціях дорівнює:

$$M_{i,H} = k_{i,H} \cdot G_{n,H} ; \quad (6.1)$$

У цій формулі:

k_{iH} - коефіцієнт відношення маси викиду i -го інгредієнта при проведенні наземних операцій до маси палива, яке використане, кг шкідливої речовини/кг палива; величини цих коефіцієнтів для авіаційного двоконтурного турбореактивного двигуна Д-436-148, що був обраний в якості маршового для повітряного судна, наведено у вигляді таблиці 6.2;

$G_{пH}$ - маса палива, що витрачається авіадвигуном при наземних операціях, кг/год.

Ця маса розраховується за формулою:

$$G_{п.H} = C_{MG} \cdot R_{MG} \cdot t_{MG}; \quad (6.2)$$

У цій формулі:

$C_{MG} = 14,64$ кг/(кН*год.) – питома витрата палива при роботі двигуна на малому газі, кг/(кН*год.);

$R_{MG} = 0,07 R_0 = 5,25$ кН – тяга двигуна на малому газі;

$t_{MG} = 22$ хв. $= 0,367$ год. - наробіток двигуна на режимі малого газу за один злітно-посадочний цикл, годин.

Використавши отримані значення C_{MG} , R_{MG} , t_{MG} , можемо розрахувати значення маси палива, яке витрачається авіадвигуном Д-436-148 при наземних операціях за один злітно-посадочний цикл:

$$G_{пH Д-436Г1} = 28,21 \text{ кг.}$$

Відповідно, для літака з двома двигунами CFM-56, витрата палива при роботі силової установки на режимі малого газу за один злітно-посадочний цикл складе 56,42 кг.

Використовуючи отримані значення коефіцієнтів k_{iH} та маси палива $G_{пH}$, розраховуємо маси шкідливих речовин, що викидаються двигунами повітряного судна при наземних операціях за один цикл зльоту-посадки, M_{iH} . Ці розрахунки викладені нижче у табличному вигляді, таблиця 6.3.

Таблиця 6.2 - Дані по емісії вихлопних газів авіаційного двигуна Д-436-148

Назва двигуна				Д-436-148			
Тип двигуна				ТРДД			
Ступінь двоконтурності				5,6			
Ступінь підвищення тиску				20,0			
Тяга двигуна (кН)				75,02			
Режим	Режим тяги (% F_{00})	Час (хвилин)	Витрати палива (кг/с)	Індекси емісії (г/кг)			Число димності
				C_xH_y	CO	NO _x	
Зліт	100	0,7	0,7076	0,008	0,93	32,6	11,1
Набір висоти	85	25	0,5821	0,008	0,8	25,8	8,5
Захід на посадку	30	30	0,1925	0,082	1,75	10,0	1,0
Малий газ	7	22	0,0636	5,68	34,0	4,19	1,1
Кількість випробувань				3	3	3	3
Кількість двигунів				1	1	1	1
D_p/F_{00} (середнє) чи S_N (макс.)				7,56	47,2	50,9	11,1
D_p/F_{00} (г/кН) чи S_N (сигма)				0,59	1,71	0,04	1,6
D_p/F_{00} (г/кН) чи діапазон S_N				6,9-8,01	45,4-48,8	50,89-50,96	9,3-12,1

Таблиця 6.3 - Маса шкідливих речовин, що викидається авіаційним двигуном Д-436-148 при наземних операціях

Інгредієнт	CO	C_xH_y	NO _x
Маса викидів, кг	1,918	0,320	0,236

Маса шкідливих речовин, що викидаються при операціях зльоту – посадки повітряного судна розраховується за формулою:

$$M_{i,злп} = W_i \cdot T_1 + W_i \cdot T_2 + W_i \cdot T_3; \quad (6.3)$$

У цій формулі:

W_i - масова емісія (швидкість емісії) i -го інгредієнта при визначеному режимі роботи двигунів, величини цих параметрів наведені у таблиці 6.4.

Таблиця 6.4 - Масова емісія (швидкість емісії) i -го інгредієнта при визначеному режимі роботи ТРДД Д-436-148ФМ

Режим польоту	Емісія інгредієнтів, кг/год		
	CO	C _x	NO _x
Злітний	0,2	0,5	98
Набір висоти	0,4	0,40	68
Зниження з	1,3	0,07	10,5

$T_1=0,7$ хв. $=0,01167$ год. – наробіток двигуна на зльоті;

$T_2 = 2,2$ хв. $=0,03367$ год. – наробіток двигуна при наборі висоти 1000м;

$T_3 = 4,0$ хв. $=0,0667$ год. – наробіток двигуна при зниженні з висоти 1000 м.

Сумарні маси кожного зі шкідливих інгредієнтів, що викидаються протягом одного циклу зльоту-посадки:

$$M_{CO} = 1,36 + 0,103 = 1,436 \text{ (кг)} = 1436 \text{ (г)};$$

$$M_{C_xH_y} = 0,24 + 0,024 = 0,264 \text{ (кг)} = 264 \text{ (г)};$$

$$M_{NO_x} = 0,59 + 4,134 = 4,724 \text{ (кг)} = 4724 \text{ (г)}.$$

Отримавши ці дані ми можемо розрахувати контрольні параметри емісії авіадвигуна та порівняти їх із нормативами ІКАО по кожному з шкідливих викидів:

$$\frac{M_{CO}}{R_0} = \frac{1436}{110} = 13.05 \text{ г/кН}; \quad (6.4)$$

$$\frac{M_{C_xH_y}}{R_0} = \frac{264}{110} = 2.4 \text{ г/кН}; \quad (6.5)$$

$$\frac{M_{NO_x}}{R_0} = \frac{4724}{110} = 42.95 \text{ г/кН}. \quad (6.6)$$

Нормативними документами ІКАО накладаються такі граничні обмеження на величину викидів за цими інгредієнтами:

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

Видно, такі параметри, як емісія монооксиду вуглецю CO, параметр емісії оксидів азоту NO_x та суміші вуглеводневих сполук C_xH_y знаходяться у межах, лімітованих нормативами ІКАО, причому їх величина дуже незначна у порівнянні із граничними значеннями.

Для покращення екологічного становища в зоні аеропорту в майбутньому, можна рекомендувати більш якісно використовувати достатньо велику тягоозброєність повітряного судна та поліпшені за рахунок розвинутої механізації його крила злітно-технічні характеристики. У такому разі зліт повітряного судна та набір ним висоти в зоні аеропорту можуть виконуватися з більшими градієнтами набору висоти, при цьому зменшиться час набору висоти та, відповідно до цього – рівень викидів в зоні аеропорту.

6.2 Оцінка екологічно-економічного збитку від експлуатації діагностичного стенду для випробувань паливних систем вантажних літаків

При розрахунках враховуємо наступне:

- на діагностичному комплексі випробовуються авіаційні ТРДД Д-436-148;
- протягом року кількість випробовуваних двигунів – 24 шт;
- програма випробувань двигуна узгоджена з графіком типового польоту літака Ан-158 за часом та відносною тривалістю режимів роботи.

Значення приведеної маси річного викиду забруднень в атмосферу знаходимо по формулі:

$$m_i = A_i \cdot M_{a/p}; \quad (6.7)$$

де: A_i - показник відносної агресивності шкідливої речовини i -го виду, токсичність/тон;

$M_{a/p}$ - річні викиди шкідливих речовин. Беруться з попереднього пункту, тон;

Зону активного забруднення (ЗАЗ) розраховуємо для ешелону, що знаходиться на висоті $H = 50$ м.

Безрозмірне виправлення на підйом смолоскипа викидів в атмосферу обчислюються за формулою:

$$\hat{j} = 1 + \Delta T / 75; \quad (6.8)$$

де: $\Delta T = 460 \text{ }^{\circ}\text{C}$ - середньорічне значення різниці температур в соплі двигуна і навколишній атмосфері на рівні торця. Тоді $\hat{j} = 7,13$.

Знаходимо радіус зони активного забруднення:

$$R_{\text{заз}} = 20 \cdot \hat{j} \cdot H; \quad R_{\text{заз}} = 7130 \text{ м.} \quad (6.9)$$

Отже, зона активного забруднення являє собою кільце з радіусом $R_{\text{заз}} = 7,13 \text{ км}$.

Здамося районом розташування діагностичного комплексу в безпосередній близькості від територій приміських зон відпочинку, садових і дачних кооперативів і товариств, для яких показник відносної небезпеки забруднення складає: $\sigma = 8$.

Значення множника f (виправлення, що враховує характер розсіювання домішки в атмосфері) для газоподібних домішок обчислюємося по формулі:

$$f = (100 / 100 + \hat{j} \cdot H) \cdot (4 / 1 + U); \quad (6.10)$$

де: $U = 3 \text{ м/с}$ - середньорічне значення модуля швидкості вітру;
 $f = 0,933$;

Для твердих часток зі швидкою швидкістю осідання приймемо значення $f = 10$.

Еколого - економічний збиток від експлуатації діагностичного комплексу визначаємо за формулою:

$$Y_i = y \cdot a \cdot f \cdot m_i; \quad (6.11)$$

де a - константа, рівна 12 грн./ум. т при об'ємі річних викидів.

Сумарний еколого-економічний збиток знаходимо як суму збитків усіх категорій шкідливих речовин:

$$Y = \sum_{i=1}^n Y_i; \quad (6.12)$$

Відвернений еколого-економічний збиток визначимо як різницю між збитками при відсутності та проведенні випробувань авіаційних ТРДД:

$$M_{i.H} = k_{i.H} \cdot G_{n.H}; \quad (6.13)$$

Усі результати розрахунків зводимо в таблицю 6.5.

Таблиця 6.5 - Значення еколого-економічного збитку від експлуатації діагностичного комплексу для випробувань ТРДД

Параметр	Шкідливі речовини				
	C	CH	NO _x	SO _x	Тв. част.
Показник віднос. небезпеки, σ	8	8	8	8	8
Константа U_y , г/умовн. т.	12	12	12	12	12
Множник f	0,208	0,208	0,208	0,208	10
Показник віднос. агресивн., Токс/т	1,0	16,5	41,1	3,16	300
Привед. маса M^{np}_i , токсичність	3,68	1,011	32,92	0,563	45,3
Привед. маса $M^{\bar{o}}_i$, токсичність	6,948	1,359	38,57	0,677	49,41
Y^{np}_i грн..	220,5	60,6	1972,05	33,72	130464
$Y^{\bar{o}}_i$ грн..	416,22	81,42	2310,48	40,56	142302
Еколого-ек. збиток, ΔY , грн./рік	12400				

Висновки до розділу 6

1. Основними факторами несприятливого впливу від експлуатації діагностичного стенду для випробувань паливних систем вантажних літаків на навколишнє середовище є:

- викиди шкідливих речовин газотурбінними двигунами і наземною авіаційною технікою;
- авіаційний шум, що поширюється на велику територію;
- забруднення ґрунту і водойм стічними водами і твердими відходами при порушенні технологічного процесу випробувань авіаційних двигунів.

2. Результати розрахунків викидів шкідливих речовин в атмосферу при експлуатації діагностичного комплексу для випробувань паливних систем вантажних літаків та ТРДД показали, що приведена маса викидів токсичних речовин становить (г/т повітря):

C	CH	NO _x	SO _x	Тверді частки
3,68	1,011	32,92	0,563	45,3

Враховуючи отримані значення емісії та конкретний перелік речовин, що розсіюються в повітрі, доведено, рівень забруднення атмосферного повітря в районах проживання населення та на межі санітарної зони розташування діагностичного комплексу по всім шкідливим речовинам нижче гранично допустимих норм.

3. Відповідно до отриманих значень розсіювання шкідливих речовин додаткова санітарно-захисна зона навкруги розташування діагностичного комплексу для випробувань паливних систем вантажних літаків та визначення технічного стану авіаційних ГТД в порівнянні з діючими архітектурно-будівельними вимогами не потребується.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

1. Функціональна система ПС - частина конструкції ПС, що виконує на борту ПС одну або кілька одностипних функцій, конструктивно спроектована та виготовлена як окрема технічна система, що має з іншими функціональними системами зв'язки, необхідні для забезпечення загальної працездатності ПС як технічного об'єкта.

2. В процесі розробки та дослідного виробництва повітряного судна виділяють наступні види випробувань: наземні, полігонні (аеродромні), льотні, автономні, комплексні, конструкторські, доводочні, чистові.

3. В межах кваліфікаційної роботи, враховуючи чисельність та конструктивну різноманітність бортових функціональних систем, розглянуто процес і розроблено методики стендових випробуваннях паливної системи літака.

4. Паливна система літака призначена для розміщення на його борту необхідного запасу палива та для безперебійної подачі палива до двигунів у заданій послідовності, за всіх можливих для даного літака режимах та умовах роботи.

5. Всі авіаційні палива гігроскопічні. Розчинність води в паливі залежить від температури, тиску, атмосферних умов та індивідуальних властивостей палива.

6. Основним джерелом надходження та накопичення води в баках-кесонах літаків є атмосферна волога, що надходить у баки через дренажну систему. Зворотна гігроскопічність авіаційних палив на тлі зміни зовнішніх факторів та умов експлуатації забезпечує механізм накопичення вільної води в баках-кесонах літаків.

7. Присутня в умовах експлуатації в баках-кесонах літаків вода у всіх можливих станах: емульсійна, відстійна, конденсат, іній, кристали льоду, негативно впливає на елементи паливної системи, в значній мірі знижуючи надійність та довговічність їх роботи.

8. Стенди для діагностування паливних систем ПС, спроектовані та виготовлені за принципом реалізації повнофакторного моделювання роботи системи, повинні задовольняти наступним вимогам:

- у конструкції стенда використовуються лише реальні (оригінальні) агрегати паливної системи конкретного ПС;

- забезпечується повне моделювання у реальному часі: гідродинамічних, термобаричних процесів, процесів тепло- та масопереносу, фізичних показників навантажень, подач, характеристик роботи агрегатів;

- при моделюванні функціонування системи для умов польоту вищеперелічені процеси нерозривні щодо один одного в часі та відповідають реальним для паливної системи ПС;

- допускається масштабувати обсяги баків-кесонів за умови забезпечення реальних подач палива у досліджуваних агрегатах та ділянках паливопроводів.

9. Стенд для діагностування в умовах стендових досліджень паливної системи ПС повинен мати у своєму складі: термобарокамеру, модуль підготовки якості палива, мережі спеціальних струмів, реєструючу та діагностичну апаратуру, паливні ємності, що моделюють баки-кесони, пристрої для моделювання просторових еволюцій ВС у польоті.

10. В роботі спроектовано: експериментальний натурний стенд для дослідження тепломасообмінних процесів у баках-кесонах ПС та експериментальну установку для дослідження дифузії води в авіаційних паливах; визначено мінімально необхідний склад базового наукового обладнання для забезпечення досліджень паливних систем повітряних суден.

11. Розроблено математичну модель дифузії води у паливі та кінетики вологопереносу в баках-кесонах ПС.

12. На базі проведених теоретичних досліджень встановлені закономірності математичного моделювання спільних процесів тепло- та масообміну в баках-кесонах ПС. При аналізі тепломасообмінних процесів бак-кесон літака з заправленим в нього паливом представляє собою відносно замкнуту систему з можливістю надходження вологи в бак лише через дренажну систему.

13. Основним джерелом надходження та накопичення води в баках-кесонах ПС є атмосферна волога.

14. Процеси тепломасообміну в баках-кесонах ергодичні, тобто повністю залежні від попередніх та дійсних умов та режимів експлуатації ПС.

При розгляді питань охорони праці та охорони навколишнього середовища при використанні запропонованих розробок встановлено:

15. При виконанні технічного обслуговування обладнання стенду чи безпосереднього використання його за призначенням на працівників можуть впливати наступні небезпечні і шкідливі виробничі чинники:

підвищений рівень статичної електрики у випадку відсутності контакту заземлювачів з землею;

підвищена запиленість та загазованість повітря у зоні технічного обслуговування стенда;

небезпека виникнення пожежі пов'язана із використанням ПММ при технічному обслуговуванні не знеструмленого стенда;

хімічні речовини, що входять до складу змивок, ґрунтовок та фарб, а також паливно-мастильних матеріалів (бензин, гас, мінеральні та синтетичні мастила та змазки) і проникають до організму через органи дихання, шлунково-кишковий тракт, шкіру та слизову оболонку;

підвищена температура поверхні обладнання: електроінструменту, механізмів та електромашин;

підвищений рівень вібрації, ультра- та інфразвуку під час роботи стенда;

підвищене значення напруги постійного і змінного струму електричних мереж обладнання стенда, замикання яких може статися через тіло людини; електрична дуга короткого замикання.

16. Розроблено організаційні і конструктивно-технологічні заходи по зменшенню впливу небезпечних факторів та алгоритм розрахунків вібрації.

17. Основними факторами несприятливого впливу від експлуатації діагностичного стенду для випробувань паливних систем вантажних літаків на навколишнє середовище є:

- викиди шкідливих речовин газотурбінними двигунами і наземною авіаційною технікою;
- авіаційний шум, що поширюється на велику територію;
- забруднення ґрунту і водойм стічними водами і твердими відходами при порушенні технологічного процесу випробувань авіаційних двигунів.

18. Результати розрахунків викидів шкідливих речовин в атмосферу при експлуатації діагностичного комплексу для випробувань паливних систем вантажних літаків та ГРДД показали, що приведена маса викидів токсичних речовин становить (г/т повітря):

C	CH	NO _x	SO _x	Тверді частки
3,68	1,011	32,92	0,563	45,3

Враховуючи отримані значення емісії та конкретний перелік речовин, що розсіюються в повітрі, доведено, рівень забруднення атмосферного повітря в районах проживання населення та на межі санітарної зони розташування діагностичного комплексу по всім шкідливим речовинам нижче гранично допустимих норм.

19. Відповідно до отриманих значень розсіювання шкідливих речовин додаткова санітарно-захисна зона навкруги розташування діагностичного комплексу для випробувань паливних систем вантажних літаків та визначення технічного стану авіаційних ГТД в порівнянні з діючими архітектурно-будівельними вимогами не потребується.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Энглин Б.А. Применение моторных топлив при низких температурах. - М.: Химия, 1968. - 164 с.
2. Грин Х., Лейн В. Аэрозоли: пыли, дымы и туманы: Пер.с англ. - Л.: Химия, 1969. - 427 с.
3. Василенко В.Т., Максютинский П.Ф., Черненко Ж.С. Исследование процессов образования устойчивых водно-топливных эмульсий // Эксплуатационные свойства авиационных топлив. - Вып. 2. – К.: КИИГА, 1971. - С.50-53
4. Максютинский П.Ф. О нормах чистоты авиационных топлив // Вопросы авиационной химмотологии. – К.: КИИГА, 1980. - С.71-74.
5. Воронец В., Козич В. Влажный воздух. Термодинамические свойства и применение: Пер.с сербохорв. - М.: Энергоатомиздат, 1984. - 136 с
6. Туз Н.Д., Аль-Згуль Рауф Салим, Максютинский П.Ф. Проявление эффекта тиксотропии при работе модели топливной системы самолета на топливах с повышенной температурой начала кристаллизации // Вопросы химмотологии и эксплуатации авиационной наземной техники: Сб. научн. тр. – К.: КМУГА, 1994. С. 43-52
7. Рид Р., Праусниц Дж., Шервуд Т. Свойства газов и жидкостей: Пер. с англ. - Л.: Химия, 1982. - 592 с.
8. Андреев Е.И. Расчет тепло- и массообмена в контактных аппаратах. - Л.: Энергоатомиздат, 1985. - 192 с
9. Туз Н.Д. Исследование эффективности слива отстоя топлива из самолетных баков // Вопросы авиационной химмотологии. – К.: КИИГА, 1983. - С. 31-35.
10. Касаткин А.Г. Основные процессы и аппараты химической технологии. - М.: Химия, 1971. - 784 с.
11. Довгалюк Ю.А., Ивлев Л.С. Физика водных и других атмосферных аэрозолей. - Л.: Изд-во Ленинградского университета, 1977. - 256 с
12. Броунштейн Б.И., Фишбейн Г.А. Гидродинамика, массо- и тепло-

обмен в дисперсных системах. - Л.: Химия, 1977. - 279 с

13. Исаченко В.П. Теплообмен при конденсации. - М.: Энергия, 1977. - 240 с

14. Сполдинг Д.Б. Конвективный массоперенос: Пер. с англ. - М.: Энергия, 1965. - 384 с.

15. Соу С. Гидродинамика многофазных систем: Пер. с англ. - М.: Мир, 1971. - 536 с.

16. Френкель Я.И. Кинетическая теория жидкостей. - Л.: Наука, 1975. - 592 с.

17. Теория тепломассообмена /С.И. Исаев, И.А. Кожин и др./ Под ред. Леонтьева. - М.: Высшая школа, 1969. - 495

18. Слезкин Н.А. Динамика вязкой несжимаемой жидкости. - М.: Гостехиздат, 1955. - 520 с.

19. Хирс Д.П., Паунд Г.М. Испарение и конденсация: Пер. с англ. - М.: Металлургия, 1966. - 196

20. Хаяси, Аокин, Адаци, Хори. Исследование свойства инея и их связи с типами процесса ее образования /Теплопередача. - Труды Американского Общества инженеров механиков, 1976, т. 98, № 2, С.124-131.

21. Черненко Ж.С., Василенко В.Т., Максютинский П.Ф. Исследование фазовых переходов воды в реактивных топливах в натуральных условиях // Труды конф. «Эксплуатационные свойства авиационных топлив». - Вып.1. – К.: КИИГА, 1970. - С.34-38

22. Сахно Г.И. Влагообмен в наземном топливозаправочном пункте // Вопросы авиационной химмотологии. - Вып.1. – К.: КИИГА, 1977. - 56 с.

23. Брудный Г.О., Василенко В.Т., Логвинюк В.П. и др. Конденсационный способ обезвоживания реактивных топлив в наземных резервуарах // Вопросы авиационной химмотологии. - Вып. 1. – К.: КИИГА, 1977. - С.51-53.

24. Гиршфельдер Дж., Кертисс Ч., Берд Р. Молекулярная теория газов и жидкостей: Пер.с англ. - М.: Издаинлит, 1931. - 929 с

25. Гухман А.А. Применение теории подобия к исследованию процессов

теплообмена. - М.: Высшая школа, 1974. - 328 с.

26. Лыков А.В. Теплообмен. - М.: Энергия, 1978. - 479 с.

27. Напалков Г.Н. Теплообмен в условиях образования инея. - М.: Машиностроение, 1983. - 189 с.

28. Василенко В.Т. Образование водно-топливной эмульсии в самолетных топливных баках. // Вопросы авиационной химмотологии – К.: КИИГА, 1980. - С. 80-83

29. Туз Н.Д. Статистический анализ влияния эксплуатационных свойств авиационных топлив на надежность самолетных топливных систем // Вопросы авиационной химмотологии. – К.: КИИГА, 1982. С. 51-55

30. Тепло- и массообмен теплотехнический эксперимент. Справочник. Под ред. В. А. Григорьева, В. М. Зорина. М., Энергоиздат, 1982. Руководство по летной эксплуатации. Самолет Ан-74ТК-300.-К.: Высшая школа, 1988.- 257 с.

31. Интернет ресурс: <https://www.aex.ru/docs/4/2016/4/13/2412/print/>

32. ISBN 978-5-7883-0859-3 Загорский В.А. Испытания воздушных судов [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / В.А. Загорский, Д.Ю. Киселев, В.И. Санчугов. – Электрон. текстовые и граф. данные (0,94 Мб). – Самара: Изд-во СГАУ, 2014. – 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

33. Машиностроение. Энциклопедия/Ред. совет: К.В. Фролов (ред.) и др.– М.: Машиностроение. Измерения, контроль, испытания и диагностика. Т. III-7 / Под общ. ред. В.В. Ключева. 1996;

34. Александровская Л.И., Круглов В.И. Кузнецов А.Г. Теоретические основы испытаний и экспериментальная отработка сложных технических систем: Учебное пособие. – М., Логос, 2003.

35. Испытания авиационных двигателей: Учебник для вузов / под общ. Ред. В.А. Григорьева и А.С. Гишварова. – М.: Машиностроение, 2009

36. Самолет АН-140 Руководство по технической эксплуатации. Книга 8. 028 Топливная система. АНТК Антонов, 1997. 312 с

37. Гидравлические и пневматические системы: Учеб. / А.Г. Схиртладзе, В.И. Иванов, В.Н. Кареев; Под ред. Ю.М. Соломенцева. – М.: Высш. шк., 2006

38. Василенко В.Т., Туз Н.Д. Исследование эффективности слива отстоя топлива из топливных баков воздушных судов // Труды VI Всесоюзной научн.-техн. конф. «Эксплуатационные свойства авиа ГСМ и специальных жидкостей (Вопросы авиационной химмотологии)».- К.: КИИГА, 1985. – С.19.

39. Козаченко А.И., Тверецкий В.А., Туз Н.Д. Экспериментальные исследования работоспособности агрегатов топливной системы самолетов Ту-204 и Ту-334 на топливе Jet-A // Исследование процессов подготовки, применения и контроля качества авиа ГСМ и специальных жидкостей: Сб. научн. тр. – К.: КИИГА, 1990. С. 150-156.

40. Исследования по обеспечению сохранности качества авиатоплива в топливных баках летательных аппаратов с учетом экстремальных условий эксплуатации: Отчет о НИР (промежуточн.)/ КИИГА; № 481-В83; Инв. № 01.83.0027470. К., 1985. – 92 с.

41. Крейт Ф., Блэк У. Основы теплопередачи: Пер. с англ. - М.: Мир, 1983. - 512 с.

42. Мелешко Л.О. Молекулярная физика и введение в термодинамику. – Мн.: Высшая школа, 1977. - 384 с.

43. Чертков Я.Б., Большаков Г.Ф., Гулин Е.И. Топлива для реактивных двигателей. - Л.: Недра, 1964. - 226 с.

44. Брудный Г.О., Василенко В.Т., Логвинюк В.П. и др. Конденсационный способ обезвоживания реактивных топлив в наземных резервуарах // Вопросы авиационной химмотологии. - Вып. 1. – К.: КИИГА, 1977. - С.51-53.

45. Лещинер Л.Б., Ульянов И.Е. Проектирование топливных систем самолетов. - М.: Машиностроение, 1975. – 344 с.

46. Бедрик Б.Г., Голубушкин В.Н., Туз Н.Д., Лапач С.Н. Методика определения количества накапливающейся воды в баках летательных аппаратов и оптимального содержания ПВК жидкости в топливе // Труды «Эксплуатационные свойства авиационных топлив, смазочных материалов и специальных жидкостей».- К.: КИИГА, 1989. – 115 с.

47. Теория тепломассообмена /С.И.Исаев, И.А.Кожин и др./ Под ред.

Леонтьева. - М.: Высшая школа, 1969. - 495 с.

48. Кер'якос Джозеф, Туз М.Д. Шляхи утворення водно-паливних сумішей, їх властивості і накопичення відстійної води у паливних баках повітряних кораблів // Вісник КМУЦА. Вип. 3-4. К.: КМУЦА, 2000. - С. 211-215

49. Андреев Е.И. Расчет тепло- и массообмена в контактных аппаратах. - Л.: Энергоатомиздат, 1985. - 192 с

50. Кафаров В.В. Основы массопередачи. Системы газ - жидкость, пар-жидкость, жидкость-жидкость. - М.: Высшая школа, 1979. - 439с.

51. Майерс Дж. Е, Беннетт К.О. Гидродинамика, теплообмен и массообмен: Пер. с англ. - М.: Недра, 1966. - 726 с.

52. Разработка автоматизированного стенда для ресурсных испытаний основных агрегатов топливных систем воздушных судов: Отчет по ОКР (заключительн.)/ КМУГА; № 639-ГА95; Инв. № 0196U003065. К., 1998. – 88 с.

53. Аксенов А.Ф., Литвинов А.А. Химмотология авиационных специальных жидкостей. – К.: КИИГА, 1972. – 135 с.

54. Лыков А.В. Теория теплопроводности. - М.: Высшая школа, 1967. - 599 с

55. Рыбкин С.Л., Александров А.А. Термодинамические свойства воды и водяного пара. Справочник. – М.: Энергоатомиздат, 1984. –180 с.

56. Физико-химические и эксплуатационные свойства реактивных топлив: Справочник /Дубовкин Н.Ф., Маланичева В.Г. и др. - М.: Химия, 1985. - 240 с

57. Руководство по технической эксплуатации самолёта Ан-148-100. К.: АНТК им. О.К. Антонова. 2006.

58. Писаренко Г.С. Сопротивление материалов.- К.: Вища кола, 1986.-124 с.

59. Буриченко Л.А. Охрана труда в ГА.- М: Транспорт, 1985.- 76 с.

60. Наставление по производству полетов в ГА НШ ГА-85. -М.: Воздушный транспорт, 1985.- 65 с.

61. Комаров А.А. и др. Техническая эксплуатация и безопасность

полетов летательных аппаратов.- К.: КИИГА,1980.- 129 с.

62. Бурлаков В.И. Прикладная теория надежности.- К.: КИИГА, 1991 .- 46с.

63. Бурлаков В.И. и др. Анализ надежности авиационной техники. Методические указания.- К.: КИИГА, 1982.-146 с.

64. Смирнов Н.Н. Техническая эксплуатация летательных аппаратов,- М.: Транспорт, 1990.- 423 с.

65. Андреев В.Н. Справочник инженера-конструктора. -М.: 2 изд. 1976, - 68 с.

66. Прогноз развития воздушного транспорта до 2015 года. ИКАО. Утверждено Генеральным секретарем и опубликовано с его санкции. I Сентябрь. 2004. – 58 с.

67. Котин В.Ф. Загрязнение атмосферного воздуха двигателями воздушных судов/ Аэропорты, Прогрессивные технологии. -М.:2004.-112с.

68. Захарченко В. Описание изобретения № SU 1436387 к авторскому свидетельству. А. Москва. В 64 С 25/04.

69. Докучаев В.Г., Попов О.В. Методичні рекомендації до виконання дипломних робіт (проектів) для студентів спеціальності 7/8.100106 «Виробництво, технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів».К.:2010. - 47с.

70. Материалы будущего: перспективные материалы для народного хозяйства. Пер. с нем./ Под ред. А. Неймана. – Л.: Химия, 1985.

71. Тарнопольский Ю. М., Жигун И. Г., Поляков В. А. Пространственно-армированные композиционные материалы: Справочник. – М.: Машиностроение, 1987.

72. Политехнический словарь. Гл. ред. И. И. Артоболевский. – М.: «Советская энциклопедия», 1977.

73. Попов А.В., Маслак Т.П., Шпакович Н.И. Техническое обслуживание и ремонт воздушных судов и авиадвигателей: метод. рекомендации по выполнению дипломных работ (проектов) – К. НАУ, 2017. – 56 с.

74. Трехвальный ТРДД Д-18Т. Руководство по технической эксплуатации. Кн.1.– М.: Воздушный транспорт, 1988. – 282 с.
75. Трехвальный ТРДД Д-18Т. Руководство по технической эксплуатации. Кн.2.– М.: Воздушный транспорт, 1988. – 532 с.
76. Авиационный турбовинтовой двигатель АИ-24 II серии. Техническое описание.– М.: В/О «Авиаэкспорт», 2001. – 160 с.
77. Авиационный турбореактивный двигатель АИ-25 I серии. Техническое описание. – М.: Машиностроение, 1971. – 128 с.
78. Трехвальный ТРДД Д-36. Руководство по технической эксплуатации. Кн.1.– М.: Воздушный транспорт, 1985. – 874 с.
79. Двигатель Д-30 КП-2. Инструкция по технической эксплуатации.– М.: Транспорт, 1985. – 996 с.
80. Протоєрейський О. С., Запорожець О. І. Охорона праці в галузі: Навч. посіб. – К.: НАУ, 2005. – 268 с.
81. Буріченко Л.А., Гулевець В.Д. Охорона праці в авіації: Підручник / За ред. Л.А. Буріченка. – К.: НАУ, 2003.– 448 с.
82. Заверуха Н. М. Основи екології: Навч. посіб. / Н. М. Заверуха, В. В. Серебряков, Ю. А. Скиба. – К.: Каравела, 2006. – 368 с.
83. Запорожець О. І. Безпека життєдіяльності: Підручник / О. І. Запорожець, В. М. Заплатинський, Б.Д. Халмурадов, В. І.Применко, В. О. Михайлюк, Т.Я. Коніцула. – К.: НАУ, 2011. – 482 с.
84. Балицкий Ф.Я. Виброакустическая диагностика зарождающихся дефектов,
85. Дегтярев А.А. Вибрационная диагностика газотурбинных двигателей в условиях ограниченной информации. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. Рукопись. МАИ. 2002. - 100 стр.
86. Методика М029.002 «Система качества. Вибрационное обследование блока двигателей агрегатов ГПА-10 (01) с двигателями ДР-59Л (Л1), находящихся в эксплуатации» ОАО Кртз “КОНСТАР”
87. Программа и методика испытаний. Двигатель ДР59Л. 559108000 ПМ

ОАО «Газтурбосервис». 2000 г.

88. Сиротин Н.Н., Коровкин Ю.М. Техническая диагностика авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1979, - стр. 272.

89. Система VibroNET 2.1. Руководство пользователя. 2004 г.

90. Технологическая инструкция на проведение приемо-сдаточных испытаний ДР59Л на стенде бокса №4 цеха 35 ПИИ ОАО «Газтурбосервис» ТИ ДР59-01, 42 стр.

91. OSA/CBM for COM/DCOM. Advanced Technology Lab Prague/Rockwell Automation. 2002.