

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

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри
_____ Бадах В. М.
“ ____ ” _____ 20__ р.

ДИПЛОМНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТРА

Тема: «Розробка та дослідження системи допоміжних опор
середньомагістрального транспортного літака»

Виконавець: студент(ка) 2-го курсу
Кушніренко Олександр Володимирович

(підпис)

Керівник: к.т.н., доцент, Макаренко Руслан Олексійович

(підпис)

Консультанти з розділів:

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

(підпис)

Охорона навколишнього

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

(підпис)

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

(підпис)

Київ 2020

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

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

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри

Бадах В. М.

“ ” 2020р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи студента

Кушніренко Олександр Володимирович
(прізвище, ім'я, по-батькові)

1. Тема роботи: «Розробка та дослідження системи допоміжних опор середньомагістрального транспортного літака»
Затвердження наказом ректора від “05” листопада 2020р. №2210/ст.
2. Термін виконання роботи: з 05.10.2020 по 24.12.2020
3. Вихідні дані до роботи: літак; допоміжна опора; регулювання висоти вантажного порогу; транспортний; керування; бортовий вантажний кран; центрування; мережа джерел тиску гідравлічної системи середньомагістрального транспортного літака; робочий тиск.
4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці): вимоги, що висуваються до системи допоміжних опор середньомагістрального транспортного літака; новизна об'єкта; аналіз очищення робочої рідини гідравлічних систем літаків.
5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: креслення літака; структурні схеми варіантів проектованої гідросистеми; відповідні компоувальні схеми допоміжних опор.

6. Календарний план

| № п/п | Етапи виконання роботи | Терміни виконання етапів | Відмітка про виконання (підпис) |
|-------|--|--------------------------|---------------------------------|
| 1. | Початок роботи над роботою, визначення мети та завдань роботи | 05.10.2020 | |
| 2. | Підбір літератури | 12.10.2020 | |
| 4. | Відпрацювання розділу 1 | 09.11.2020 | |
| 5. | Відпрацювання розділу 2 | 16.11.2020 | |
| 6. | Відпрацювання розділу 3 | 23.11.2020 | |
| 7. | Виконання розробки креслень системи допоміжної опори | 23.11.2020 | |
| 8. | Відпрацювання розділів охорони праці та охорони навколишнього середовища | 30.11.2020 | |
| 9. | Формування дипломної роботи | 07.12.2020 | |
| 10. | Перевірка, внесення правок та підписання роботи | 21.12.2020 | |

7. Консультанти з окремих розділів роботи:

| Розділ | Консультант | Дата, підпис | |
|-------------------------------------|---------------------------|----------------|------------------|
| | | Завдання видав | Завдання прийняв |
| 4. Охорона навколишнього середовища | Фролов Валерій Федорович | 26.11.2020 | 26.11.2020 |
| 5. Охорона праці | Казанець Віталій Іванович | 26.11.2020 | 26.11.2020 |

Дата видачі завдання “___” _____ 2020р.

Керівник: _____ Макаренко Руслан Олексійович
(підпис)

Завдання прийняв до виконання: _____ Кушніренко Олександр Володимирович
(підпис)

Дата _____

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломного проекту “Розробка та дослідження системи допоміжних опор середньомагістрального транспортного літака”: 124 сторінок, 16 рисунків, 14 таблиць, 19 використаних джерел, 9 додатків.

ЛІТАК, ГІДРАВЛІЧНА СИСТЕМА, ДОПОМІЖНА ОПОРА, РЕГУЛЮВАННЯ ВИСОТИ ВАНТАЖНОГО ПОРОГУ, ТРАНСПОРТНИЙ, КЕРУВАННЯ, БОРТОВИЙ ВАНТАЖНИЙ КРАН, ЦЕНТРУВАННЯ, МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ, , ПРОЕКТУВАННЯ.

Об’єкт дослідження – процес регулювання системи допоміжних опор середньомагістрального транспортного літака.

Предмет дослідження – система допоміжних опор середньомагістрального транспортного літака

Мета дипломної роботи – розроблення системи допоміжних опор, які забезпечують навантаження-розвантаження габаритних та важких вантажів у транспортний літак.

Установлено, що розроблена система додаткових опор максимально подібна реальному об’єкту; проведений розрахунок на міцність, який показав, що елементи системи мають достатній запас міцності. Передбачені методи сигналізації, які забезпечують необхідний рівень безпеки експлуатації.

Матеріали дипломної роботи рекомендується використовувати при проведенні наукових досліджень, у навчальному процесі та в практичній діяльності фахівців авіаційних конструкторських бюро при подальшому проектуванні і виробництві систем допоміжних опор транспортних літаків сімейства Ан.

Прогнозні припущення щодо розвитку об’єкта дослідження - проведення подальших досліджень з метою оптимізації більш широкого

списку параметрів системи, та випробовування її з усуненням недоліків, що можуть виникати при експлуатації.

Запропонований підхід може бути використаний для подальшої оптимізації системи допоміжних опор літаків.

ЗМІСТ:

| | |
|--|----|
| Вступ | 9 |
| РОЗДІЛ 1. Основна частина | 11 |
| 1.1 Опис систем аналогів | 11 |
| 1.1.1 Система допоміжних опор літака Ан-22 | 11 |
| 1.1.2 Система допоміжних опор літака Ан-74 | 15 |
| 1.1.3 Система допоміжних опор літака Ан-124 | 18 |
| 1.1.4 Система допоміжних опор літака Іл-76 | 20 |
| 1.2 Основні тенденції в розвитку систем допоміжних опор | 23 |
| 1.3 Обґрунтування вибору схеми, проекрованої системи допоміжної опори | 25 |
| 1.4 Опис літака прототипу | 27 |
| 1.4.1 Технічне завдання на систему допоміжних опор | 31 |
| 1.4.2 Опис систем, взаємодіючих з проектованою | 38 |
| 1.5 Дані для проектування | 43 |
| 1.5.1 Розрахунок системи допоміжної опори середньомагістрального транспортного літака | 43 |
| 1.6 Розрахунок процесів завантаження - вивантаження | 53 |
| 1.6.1 Розрахунок процесів завантаження - вивантаження самохідної техніки | 53 |
| 1.6.2 Розрахунок процесів завантаження - вивантаження за допомогою БВК | 58 |
| 1.7 Безпека польотів | 62 |
| РОЗДІЛ 2. Наукова частина | 67 |
| 2.1 Випробування телескопічної стійки допоміжної опори | 67 |
| 2.2 Розрахунок на міцність допоміжної опори | 68 |
| 2.3 Розрахунок стійки телескопічної | 71 |
| 2.4 Розрахунок підстави циліндра | 76 |

| | |
|---|-----|
| 2.5 Розрахунок голівки циліндра | 77 |
| 2.6 Розрахунок циліндра | 78 |
| 2.7 Розрахунок штока | 78 |
| 2.8 Розрахунок підкоса пружинного | 80 |
| 2.9 Обґрунтування вибору об'єкта та задач дослідження | 84 |
| 2.10 Математичне моделювання та комп'ютерна модель системи допоміжної опори | 84 |
| 2.11 Вплив експлуатаційних параметрів на роботу допоміжної системи | 86 |
| 2.12 Висновки за результатами проведених досліджень | 89 |
| РОЗДІЛ 3. Охорона праці | 90 |
| РОЗДІЛ 4. Охорона навколишнього середовища | 102 |
| ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ | 122 |
| ЛІТЕРАТУРА | 125 |

СПИСОК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

ДО – допоміжна опора;

ЛА – літальний апарат;

ГС – гідросистема;

РВВП – система регулювання висоти вантажної підлоги;

АДО – авіаційно-десантне обладнання;

СШК – система штурвального керування;

СКМК – система керування механізацією крила;

БВК – бортовий вантажний кран;

ГДСК – гідравлічна дистанційна система керування;

ЕДСК – електродистанційна система керування;

РР – робоча рідина;

СУОСО - система управління загально-літаковим обладнанням;

ВТК – відомча технічна комісія.

Вступ

Сучасний етап розвитку цивільної авіації характерний тим, що подальше підвищення ефективності її експлуатації може бути досягнуто, головним чином, шляхом удосконалення експлуатаційно-технічних характеристик, що визначають рівні безпеки й регулярності польоту, а також економічної ефективності.

Потреба в розробці нового середньомагістрального транспортного літака є дуже великою, адже у нашому регіоні експлуатується застарілий парк літаків, спроектованих кілька десятиліть тому. Експлуатація старої техніки не є економічно вигідною для авіаперевізників, вона забруднює навколишнє середовище, перевищує допустимі рівні шуму, більшість з них не мають відповідних сертифікатів, що дозволяють здійснювати польоти закордон. Тому проектування нового літака даного типу та його систем є актуальним.

При створенні перспективних літаків нового покоління в них впроваджуються новітні технічні досягнення, спрямовані на підвищення їхніх економічних характеристик, безпеки, надійності, зниження ваги і т.п. Сучасні літальні апарати обладнують численними системами, що представляють собою сукупність пристроїв і зв'язків між ними (трубопроводи, робоче тіло, комутатори і електролінії), об'єднаних спільністю функцій, що забезпечують надійну роботу споживачів.

Одним з основних шляхів підвищення безпеки й регулярності польотів є раціональне формування схемних рішень функціональних систем, ефективних засобів парирування відмов і блокувань помилкових дій екіпажу, засобів захисту від мимовільних спрацьовувань, формування ефективної системи сигналізації.

У зв'язку з ростом обсягу перевезень вантажів літаками актуальним є проведення розробок, спрямованих на рішення завдань, пов'язаних із транспортуванням вантажів великої маси і габаритів, а також самохідної техніки.

У зв'язку з цим для вантажних авіаперевезень створюються спеціальні транспортні літаки, що володіють високою вантажопідйомністю, більшим обсягом вантажної кабіни, оснащені спеціальними системами і устаткуванням, що дозволяють забезпечити виконання завантаження - вивантаження вантажів і техніки з мінімальними витратами часу.

Особливістю вантажних літаків є те, що вони являються високопланами, щоб фюзеляж міг бути максимально наближений до поверхні аеродрому для полегшення вантажно-розвантажувальних робіт. Для завантаження у хвостовій частині фюзеляжу розробляється люк, відхилена вниз частина якого є завантажувальною рамою.

З появою таких літаків стало можливо здійснювати перевезення по повітрю в короткий термін великогабаритних вантажів великої маси. Але збільшення маси перевезених вантажів призвело до виникнення небезпеки перекидання літака при здійсненні завантаження-вивантаження вантажів і техніки через вантажний люк, розташований у хвостовій частині літака.

Таким чином, виникла необхідність у створенні системи, що виключає небезпеку перекидання літака. Такою системою є система допоміжних опор, що забезпечує фіксацію заднього порогу вантажної кабіни літака і виключає небезпеку перекидання літака при здійсненні різних варіантів завантаження-вивантаження вантажів і самохідної техніки.

Допоміжна опора призначена для запобігання перекидання літака на хвіст під час завантаження й розвантаження вантажної кабіни.

Системою допоміжних опор оснащені багато вітчизняних і закордонних літаків: Ан-22, Ан-72, Ан-74, Ан-124, Ан-225, Ан-70, Іл-76, Локхід С-141 «Старліфтер», Локхід С-5А «Гелексі».

У даній дипломній роботі розглянуті конструкції систем допоміжних опор вітчизняних аналогів, зроблений їхній порівняльний аналіз з метою виявлення тенденцій у розвитку систем допоміжних опор і виконана розробка системи допоміжної опори, що забезпечує завантаження-вивантаження габаритних і важких вантажів у транспортних літаках.

РОЗДІЛ 1

Основна частина

1.1. Опис систем аналогів

1.1.1. Система допоміжних опор літака Ан-22

Із попереднього дослідження [11] відомо, що система керування допоміжних опор (ДО) літака Ан-22 живиться від загальної мережі лівої гідросистеми й забезпечує:

1. Випуск опори і опускання п'ят до упору на землю.
2. Подачу рідини в циліндри п'ят (для піднімання хвостової частини літака) і стравлювання тиску (для опускання хвостової частини літака).
3. Підняття п'ят і прибирання опор.

У прибраному положенні опори утримуються гідрозамками прибраного положення, поздовжньому переміщенню штоків і опор з п'ятами перешкоджає гідрозамок ГА-111, що замикає рідину в нижніх порожнинах циліндрів п'ят.

На випуск опор і п'ят рідина подається через редуційні клапани ГА-213, що знижують тиск до 60 кг/см^2 (600МПа) (тиск достатній для надійної установки п'ят на ґрунт, але не створює зусилля, що піднімає ЛА).

Керуються опори і п'яти двома кранами, які мають механічне блокування (блокувальний кулачок), що забезпечує строгу послідовність виконання операцій: випуск опор, випуск п'ят; прибирання п'ят, прибирання опор. Кран на випуск п'яти можна встановити тільки після установки крана на випуск опор.

При установці крана на випуск опор рідина з напірної магістралі надходить (одночасно) до замків прибраного положення опор і циліндрів - підйомників. Замки відкриваються, загоряється сигналізація «Опори не убраны», відбувається випуск опор. Після чого цей кран установлюється на випуск п'ят. Тиск через редуційний клапан ГА-213 надходить у циліндри п'ят, штоки п'ят переміщуються вниз до упору в поверхню аеродрому. Рідина з нижніх порожнин циліндрів п'ят через лінію прибирання п'ят, відкритий

гідрозамок ГА-111 витісняється в зливну магістраль. Після випуску опор і п'ят крани встановлюють у нейтральне положення. У цьому положенні крани замикають рідину у верхніх порожнинах циліндрів п'ят і тим самим перешкоджають переміщенню штоків п'ят. Випуск п'ят може дорегулюватись вентилем 3730-А-12 мережі керування підйомом й опусканням літака. При відкритті вентиля тиск надходить (минаючи редуктор) з напірної магістралі. Контроль за тиском у циліндрах п'ят здійснюється по манометрах МВУ-400. П'яти можуть прибиратись і від системи ручних насосів.

Прибирання п'ят і опор здійснюється у зворотній послідовності їхньому випуску.

Конструкція та робота опори

Дві симетрично розташовані телескопічні опори встановлюються на вузлах шпангоута №63 й прибираються в спеціальні ніші зализу обтічника шасі.

Опора з'єднана з підйомною штангою рампи Рис.1.1 та складається з опорної п'яти, упору, стійки, гідроциліндру прибирання - випуску, замка прибраного положення й вала розвороту опорної п'яти. Стійка опори виконана у вигляді телескопічного циліндру, до штоку якого шарнірно через кардан кріпиться п'ята. Для правильної установки опори в площині симетрії літака існує підкіс із регулювальним вухом. Для забезпечення бічної стійкості опори вузли кріплення підкосу й стійки з'єднані силовою тягою. Керування опорами здійснюється з пульта, встановленого в лівому обтічнику шасі. Установка опор на замки прибраного положення контролюється по сигнальних лампах на пульті керування, а також на правому пульті кабіни льотчиків.

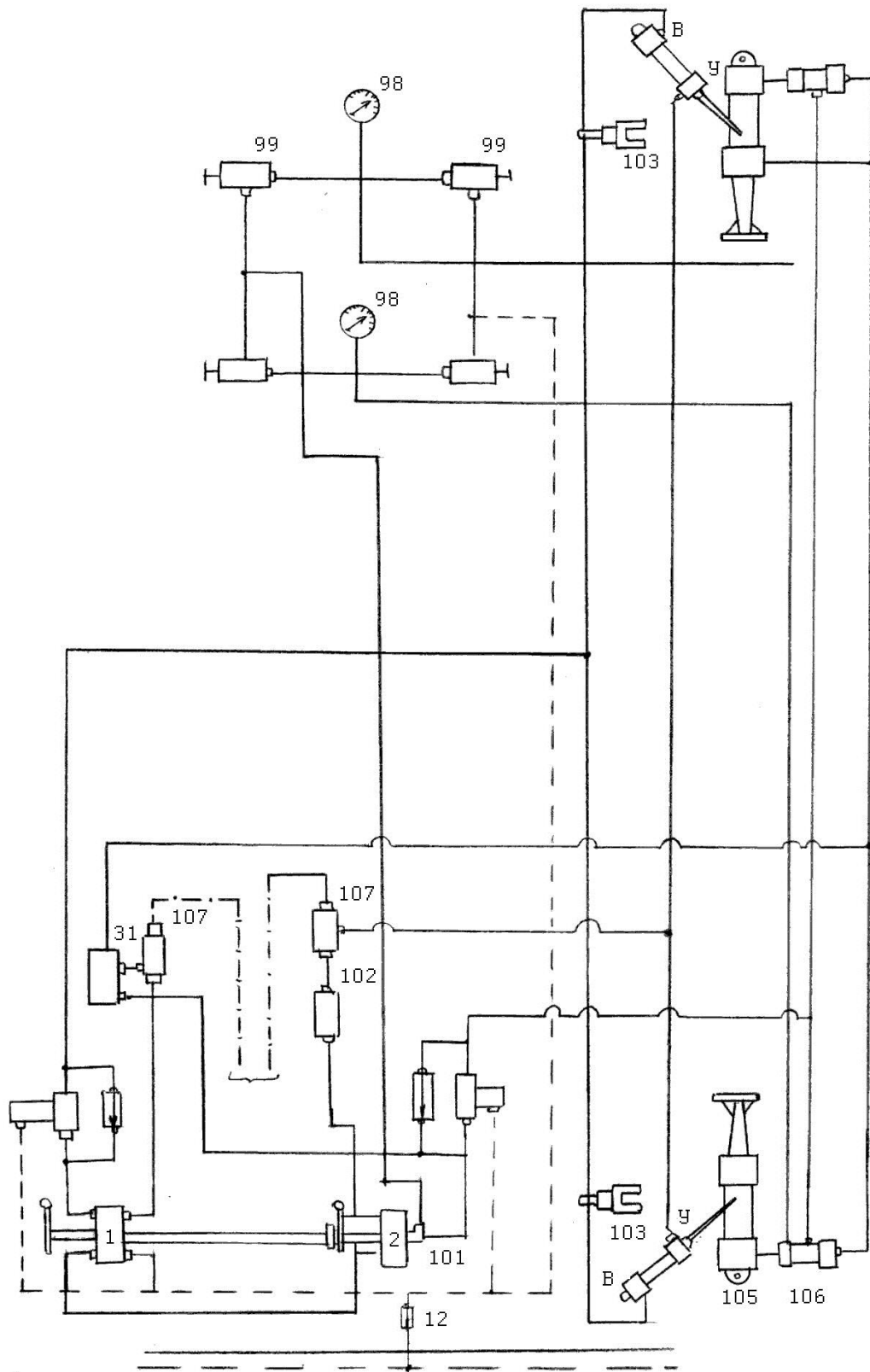


Рис.1.1. Схема системи керування опорами літака Ан-22:

12 - клапан зворотній, 31 - гідрозамок ГА-111, 98 - манометр МВУ-400, 99 – вентиль, 101 - кран керування опорами, 102 – дросель, 103 - циліндр замка прибраного положення, 105 - стійка опори, 106 – гідрозамок, 107 – вентиль.

| | |
|-------|-------------------|
| ----- | Нагнітання |
| ----- | Злив |
| ----- | Аварійне живлення |

Стійка опори

Стійка складається із циліндра з привареною голівкою для установки опори на шпангоуті №63. Всередині переміщується проміжний шток, зварений з двох труб, вставлених одна в одну. Верхнім упором проміжного штоку є днище голівки циліндра, нижнім (при ході штоку 450мм)- торець гайки-букси.

Всередині проміжного штоку знаходиться центральний шток, що переміщується по напрямних проміжного штоку. Таким чином, у стійці утворюються три гідравлічні порожнини.

Верхня порожнина призначена для випуску опорних п'ят, порожнина між циліндром і проміжним штоком і порожнина між штоками - призначені для прибирання п'ят.

При подачі рідини в початковий період відбувається висування проміжного штоку, що своєю опорною гайкою захоплює й центральний шток.

При подачі тиску (на вкорочування) рідина надходить із порожнини між циліндром і проміжним штоком через отвори проміжного штоку в порожнину між штоками. Відбувається втягування штоків. Стійка коротшає.

Основні дані стійки:

| | |
|----------------------------|----------------------------------|
| Тиск випуску опорної п'яти | (21,00МПа) 210кг/см ² |
| Хід штоків: | |
| - проміжного | 450мм |
| - центрального | 490мм |
| Діаметр штоків: | |
| - проміжного | 128мм |
| - центрального | 98мм |

Розташовувані зусилля опори на штоках:

- | | |
|----------------|-----------------|
| - проміжному | (270кН) 27000кг |
| - центральному | (158кН) 15800кг |

1.1.2. Система допоміжних опор літака Ан-74

Система керування опорами

Із попереднього дослідження [12] відомо, що мережа керування опорами підключена до лівої гідросистеми літака і здійснює:

1. Випуск штоків опор;
2. Керування положенням літака за креном (на землі);
3. Втягування штоків опор.

Мережа керування опорами складається з гідрокрану, що забезпечує керування випуском і втягуванням штоків опор, двох вентилів, що дозволяють керувати положенням літака за креном і гідрозамків, що замикають рідину в порожнинах циліндрів опор при випущених штоках і нейтральному положенні рукоятки гідрокрану.

При перекладі рукоятки гідрокрану в положення «випуск» робоча рідина з напірної магістралі лівої гідросистеми надходить у лінію випуску опор; під тиском рідини відкриваються замки й рідина надходить у верхні порожнини циліндрів опор - штоки починають висуватися. При цьому рідина, що витісняється з циліндрів, зливається по магістралях втягування. При установці рукоятки гідрокрану в положення «Нейтр.» рідина замикається гідрозамками у верхніх порожнинах опор.

При відкритті вентиля рідина з верхньої порожнини циліндра витісняється в лінію зливу. При досягненні необхідного рівню підлоги вантажної кабіни вентиль закривається.

При втягуванні опор, рідина подається з напірної магістралі по лінії втягування штоків у порожнині циліндрів опор і під керуючі поршні гідрозамків - штоки втягуються. Після закінчення втягування рукоятку переводять у нейтральне положення.

Телескопічні опори

Телескопічні опори симетрично встановлюються в держаках, кронштейнів що відкидаються, змонтованих на шпангоуті №32, під порогом вантажного люку.

У похідному положенні опори кріпляться в хвостовій частині обтічника шасі в транспортних футлярах. Опори вставляються до упору у футляри і фіксуються в осьовому напрямку кришками люків.

Керування опорами здійснюється з пульту, розташованого в лівому обтічнику шасі, підхід до пульту через люк, закритий кришкою.

Опора конструктивно виконана у вигляді телескопічного рідино - газового домкрата. Складається з циліндру, проміжного штоку, центрального штоку і опорної п'яти, шарнірно прикріпленої до центрального штоку.

У голівку циліндра вкручується опорний вузол (для встановлення опори в держаку кронштейна, що відкидається), внутрішній кінець якого являє собою цанговий замок.

Проміжний шток являє собою трубу з вкрученою в неї гайкою і буксою. Верхнім обмежувальним упором штоку є днище голівки циліндра, а нижнім - торець букси. Гайка разом із цапфою опорного вузла й конусом голівки центрального штоку утворюють замок (фіксації штоку).

Центральний шток являє собою зварену циліндричну капсулу з отворами в стінці, які зв'язують внутрішню порожнину штоку з кільцевою порожниною між штоками. Верхнім упором центрального штоку є торець гайки, - а нижнім - торець букси.

Внутрішній обсяг опори розділений штоками на три не зв'язаних між собою порожнини. Одна з них приєднана до лінії випуску, а друга- до лінії втягування. Третя порожнина заряджається через клапан стисненим газом.

При випуску штоків рідина надходить через порожнину, приєднану до лінії випуску, далі через отвори в гайці й щілини між пелюстками цанги, давить на голівку центрального штоку, що стискаючи азот, переміщується вниз, звільняє пелюстки цанги, які пропускають проміжний шток на випуск

Рис.1.2. Штоки спільно випускаються до упору проміжного штоку в буксу (при цьому рідина з порожнини втягування йде в лінію зливу), після цього починає випускатися центральний шток (до упору в ґрунт). При цьому додатково стискається азот, у порожнині зарядженій азотом. При втягуванні штоку рідина надходить у порожнину, з'єднану з лінією втягування й втягує проміжний шток до упору в дно циліндра, одночасно під дією азоту втягується центральний шток. Повне втягування штоків контролюється по червоній лінії на центральному штоку.

Основні дані опори:

| | |
|--|---|
| Вантажопідйомність опори | 6070_{-150}^{+200} кгс (60700_{-1500}^{+2000} Н) |
| Максимальне припустиме навантаження на опору | 6650 кгс (66500 Н) |
| Сумарний хід штоків | 853 мм |
| Мінімальна довжина опори | 732 мм |
| Тиск зарядки азотом | 19^{+1} кгс/см ² ($1,9^{+0,1}$ МПа) |
| Маса опори | близько 12 кг |

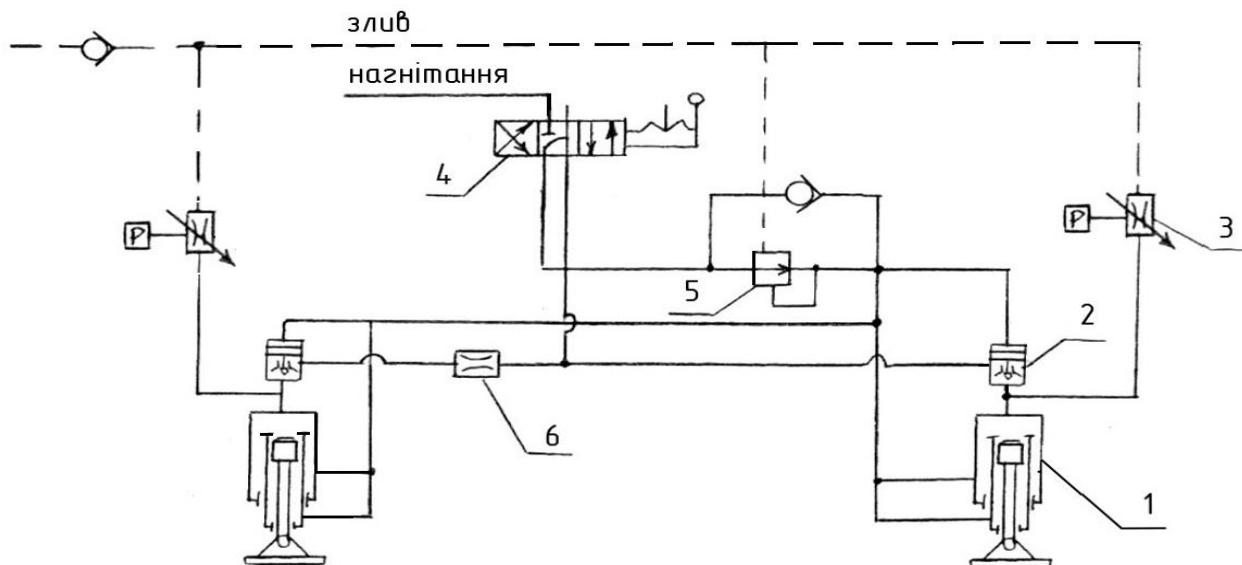


Рис.1.2. Мережа керування опорами літака Ан-74:

1 – опори, 2 – гідрозамки, 3 – вентилі, 4 – гідрокран, 5 – редуктор ГА-213, 6 – дросель.

1.1.3. Система допоміжних опор літака Ан-124

Із попереднього дослідження [13] відомо, що допоміжні опори забезпечують підтримку носової частини літака при включеній системі регулювання висоти переднього вантажного порогу, коли стійки передньої опори шасі перебувають у прибраному положенні. Дві допоміжні опори, що прибираються, встановлюють на силовому шпангоуті №20 праворуч і ліворуч від осі симетрії літака.

Прибирання - випуск опор здійснюється від гідросистеми літака (ГС№2). Керування прибиранням - випуском виконується зі щитка керування переднім вантажним люком.

Основні дані:

| | |
|---------------------------|--|
| Вантажопідйомність опори | 35000кгс(350000Н) |
| Мінімальна довжина опори | 780мм |
| Максимальна довжина опори | 880мм |
| Тиск зарядки азотом | 12,1±1кгс/см ² (1,2±0,1МПа) |

Опора складається зі стійки, опорної п'яти, гідроциліндра прибирання - випуску опори, замка прибраного положення.

На стійці встановлюється серга підвіски опори на замок прибраного положення і упор з двома поліамідними вкладками. Стійка кріпиться до кронштейнів на шпангоуті №20 за допомогою осі, що утворює разом зі стійкою й пружинним підкосом жорстку конструкцію. На осі встановлений кулачок, на кронштейні мікроперемикач сигналізації випущеного положення опори. Для запобігання повертання штоку щодо циліндра стійки служить циліндр.

Стійка допоміжної опори являє собою циліндр зі штоком, виготовлені з титанового сплаву В-95. У верхній частині циліндра зроблені провушини для підвіски стійки, дренажні отвори й отвір під циліндр трубопроводу кільцювання правої і лівої стійок. Шток ущільнюється щодо циліндра

гумовими кільцями. Букса обмежує хід штоку вниз. У нижній частині штоку виконані провусини кріплення п'яти опори і встановлений зарядний клапан для зарядки газової порожнини азотом. Всередині штоку розташований плаваючий поршень. Упор обмежує переміщення поршня вгору.

Випуск допоміжних опор здійснюється після відкриття носового обтічника літака. При випуску опор тиск подається в гідроциліндр 3 Рис.1.3 замки прибраного положення й у гідроциліндр 2 прибирання- випуску на «Випуск». Замок відкривається й опора випускається. На щитку керування РВВП гасне зелене табло «Лев. убрана», «Прав. убрана». При повністю випущених опорах на щитку загоряється зелене табло «Лев. випущена», «Прав. випущена».

У процесі прибирання шток передньої опори (при включеній системі РВВП) носова частина літака опускається, штоки стійок обжимаються й плаваючі поршні в штоках переміщуються вниз до упору, стискаючи азот у газових порожнинах стійок. Літак плавно стає на допоміжні опори. У процесі випуску передньої опори (при включеній системі РВВП) носова частина літака піднімається й опори допоміжні розтискаються за рахунок енергії стисненого азоту в газових порожнинах стійок. При прибиранні допоміжних опор рідина подається в гідроциліндр прибирання - випуску на «Уборку», опори прибираються й стають на замки прибраного положення. На щитку керування гаснуть табло «Лев. випущена», «Прав. випущена» і загоряються табло «Лев. убрана», «Прав. убрана».

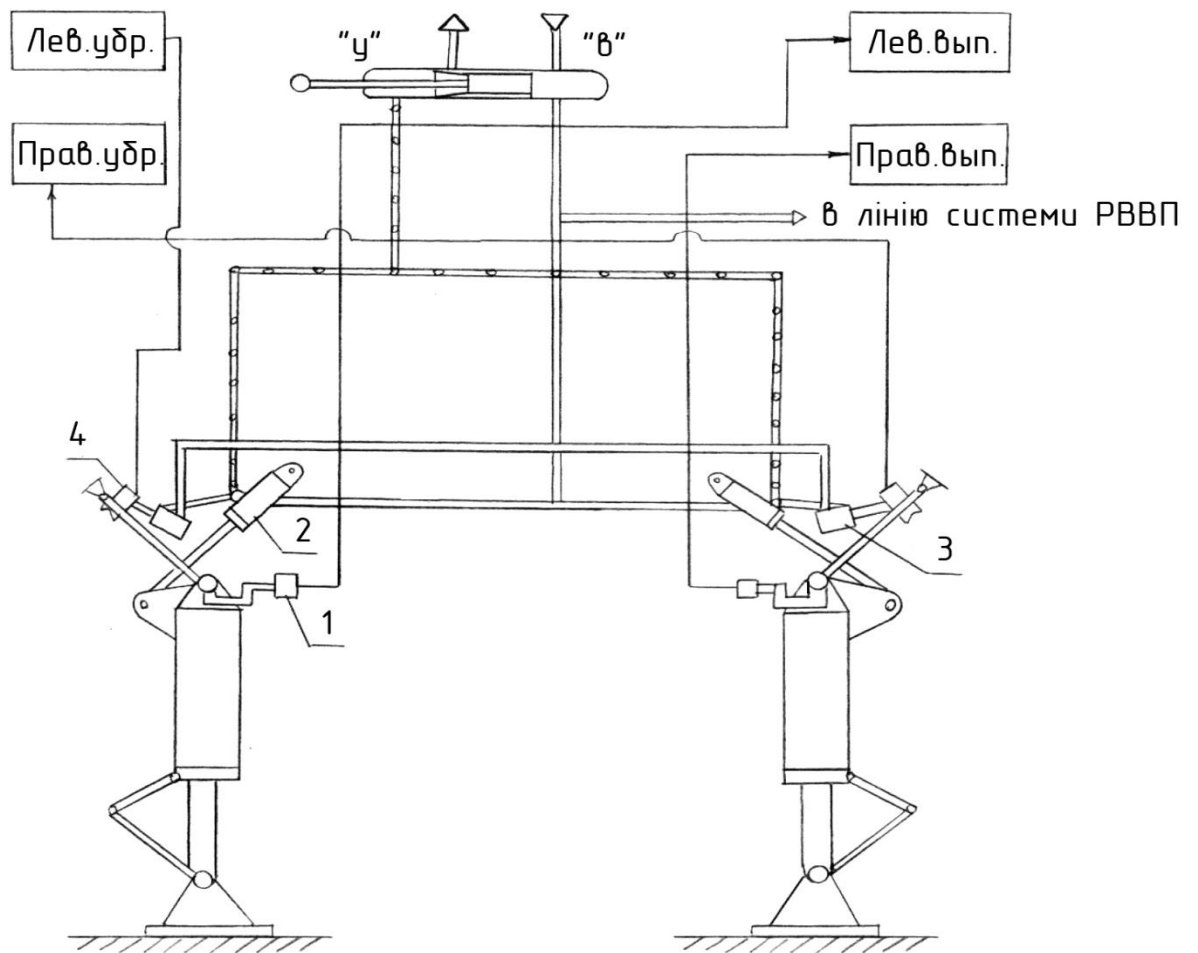


Рис.1.3. Функціональна схема прибирання-випуску та сигналізації допоміжних опор літака Ан-124:

1 – мікроперемикач випущеного положення, 2 – гідроциліндр прибирання-випуску, 3 – гідроциліндр замка, 4 – мікроперемикач прибраного положення.

1.1.4. Система допоміжних опор літака Іл-76

Із попереднього дослідження [14] відомо, що електрогідравлічна система керування опорою на літаку Іл-76 дозволяє: випустити й прибрати опору, а також змінювати її довжину Рис.1.4.

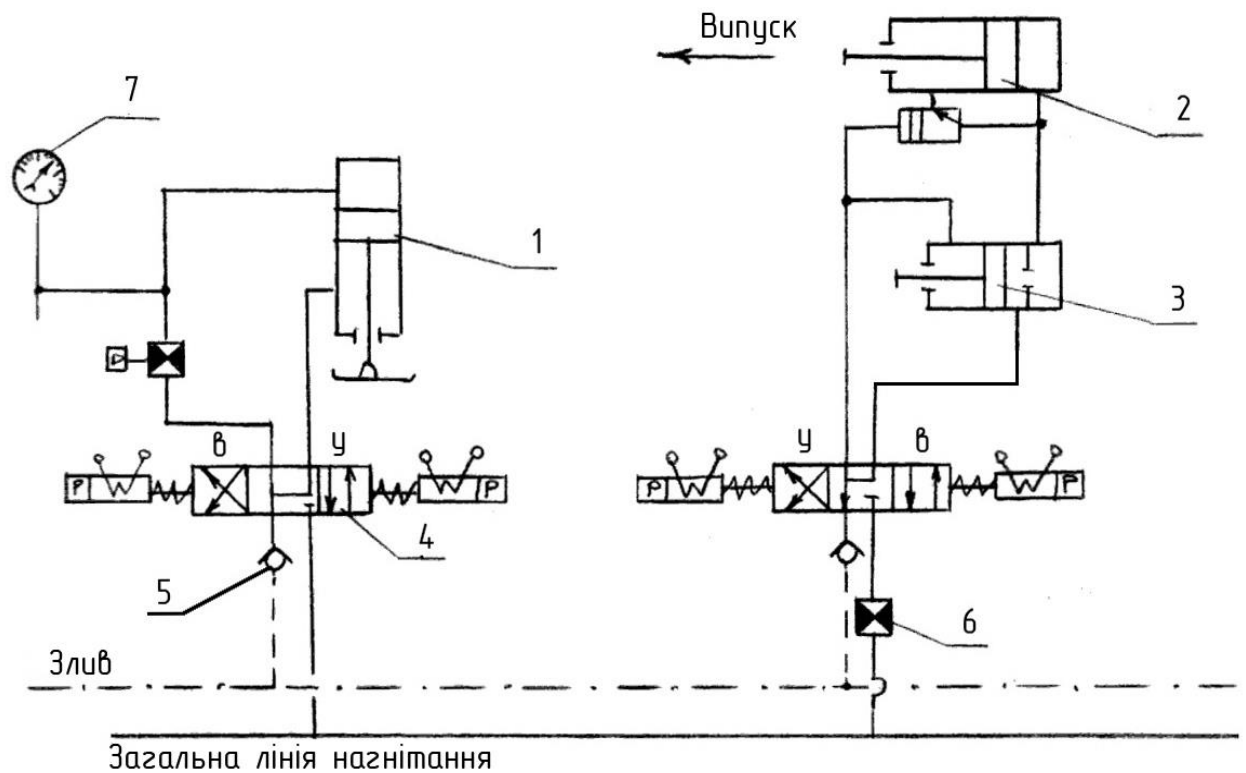


Рис.1.4. Принципова гідравлічна схема управління допоміжної опори літака Іл-76:

1 – циліндр прибирання - випуску опори допоміжної, 2 – циліндр - вимикач замка прибраного положення, 3 – електрогідравлічний кран ГА -163А/16, 4 – зворотній клапан, 5 – дросель, 6 – манометр.

Опора являє собою стійку, довжина якої може збільшуватися на 300 мм. Знизу до штоку стійки за допомогою сферичного шарніра кріпиться опорна п'ята, що утримується в нейтральному положенні двома стабілізуючими кронштейнами. Зверху до циліндричного корпусу стійки кріпиться траверса. Цапфи траверси обертаються у втулках кронштейнів кріплення опори на рампі.

Прибирання - випуск опори здійснюється циліндром, що кріпиться до вузла на рампі. Шток циліндра з'єднаний з важелем, закріпленим на лівій половині траверси. У прибраному положенні опора фіксується замком, встановленим на рампі.

Для здійснення випуску опори необхідно встановити перемикач «Випуск - Удлинение - Уборка» на задньому пульті інженера по АДО в положення «Випуск - Удлинение». В цьому випадку струм подається до електромагніта крану ГА 136А/16. Кран з'єднує лінію нагнітання гідросистеми літака (ГС№1) з лінією випуску, а лінію прибирання зі зливом. Рідина під тиском надходить до циліндру замка прибраного положення, відкриває замок; після відкриття замка рідина йде до човникового клапана УГ -97 - 7, що відключає лінію випуску від лінії прибирання. Під дією тиску переміщується шток циліндру й опора випускається. Наприкінці випуску опори спрацьовує кінцевий вимикач, що відключає подачу струму до електромагніту «Випуску» крану прибирання - випуску опори й включає подачу струму до крану керування довжиною допоміжної опори. Кран з'єднує лінію нагнітання гідросистеми №1 з лінією випуску, а лінію прибирання - зі зливом.

Рідина підводиться через дросельний кран у порожнину «випуску» гідроциліндру стійки допоміжної опори. Під дією тиску переміщується шток стійки й допоміжна опора подовжується.

З порожнини прибирання рідина йде в лінію зливу. Коли опорна п'ята впирається в бетон, необхідно відпустити перемикач, переконатися, що тиск із порожнини «випуску» гідроциліндра стійки опори стравився й зафіксувати довжину опори вентилем.

Тиск у стійці вимірюється манометром. Запобіжний клапан спрацьовує при перевищенні тиску 240кг/см^2 (2400МПа). Прибирається тільки вкорочена опора. При включенні перемикача укорочування, кран з'єднує лінію прибирання з лінією нагнітання, а лінію випуску - зі зливом.

Рідина надходить у порожнину прибирання гідроциліндра опори. Опора коротшає. З порожнини «випуску» рідина зливається. Після укорочування стійки замикаються контакти кінцевого вимикача і тільки після цього стає можливе прибирання стійки.

Після цього лінія нагнітання з'єднується з лінією прибирання. Після цього відкривається замок прибраного положення. Рідина після відкриття замка прибраного положення через човниковий клапан іде в гідроциліндр прибирання - випуску й допоміжна опора прибирається.

Основні технічні дані:

| | |
|--|--------------------------------|
| Робоча рідина | АМГ -10 |
| Номінальний робочий тиск | 210кгс/см ² (21МПа) |
| Діапазон температур | -60 °+60° С |
| Максимальна температура робочої рідини | +100° С |
| Хід поршня | 300 ± 2мм |

Стійка опори складається з гідроциліндра, траверси, шліц -шарніру, опорної п'яти й двох стабілізуючих циліндрів.

1.2. Основні тенденції в розвитку систем допоміжних опор

Авіаційні перевезення вантажів в усьому світі стають все більш популярними, оскільки авіація – найшвидший транспорт, за допомогою якого можна в одну добу доставити вантаж в будь-яку точку земної кулі. Кількість перевезень повітряним шляхом постійно збільшується. Також збільшується кількість різновидів вантажів.

Велике значення має зручність та безпека завантаження - вивантаження, оскільки для деяких видів вантажу потрібно застосовувати допоміжні пристрої.

Часто виникають проблеми обумовлені великою вагою вантажів при завантаженні - вивантаженні самохідної техніки (воєнної техніки, автомобілів, вантажівок, прицепів тощо). Тому розроблення більш ефективної системи допоміжних опор є необхідністю сьогодення.

На підставі вивчення й аналізу конструкцій і роботи систем допоміжних опор, які встановлюються на транспортних літаках для

забезпечення завантаження - вивантаження різних вантажів і самохідної техніки й запобігання перекидання літака при різних варіантах завантаження – вивантаження[1], [2], [9], можна зробити висновок про те, що на даному етапі літакобудування існує два основних напрямки розробки систем вантажних додаткових опор:

- розробка систем допоміжних опор з телескопічними стійками, що дозволяють за рахунок більших ходів штоків значно змінювати габарити опор;

- розробка систем допоміжних опор зі стійками, виконаними конструктивно у вигляді гідроциліндрів, з малими ходами штоків і простою конструкцією.

Обидва напрямки мають свої переваги і недоліки, так, наприклад, допоміжні опори мають досить просту конструкцію, але при цьому неможливо забезпечити малі габарити стійок опор. Телескопічні допоміжні опори мають більш складну конструкцію, але при цьому вони менші за габаритами.

Вибір напрямку розробки системи допоміжної опори конкретно для кожного нового літака залежить від компонування літака, місця встановлення допоміжних опор на літаку, від обсягу простору, відведеного для розміщення системи, від переліку функцій, які повинна виконувати розроблювальна система.

Існує ряд тенденцій у розвитку систем допоміжних опор:

- зменшення ваги конструкції вузлів і агрегатів, проекрованої системи, за рахунок використання нових матеріалів, які знижують вагу конструкції системи, без зниження характеристик міцності;

- проведення конструктивних розробок, спрямованих на підвищення надійності роботи вузлів і агрегатів проекрованої системи;

- забезпечення автоматизації роботи систем допоміжних опор, шляхом створення електрогідравлічних систем керування допоміжними опорами;

- розробка систем, що передбачають проведення технічного обслуговування;
- збільшення переліку завдань, які вирішуються в процесі експлуатації системи;
- зменшення часу, необхідного для здійснення процесів завантаження - вивантаження.

1.3. Обґрунтування вибору схеми, проекрованої системи допоміжної опори

На підставі вивчення й аналізу конструкції систем допоміжних опор літаків Ан-22, Ан-74, Ан-124, Іл-76, що виходить із попереднього дослідження [11], [12], [13], [14] можна зробити висновок про те, що найбільш ефективною є розробка системи допоміжної опори з електрогідравлічною системою керування прибиранням - випуском і подовженням стійок допоміжних опор.

Така система забезпечує найбільш ефективну роботу системи сигналізації, що забезпечує контроль за роботою системи в процесі здійснення вантажно-розвантажувальних робіт. Також електрогідравлічна система допоміжної опори забезпечує автоматизацію процесів прибирання - випуску й подовження стійок допоміжної опори. На літаку Ан-70 встановлена система допоміжної опори, в якій установка телескопічних опор у кріпильних вузлах (під задній поріг вантажної підлоги) здійснюється вручну, а повне втягування штоків стійки контролюється по червоній мітці, нанесеній на центральному штоку стійки опори. Після установки стійок опори в робоче положення необхідно підключити систему опори до гідравлічної системи (лівої) літака. Виконання цих робіт збільшує час, необхідний на завантаження - вивантаження вантажів і техніки, що є істотним недоліком. Тому, як прототип проекрованої системи вибираємо систему допоміжної опори, встановлену на літаку Ан-70 (основні геометричні дані показані на Рис 1.5), що забезпечує автоматичне

прибирання - випуск і подовження (втягування) стійок опор; ефективну систему блокування мимовільних спрацьовувань системи; ефективну систему сигналізації, що подає інформацію про етапи роботи системи на щиток керування опорою та у кабіну екіпажу; у комплексі з системою регулювання висоти вантажної підлоги (РВВП) система дозволяє робити заміну гальмівних коліс у короткий термін, що істотно зменшує витрати на технічне обслуговування літака.

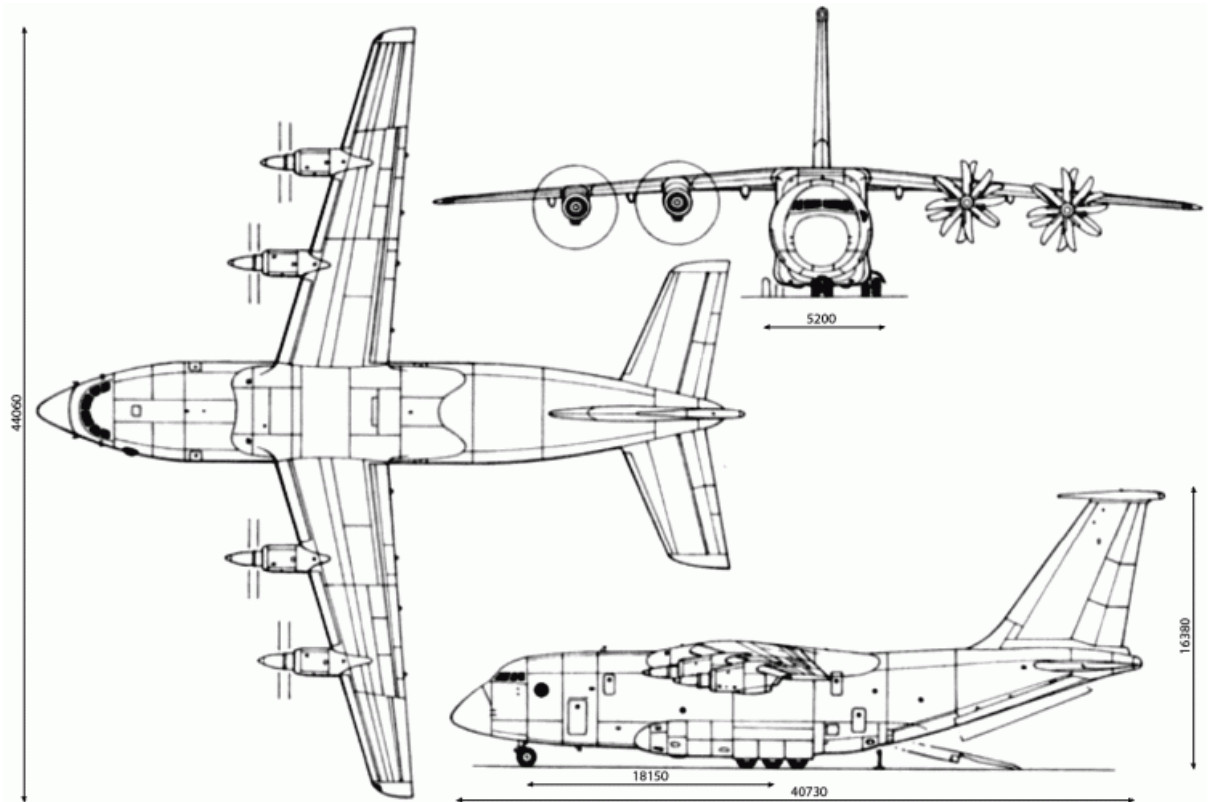


Рис.1.5. Ан-70

Із попереднього дослідження [15] відомо, що система допоміжної опори, встановлена на літаку Ан-70 має ряд переваг у порівнянні з аналогічними системами, встановленими на літаках Ан-22, Іл-76.

В системі допоміжної опори довжина опори фіксується вентилем, закривання й відкривання якого необхідно контролювати в процесі роботи системи, що вимагає додаткових витрат часу. На літаку Ан-70 довжина стійки опори фіксується автоматично; система літака Ан-70 оснащена двома

телескопічними опорами, що приводить до розподілу навантаження, переданого на поверхню аеродрому, у той час як на літаку Іл-76 встановлена одна опора, що збільшує навантаження, передане на поверхню аеродрому, що погіршує умови експлуатації системи на аеродромах із ґрунтовим покриттям.

На літаку Ан-22 система блокування кранів, що забезпечують виконання операцій прибирання - випуску, подовження - втягування механічна (встановлений блокувальний кулачок із засувкою). Блокування виконання тієї або іншої операції необхідно виконувати вручну. На літаку Ан-70 блокування виконується автоматично.

Відмінністю проектованої системи в даній дипломній роботі є те, що в проектованій системі не використовуються два узгоджувальних клапани, що зменшує собівартість проектованої системи. В системі - прототипі опори (в польоті) постійно перебувають під тиском (на втягування), щоб уникнути мимовільного подовження стійок опори. Цей недолік усувається в проектованій системі шляхом встановлення механічної засувки, що буде запобігати мимовільному подовженню стійок опори, а отже в польоті система допоміжної опори не буде працювати як споживач.

1.4. Опис літака прототипу

Із попереднього дослідження [17] відомо, що середній транспортний літак укороченого зльоту і посадки призначений для перевезення й десантування людей і вантажів. При необхідності літак може бути переобладнаний для перевезення хворих і поранених.

Екіпаж складається з шести чоловік: командира екіпажу, помічника командира екіпажу, штурмана, бортінженера, оператора - бортрадиста і бортмеханіка по десантно - транспортному устаткуванню.

Літак являє собою вільнонесучий моноплан з високо розташованим стріловидним крилом, однокілевим вертикальним і палубним горизонтальним оперенням.

Літак оснащений чотирма турбовентиляторними двигунами Д-27 з вентиляторами СВ-27 і допоміжною силовою установкою з двигуном ТА-12-60.

Літак може експлуатуватися на ґрунтових, засніжених аеродромах і аеродромах з бетонованими злітно - посадковими смугами. Літак може виконувати польоти вдень і вночі, у простих й складних метеоумовах.

Фюзеляж літака герметичний, являє собою суцільнометалевий напівмонокок з поздовжнім набором зі стрингерів і балок, поперечним набором зі шпангоутів і працюючої обшивки. Поперечний переріз мідельної частини фюзеляжу - круглий.

У фюзеляжі розміщена: кабіна екіпажу, технічний відсік і вантажна кабіна. У хвостовій частині фюзеляжу між шпангоутами №50-57а розташований вантажний люк.

Крило літака - вільнонесуче, прямокутної форми в плані на ділянці між нервюрами №4 і трапецієподібної форми на ділянках від нервюри №4 до закінцівок.

Оперення літака - вільнонесуче однокільове, складається з горизонтального й вертикального оперення.

Шасі літака виконано за трьохопорною схемою і складається з передньої опори з керованими колесами й двох основних опор. Для проведення вантажно - розвантажувальних робіт через вантажний люк у середній частині літака (під порогом вантажної кабіни) встановлені допоміжні опори. Кожна основна опора включає три амортизаційні стійки з двома гальмовими колесами. Передня опора включає амортизаційну стійку із двома не гальмовими колесами.

Система керування літаком включає систему штурвального керування (СШК) і систему керування механізацією крила (СКМК).

Гідравлічна система літака призначена для живлення робочою рідиною приводів системи керування літаком, а також для керування прибиранням - випуском шасі, поворотом коліс передньої опори шасі, гальмуванням коліс, відкриттям - закриттям вхідних дверей, вантажолюку і аварійного люку, випуском - прибиранням вітродвигуна і вантажних опор і відкатом крісел льотчиків і бортінженера. Гідросистема складається з автономних гідросистем №1,2,3,4. Дві гідросистеми обслуговують приводи систем управління літаком (№1 та 4), а дві інші (№2 та 3), крім приводів системи керування, живлять рідиною інші споживачі (шасі, вантажний люк і т.д.).

Основним джерелом тиску в кожній гідросистемі служить плунжерний насос з приводом від двигуна. Крім основного насосу в кожній гідросистемі передбачені резервні джерела тиску (гідротрансформатори, турбоносні установки в системах №2 та 3, електропривідна станція, встановлена в системі №3. Крім того в системі №3 встановлений вітродвигун.

Паливо на літаку розміщується в 13 баках у крилі - кесонах.

Льотно-технічні характеристики середнього транспортного літака наведені в Табл. 1.1.

Таблиця 1.1

| | | |
|--|------------------|--------|
| Довжина літака, м | | 40,25 |
| Висота літака на стоянці | (т порожній.), м | 16,2 |
| | (т зліт.), м | 15,4 |
| Розмах крила, м | | 44,06 |
| Площа крила, м ² | | 202,6 |
| Довжина фюзеляжу, м | | 39,66 |
| Діаметр фюзеляжу, м | | 5,6 |
| Довжина вантажної кабіни, м | | 28,95 |
| Об'єм вантажної кабіни, м ³ | | 573,75 |
| Ширина вантажної кабіни | (по підлозі), м | 4,0 |
| | (max), м | 4,9 |
| Колія шасі, м | | 5,21 |
| База шасі, м | | 14 |

Закінчення табл. 1.1

| | |
|--|-------------|
| Максимальна злітна маса, кг | 99885 |
| Маса спорядженого літака, кг | 62630 |
| Комерційне навантаження: максимальне, кг | 45000 |
| при тах запасі палива, кг | 7780 |
| Практична дальність польоту: при тах комерційному навантаженні, км | 1300 |
| при тах запасі палива, км | 7000 |
| Крейсерська висота польоту, м | 8600 - 9600 |
| Паливо, що витрачається на набір крейсерської висоти польоту, кг | 1205 |
| Паливо, що витрачається на зниження з крейсерської висоти польоту, кг | 1302 |
| Дальність набору крейсерської висоти польоту, м | 113000 |
| Дальність зниження із крейсерської висоти польоту, м | 248000 |
| Необхідна довжина ЗПС, м | 1750 |
| Витрата палива на т. км при тах ком. навантаженні, г | 180,5 |
| Технічна дальність польоту, км | 1300 |
| Тип двигуна | Д - 27 |
| Кількість двигунів | 4 |
| Стартова злітна тяга, кН | 4 × 125,5 |
| Вартість двигуна, млн. грн.. | 4 × 3,5 |
| Вартість літака, млн.грн. | 46,9 |
| Екіпаж ,чол. | 3 |

Завантаження вантажів і самохідної техніки в літак здійснюються в різних варіантах:

1. Завантаження - вивантаження з відкотом рампи під фюзеляж. Перед відкотом рампи виконується випуск допоміжних опор і підйом літака на опорах до висоти порога $H_{\text{вп}} = 2250\text{мм}$ (225м).

2. При завантаженні - вивантаженні самохідної техніки для забезпечення максимального кута наїзду $L_{\text{н}} = 13^\circ$ використовується система регулювання висоти вантажного порога, що забезпечує максимальну висоту

вантажного порогу $H=1700\text{мм}$. Під вантажним порогом встановлюються допоміжні опори.

В кожному варіанті завантаження - вивантаження розглядаються різні розрахункові випадки:

1. Завантаження - вивантаження з відкотом рампи під фюзеляж (за допомогою БВК):

- завантаження - вивантаження стандартних контейнерів вагою 12т (12000кг)

- завантаження - вивантаження вантажу вагою 14т (14000кг)

2. Завантаження - вивантаження самохідної техніки:

- завантаження - вивантаження трьох вантажів вагою 7,5т (75000кг)

$G_{\text{гр}}=3 \times 7,5=22,5\text{т}$ (22500кг)

- завантаження - вивантаження однієї одиниці самохідної техніки вагою

$G_{\text{гр}}=35\text{т}$ (35000кг)

- завантаження - вивантаження однієї одиниці самохідної техніки вагою

$G_{\text{гр}}=47\text{т}$ (47000кг)

Розміщення вантажів і самохідної техніки виконується таким чином, щоб підсумкове центрування літака перебувало в припустимому діапазоні центрувань.

1.4.1. Технічне завдання на систему допоміжних опор

Мета виконання розробки

Метою виконання розробки в даній дипломній роботі є: розробка системи допоміжних опор, що забезпечує фіксацію літака на землі в процесі завантаження - вивантаження вантажів і самохідної техніки при різних варіантах завантаження.

Допоміжна опора призначена для підйому і фіксації заднього порога вантажної кабіни під час завантаження - вивантаження вантажів і самохідної

техніки в середній транспортний літак з метою запобігання відриву передньої опори шасі від землі й перекидання літака на хвіст під час завантаження.

Опори можуть бути використані при підйомі літака, при зміні гальмівних коліс шасі в комплекті з системою регулювання висоти вантажної підлоги, а також для забезпечення підйому літака системою регулювання висоти вантажної підлоги при відмові однієї або двох насосних станцій у системі.

Система прибирання - випуску й подовження допоміжної опори призначена для:

- ✓ Керування прибиранням і випуском допоміжної опори з постановкою на замки прибраного положення.

- ✓ Керування подовженням і втягуванням стійок допоміжної опори.

- ✓ Блокування системою регулювання висоти вантажного порога при випущеній опорі.

- ✓ Блокування прибирання опори, якщо стійка допоміжної опори не втягнена.

- ✓ Блокування прибирання - випуску й подовження допоміжної опори, якщо основна опора шасі не обтиснута.

Склад системи

Система допоміжної опори складається з двох стійок допоміжної опори і системи керування випуском - прибиранням і подовженням допоміжної опори.

До складу допоміжної опори входять: дві телескопічні стійки (ліва і права, однакові за конструкцією), встановлені на двох кронштейнах шпангоутів №48, №50 з траверсами і пружинними підкосами; два циліндри прибирання - випуску, два замки прибраного положення, два пропускних клапани, механізм втулок, шарнірна гідропроводка, панель гідроагрегатів в системі керування допоміжною опорою.

До складу системи керування прибиранням - випуском і подовженням входять: електричний перемикач натискного типу на два положення «Уборка» та «Випуск» з нейтральним положенням; електричний перемикач на три положення: «Втягивание», «Нейтраль», «Удлинение» (причому положення «Втягивание» фіксоване, а положення «Удлинение» натискне; попереджуваче табло «ВО не на замках» жовтих кольорів, «ВО не убрана», «Прекр. погрузку» і табло, що повідомляє, «ВО убрана»; електропроводка, кінцеві мікрореле, встановлені на замках прибраного положення, на стійках опори і пружинних підкосах; редуктор, що знижує тиск в системі, дроселі, два розподільника Кэ71-2, гідропроводка.

Тактико - технічні вимоги

Система допоміжної опори повинна забезпечити надійну фіксацію порогу вантажної підлоги при навантаженні на кожну стійку до 25000 кгс (250кН) (припустиме опускання порогу не більше одного міліметра в годину).

У системі повинен бути встановлений запобіжний клапан, що спрацьовує при досягненні тиску в порожнині стійки більше 26МПа (260кгс/см²), тобто при зовнішньому навантаженні на кожну стійку не більше 25000кгс (250кН).

Електрична схема системи керування допоміжною опорою повинна відповідати вимогам, зазначеним у документації.

Допоміжна опора і вхідні в неї механізми й агрегати повинні відповідати інструкції й кресленням.

Робоча рідина в стійці опори і у системі - масло АМГ-10 ГОСТ 6794-75.

Допоміжна опора повинна бути прийнята ВТК підприємства - виготовлювача й підприємства замовника.

Основні технічні дані:

| | |
|----------------------------------|-------------------------------|
| Робоча рідина | АМГ - 10 |
| Номінальний робочий тиск: | |
| на випуск | 210кг/см ² (21МПа) |
| на втягування | 150кг/см ² (15МПа) |
| Припустиме навантаження на опору | 25000кгс (250кН) |
| Діапазон температур | від -60° до +60° |
| Максимальна довжина опори | 2380 мм |
| Мінімальна довжина опори | 1250 мм |
| Маса опори | 93,83 кг |

Використання системи допоміжної опори повинне забезпечити виконання завантаження - вивантаження вантажів і самохідної техніки в максимально короткий термін.

Використання системи допоміжної опори повинне забезпечити (у комплексі з системою регулювання висоти вантажної підлоги) заміну гальмового колеса протягом двадцяти хвилин. Система допоміжної опори повинна забезпечити підйом літака протягом шести хвилин при відмові однієї або двох насосних станцій в системі регулювання висоти вантажної підлоги.

Вимоги до метрологічного забезпечення

Метрологічне забезпечення системи допоміжної опори повинне здійснюватися переліком стандартного устаткування, необхідного для відпрацьовування і приймання допоміжної опори. Перелік устаткування і інструментів, необхідних для здійснення метрологічного забезпечення містить в собі: гідравлічний стенд, ключ тангірний універсальний, рулетку, рівень, штангенглибиномір, лінійку, індикатор, секундомір, динамометр, тестер, висок, нівелір і щуп.

*Вимоги до безпеки, надійності, контролепридатності,
технологічності та ергономіки*

Система допоміжних опор повинна бути обладнана вбудованою системою сигналізації, що виводить інформацію на щиток керування допоміжною опорою. Інформація також повинна подаватися в кабіну екіпажу у вигляді сигналу «К взльету не готов».

Інформація про роботу системи допоміжної опори виводиться на світлове табло: «Опора не на замках» жовтих кольорів - загоряється при відкритті замків прибраного положення стійок допоміжної опори. Цей же сигнал надходить у кабіну екіпажу на ІМ-2; попереджуваче табло «Прекр. погрузку» жовтих кольорів - загоряється у випадку відхилення хоча б однієї зі стійок на кут більше 6^0 у поздовжньому напрямку; попереджуваче табло «Опора не убрана» і табло, що повідомляє, зелених кольорів «Опора убрана».

Для забезпечення сигналізації кінцеві вимикачі повинні бути встановлені на:

- ✓ замках прибраного положення (по два);
- ✓ стійках (втягнене положення - по одному);
- ✓ підкосах (крайне положення - по одному).

Агрегати допоміжної опори повинні бути ремонтпридатні. Ремонтпридатність повинна бути передбачена в керівництві з технічної експлуатації та в керівництві з технічного обслуговування і забезпечуватися заміною окремих вузлів і деталей, для чого повинно бути забезпечене необхідне число членувань конструкції (модульна система).

Ремонтпридатність допоміжної опори перевіряється при проведенні: обслуговування за станом в експлуатуючих організаціях і при проведенні контрольно-відновлювальних робіт.

Вимоги до сировини і матеріалів

Сировина, матеріали і комплектуючі вироби міжгалузевого застосування, що використовуються в конструкції системи допоміжної опори повинні бути паспортизовані, повинні відповідати галузевим вимогам.

Вимоги норм льотної придатності

Система опор допоміжних повинна бути виконана відповідно до вимог норм літної придатності АП-25 [8]. Її гідравлічна частина повинна відповідати вимогам, пропонованим у нормах літної придатності до гідравлічних систем:

1. Кожен елемент системи повинен бути спроектований так, щоб витримувати навантаження від розрахункового робочого тиску в комбінації з максимальними експлуатаційними навантаженнями на конструкцію, які повинні сприйматися без деформації, що перешкоджає його функціонуванню.

2. Кожен елемент системи повинен витримувати без руйнування навантаження від розрахункового робочого тиску, помноженого на коефіцієнт 1,5, у комбінації з граничними навантаженнями на конструкцію, одночасний вплив яких помірковано ймовірний. Розрахунковий робочий тиск - максимальний тиск при нормальній роботі, за винятком перехідних процесів.

3. Зібрана система повинна бути випробувана статичним тиском для підтвердження її здатності витримувати тиск, що перевищує в 1,5 рази розрахунковий робочий тиск, без деформацій будь-якої частини системи, що могла б перешкоджати виконанню системою своїх функцій. Зазор між елементами конструкції і елементами системи опори допоміжної повинен бути достатнім, і не повинно бути шкідливої залишкової деформації. Для проведення цих випробувань запобіжний клапан може бути відключений, щоб створити необхідний тиск.

4. Система повинна бути випробувана на літаку або на стендах [11] для визначення відповідності необхідним характеристикам і зіставлення з іншими системами літака. Випробування функціонування повинні містити в собі імітацію умов відмови системи. Випробування на ресурсі повинні імітувати повторювані робочі цикли, які можуть бути в експлуатації. Елементи системи, що відмовили у випробуваннях повинні бути допрацьовані для виключення конструктивних недоліків і, якщо необхідно, випробувані знову в достатньому обсязі. Імітація умов роботи і зовнішніх навантажень для елементів і відповідних ділянок системи допоміжної опори повинна бути достатньою для оцінки впливу зовнішніх факторів.

При оцінці відповідності вимогам параграфу 25.1309 авіаційних правил АП – 25 необхідно враховувати наступне:

- ✓ статичні і динамічні навантаження, що діють в польоті й на землі, навантаження від робочого тіла інерційні та температурні навантаження і їхні комбінації;
- ✓ переміщення елементів системи, вібрація, тиск робочого тіла при перехідних процесах і втома;
- ✓ абразивне зношування, корозію й ерозію;
- ✓ сумісність рідин і матеріалів;
- ✓ витоки й зношування.

5. Кожна гідравлічна система, в якій використовується займиста робоча рідина, повинна задовольняти застосованим до неї вимогам параграфів 25.863; 25.1183; 25.1185; 25.1189 авіаційних правил АП-25.

Система допоміжної опори не повинна викликати вибуху на літаку.

Елементи гідравлічної системи повинні бути виконані, встановлені або (і) захищені таким чином, щоб у випадку витоку:

- ✓ токсична рідина або її пари в концентрації, що перевищує зазначену в параграфі 25.831 авіаційних правил АП-25, не могли проникнути в кабіни екіпажу і пасажирів;

✓ потрапляння нетоксичної рідини до кабіни екіпажу і пасажирів не приводило до ситуації гіршої, чим ускладнення умов польоту.

Електрична частина системи опори допоміжної повинна відповідати вимогам, викладеним в параграфах 25.1351, 25.1309 авіаційних правил АП-25.

Загальні вимоги

Система допоміжної опори повинна відповідати ряду загальних вимог, таких як:

- ✓ мінімальна вага системи;
- ✓ мінімальні габарити системи;
- ✓ достатня міцність системи;
- ✓ достатня довговічність системи й інші вимоги.

1.4.2. Опис систем, взаємодіючих з проектованою

Гідросистема літака

Система керування прибиранням - випуском і подовженням опор допоміжних живиться від гідросистеми літака Рис. 1.6. номер три (ГС№3)

Гідросистема номер три забезпечує:

1. живлення ГДСК елеронів, керма висоти і керма напрямку;
2. живлення рульового агрегату правого ЕДСК елерона і кермового приводу правого елерона;
3. живлення кермових машин інтерцепторів - елеронів;
4. живлення кермового агрегату правого ЕДСК керма висоти і кермових приводів правої половини керма висоти та зовнішньої секції лівої половини керма висоти;
5. живлення кермового агрегату правої ЕДСК керма напрямку і кермового приводу нижньої секції керма напрямку;
6. випуск шасі в резервному режимі;
7. відкриття і закриття вантажного люку в основному режимі;

8. відкриття і закриття лівих дверей в резервному режимі;
9. відкриття і закриття правих дверей в резервному режимі;
10. відкриття і закриття аварійного люку в резервному режимі;
11. закриття і резервне відкриття люку аварійної розгерметизації;
12. аварійне гальмування коліс шасі;
13. випуск і прибирання допоміжних опор;
14. відкриття замка вітродвигуна;
15. відкат крісел льотчиків і бортінженера;
16. живлення приводу підкрилків.

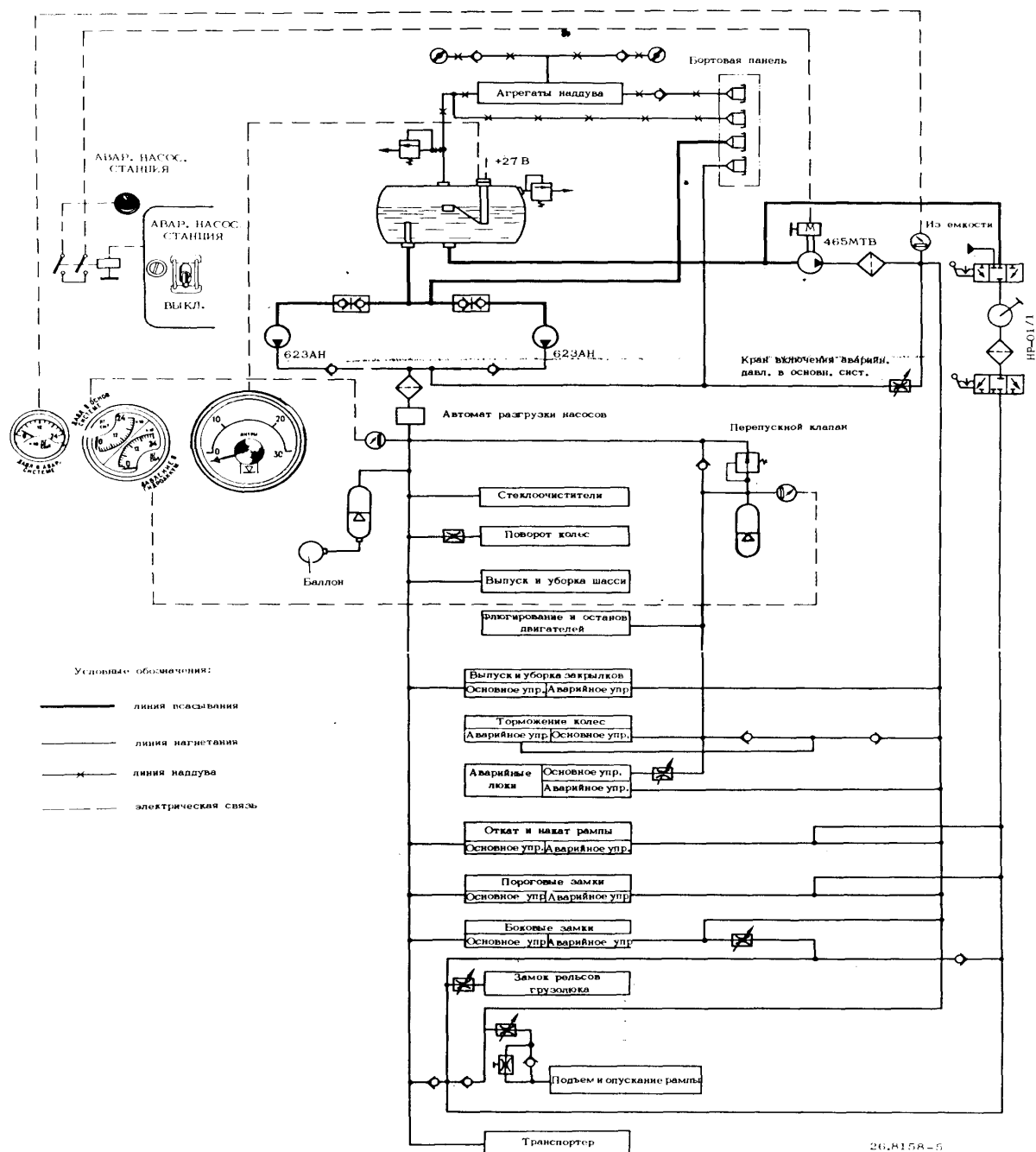


Рис. 1.6. Схема гідросистеми, органи управління, прилади контролю, сигналізація

Як основне джерело живлення в гідросистемі №3 встановлений насос НП - 134 змінної продуктивності з приводом від маршового двигуна.

Як резервні джерела тиску передбачені: гідротрансформатор НС 69, турбонасосна установка ТНУ - 86А, електропривідна насосна станція НС 55 А - 5. Крім того в гідросистемі №3 встановлена турбонасосна установка ВД - 004У-1(вітродвигун), що є аварійним джерелом тиску; і гідроакумулятор з

автономною мережею, відсіченою від загальної лінії нагнітання зворотним клапаном (гідроаккумулятор гальм). Гідроаккумулятор гальм служить джерелом тиску для стояночного гальмування.

Керування й контроль за роботою гідросистеми здійснюється з верхнього й центрального пульта льотчиків, за інформацією, виведеною на екрани ІМ -1, ІМ -2, ІМ -3.

Основні дані:

| | |
|--|----------------------------------|
| Робоча рідина | АМГ -10 |
| Діапазон температур робочої рідини | від -60° до +100° С |
| Діапазон робочих температур робочої рідини | від -20° до +100° С |
| Діапазон температур навколишнього повітря | від -60° до +85° С |
| Номінальний тиск робочої рідини | 210 кгс/см ² (21 МПа) |
| Повна ємність гідросистеми літака | 406 л |

Система регулювання висоти вантажної підлоги

Допоміжні опори при регулюванні висоти вантажної підлоги у вантажній кабіні при різних варіантах завантаження - вивантаження вантажів і техніки працюють у комплексі з «системою присідання» (системою регулювання висоти вантажної підлоги РВВП), що призначена для зміни висоти амортизаційних стійок основних опор шасі літака. Зміна висоти амортизаційних стійок основних опор (присідання) здійснюється за рахунок зливу гідравлічної рідини з амортизаційних стійок у гідробаки системи, збільшення (підйом) - за рахунок закачування рідини в амортизатори стійок шасі літака.

Система регулювання висоти вантажного порогу забезпечує злив і закачування рідини для зміни висоти:

- ✓ всіх стійок одночасно;
- ✓ кожної стійки окремо.

Основні характеристики системи РВВП

| | |
|------------------------------------|-------------------|
| Робоча рідина | АМГ - 10 |
| Діапазон температур робочої рідини | від -60 °до +80°С |

Характеристики насосної станції НС -73

| | |
|--------------------------------------|-----------------------------------|
| номінальний тиск | 280кгс/см ² (28МПа) |
| подача при температурі РР (25±10° С) | (2,5±0,2) л/хв |
| живлення НС - 73: | |
| напруга | 115/200В |
| частота | 400Гц |
| Час опускання літака | не більше 2,5 хв |
| Час підйому літака | не більше 5хв |
| Номінальний тиск наддува баків | 3,2 кгс/см ² (0,32МПа) |

Щиток керування системи регулювання висоти вантажного порогу розташований у вантажній кабіні по лівому борту між шпангоутами №49- №50.

Зелене світлосигнальне табло «НС Вкл» сигналізує про включення насосних станцій гідромережі кожної стійки. Тиск в амортизаторах основних опор шасі літака контролюється профільним індикатором виміру тиску типу ИКМ -Г-ПСК-400.

Набір перемикачів керування стійками дозволяє робити різні комбінації опускання (підйому) на стійках основних опор залежно від варіантів завантаження літака.

1.5. Дані для проектування

1.5.1. Розрахунок системи допоміжної опори середньомагістрального транспортного літака

Транспортний літак оснащений системою допоміжної опори Рис. 1.7, котра призначена для підйому, вирівнювання і фіксації заднього порогу вантажної підлоги під час завантаження - вивантаження вантажів і самохідної (колісної і гусеничної) техніки при різних варіантах завантаження - вивантаження з метою запобігання відриву передньої опори шасі від поверхні аеродрому і перекидання літака на хвіст.

Опори можуть бути використані при підйомі літака, при зміні гальмових коліс шасі, а також для забезпечення підйому літака системою регулювання висоти вантажної підлоги при відмовах однієї або двох насосних станцій в системі.

Допоміжна опора при зміні гальмових коліс шасі й регулюванні висоти заднього порога вантажної підлоги кабіни працює в комплексі із системою регулювання висоти вантажної підлоги, що служить для зміни висоти вантажної підлоги літака шляхом зміни висоти амортизаційних стійок основних опор шасі літака.

До складу допоміжної опори входять: дві телескопічні стійки (ліва й права, однакові по конструкції), шарнірно закріплені на поздовжніх траверсах, які кріпляться кронштейнами до шпангоутів в обтічнику шасі; два пружинних підкоси, що дозволяють відхилитися стійкам допоміжної опори в поздовжньому напрямку на кут $\pm 30^\circ$; два циліндри прибирання - випуску, що здійснюють прибирання - випуск стійок допоміжної опори, які дозволяють відхилитися стійці в поперечному напрямку на кут $\pm 30^\circ$; два замки прибраного положення, які утримують допоміжні опори в прибраному положенні; два пропускних клапани; механізм стулок; дві п'яти опорні;

шарнірна гідропроводка; панель гідроагрегатів, встановлена на борту в обтічнику шасі між шпангоутами.

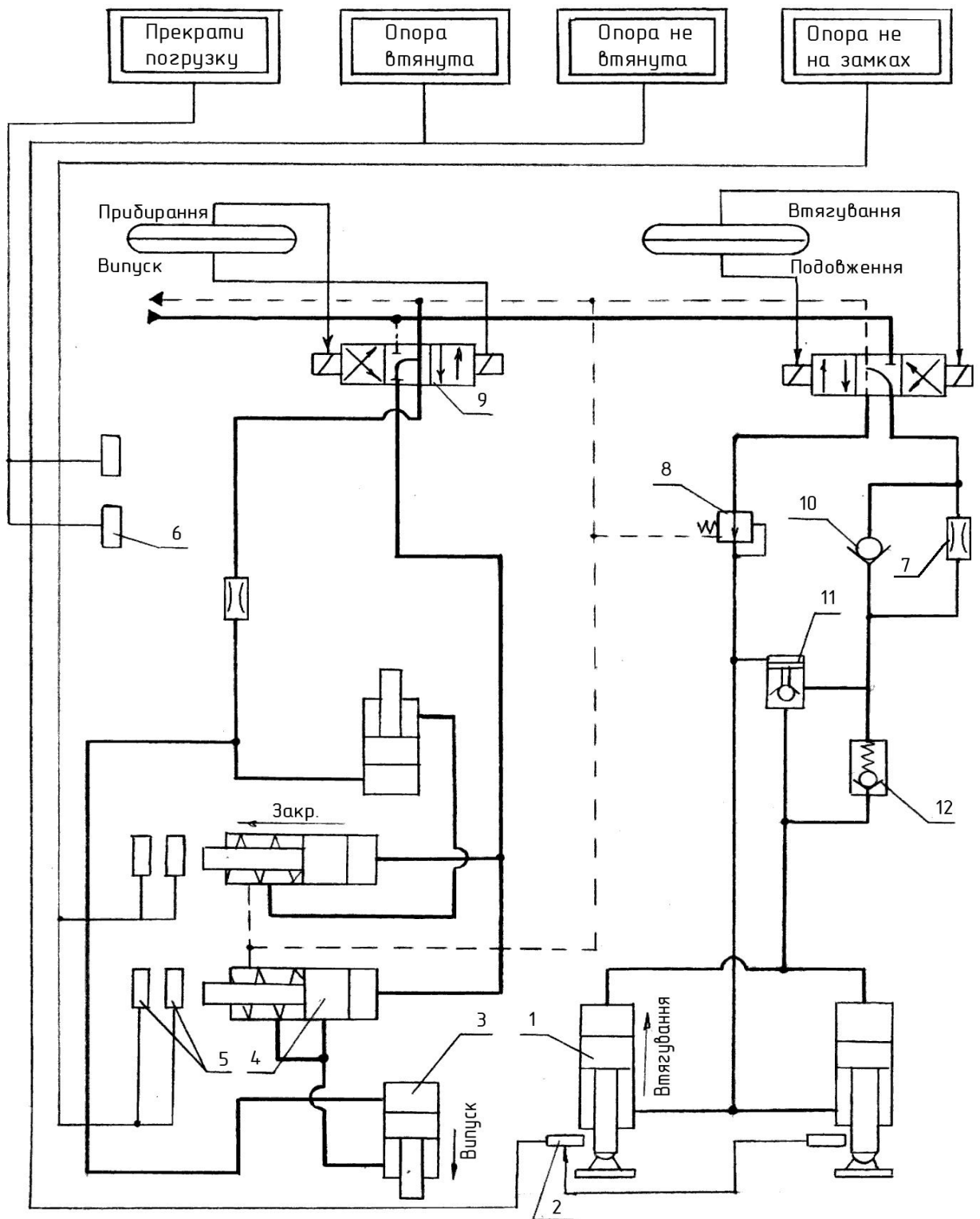


Рис.1.7. Принципова схема системи прибирання-випуску та подовження допоміжної опори:

1 – стійка допоміжної опори, 2 – мікрОВИМІКАЧ випущеного положення ВКП-Д713, 3 – гідроциліндр прибирання - випуску, 4 – гідроциліндр замка прибраного положення, 5 – кінцеві вимикачі прибраного положення, 6 – мікроперемикач підкоса допоміжної опори, 7 – дросель, 8 – редуктор, 9 – електрогідролічний розподільник, 10 – зворотній клапан, 11 – гідрозамок, 12 – клапан перепускний.

----- Лінії нагнітання
- - - - - Лінії зливу
----- Лінії електров'язку

Допоміжна опора обладнана системою керування прибиранням - випуском і подовженням стійок допоміжної опори, керування якою здійснюється зі щитка «Опора вспомогательная».

Система керування прибиранням - випуском і подовженням допоміжної опори

Система керування прибиранням - випуском і подовженням допоміжної опори забезпечує:

- ✓ керування прибиранням і випуском допоміжної опори з постановкою на замки прибраного положення;
- ✓ керування подовженням і втягуванням стійок допоміжної опори;
- ✓ блокування системи регулювання висоти вантажного порогу при випущеній опорі;
- ✓ блокування прибирання опори, якщо стійка не втягнена;
- ✓ блокування подовження опори, якщо стійка не випущена;
- ✓ блокування прибирання - випуску й подовження допоміжної опори при відсутності обтиснення основної опори шасі.

Електроживлення системи здійснюється постійною напругою 27В від основної шини. Для здійснення й сигналізації встановлені кінцеві вимикачі:

- ✓ на замках прибраного положення (по два);
- ✓ на стійках (втягнене положення - по одному);
- ✓ на підкосах (крайні положення - по одному).

Система керування допоміжною опорою забезпечує прибирання стійок з постановкою їх на замки прибраного положення і випуск з наступним подовженням до упору в землю із зусиллям 4,5тс кожна. Керування цими процесами здійснюється від тумблера з двома положеннями.

Подальше подовження стійок із зусиллям 18тс і підйомом вантажної підлоги до висоти спорядженого літака, а також втягування стійок від другого органу керування натискного типу на три положення «Подовження», «Нейтраль» і «Втягування»; причому положення «Втягування» фіксоване, а положення «Подовження» натискне.

Блокування прибирання стійок, якщо вони не втягнені, здійснюється від кінцевих вимикачів втягненого положення з послідовним їхнім включенням (лівої і правої стійок) у ланцюг живлення електрогідролічним краном прибирання.

Блокування, прибирання і випуску стійок допоміжної опори при зрушеній під фюзеляж рампи здійснює механізм кінцевих вимикачів, що розривають ланцюг живлення прибирання - випуску при початковому русі рампи під фюзеляж. Від кінцевих вимикачів втягненого положення стійок здійснюється блокування системи регулювання висоти вантажної підлоги.

Системою керування допоміжною опорою забезпечується попереджуюча сигналізація «Опора не на замках», при відкритті замків прибраного положення стійок допоміжної опори. Цей же сигнал надходить у кабінку екіпажа й на формування інтегрального «К взльету не готов» через СУОСО, а також забезпечується сигналізація «ВО убрана». Також забезпечується попереджуюча сигналізація «Прекр. погрузки», у випадку

нахилу будь-якої стійки на кут більше п'яти градусів у поздовжньому напрямку.

В системі встановлений запобіжний клапан, що спрацьовує при досягненні тиску в порожнині стійки більше 26МПа (260 кг/см²), тобто при зовнішньому навантаженні на кожному опорі більше 25000 кгс (250кН).

В системі встановлений редуктор, що знижує тиск на втягування стійки з 210 кг/см² (21МПа) до 150 кг/см² (15МПа).

Робота системи допоміжної опори

Для випуску допоміжної опори необхідно на пульті керування вантажолоюком натиснути тумблер «Уборка - выпуск» в положення «Випуск» (вниз). Пульт керування вантажолоюком міститься у вантажній кабіні біля заднього порога.

По цій команді живиться електрогідрокран і робоча рідина надходить в замок прибраного положення і після його відкриття в циліндр прибирання - випуску допоміжної опори на випуск. Після того, як дві стійки опори випустяться (10 - 12 секунд), необхідно натиснути другий тумблер в положення «Удлинение». Стійки подовжуються до упору в землю із зусиллям 18000 кг (180 кН) кожна.

Для підйому вантажної підлоги на максимальну величину 2380 мм (максимальна довжина стійок) необхідно тримати тумблер в положенні «Подовження» до повного подовження стійок допоміжної опори.

При відхиленні стійок у поздовжньому напрямку на кут більше $\pm 6^\circ$ на пульті керування вантажолоюком з'являється попереджувачий сигнал «Прекр. погрузку». При цьому необхідно припинити вантажно - розвантажувальні роботи, втягти стійки до відриву від землі й знову зробити подовження. Після чого відновити вантажно-розвантажувальні роботи.

Для прибирання допоміжної опори необхідно її втягти. Для цього необхідно встановити трипозиційний тумблер прибирання - випуску у положення «Втягивание». Після того, як засвітиться табло, що повідомляє,

«ВО втянута», необхідно встановити тумблер прибирання - випуск в положення «Уборка». Після цього відбувається прибирання допоміжної опори.

По закінченні прибирання гасне попереджуваче табло «Опори не на замках» (жовтого кольору) і табло, що повідомляє, «ВО не на замках» (зелених кольорів).

Монтаж, приймання й випробування системи допоміжної опори

Монтаж допоміжної опори підлягає 100% контролю й прийманню ВТК і представником замовника.

Представникові замовника надається право, при необхідності, контролювати якість вхідних до складу агрегатів на будь-якій стадії виробництва, перевіряти відповідність їхньої конструкторської документації, а також, якщо буде потреба, робити вибірковий контроль, розбирання й випробування монтажу окремих агрегатів.

Монтаж допоміжної опори піддається приймально-здавальним випробуванням. Порядок проведення приймально-здавальних випробувань визначається відповідно до ГОСТ 15307-77, розділ 2 [19].

При цьому клас точності застосовуваних вимірювальних інструментів і приладів іспитової апаратури повинен забезпечувати вимоги, закладені в конструкторській документації.

Приймально-здавальні випробування включають:

1. Візуальний контроль.
2. Перевірку наявності маркування й таврування.
3. Перевірку зазорів у регулювальних механізмах кінцевих вимикачів.
4. Перевірку запасу ходу штоку циліндра прибирання - випуску допоміжної опори. Перевірку й регулювання запасу ходу циліндру прибирання - випуску робити в наступному порядку:

а) При прибраній стійці й тиску на «прибирання» $20,6^{+1}_{-0,7}$ МПа (210^{+10}_{-7} кгс/см²) виміряти вихід штоку;

б) Стравити тиск, вийняти болт кріплення штоку до кронштейну і вивести вухо з вилки;

в) Подати тиск у циліндр на прибирання й знову виміряти вихід штоку. Різниця між даними виходу штоку є запасом ходу на прибирання, і не повинна бути менше п'яти міліметрів).

Приймально-здавальні випробування проводить представник замовника силами й засобами підприємства - виготовлювача в присутності представника ВТК.

При виявленні невідповідності в процесі повторних приймально-здавальних випробувань, елемент що відмовив бракується, а монтаж допоміжної опори відновлюється й пред'являється повторно ВТК і представникові замовника.

Повністю зібрану й перевірену на відповідність конструкторській документації допоміжну опору піддають випробуванням на прибирання - випуск від гідросистеми літака в кількості 5-10 циклів.

Основні технічні дані дослідного зразка:

| | |
|---|---------------------------------|
| Робоча рідина | АМГ -10 |
| Діапазон температур | від -60° до +60° |
| Номинальний робочий тиск: | |
| на випуск | 210 кгс/см ² (21МПа) |
| на втягування | 150 кгс/см ² (15МПа) |
| Граничне припустиме навантаження на опору | 25000кгс (250кН) |
| Максимальна довжина допоміжної опори | 2380 мм |
| Мінімальна довжина допоміжної опори | 1250 мм |
| Маса допоміжної опори | 93,83 кг |

Електросистема керування допоміжними опорами

Електроживлення системи Рис.1.8 здійснюється напругою 27В від шини ВУ2ЦРУ 27В лівої.

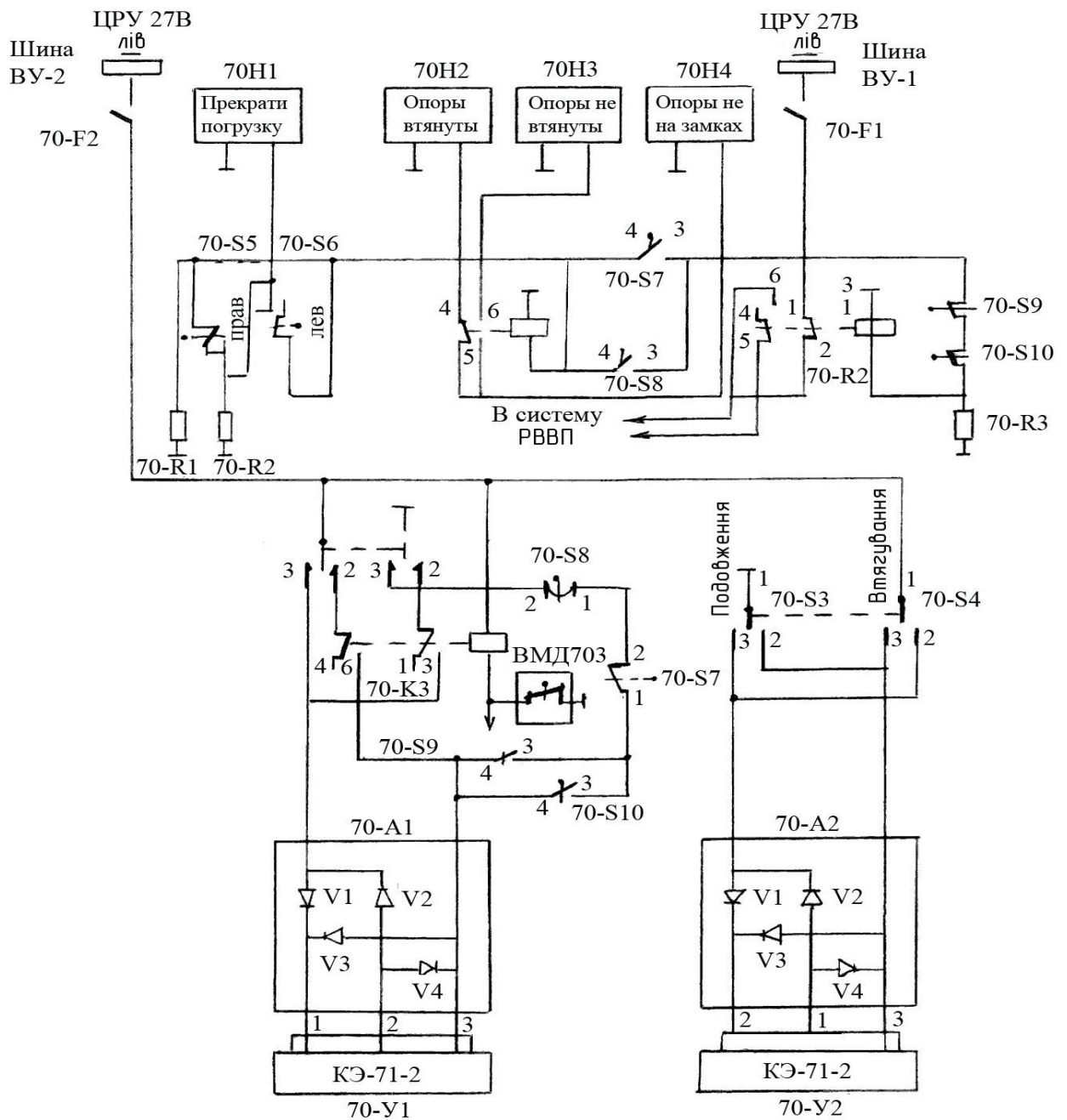


Рис.1.8. Електросхема керування допоміжними опорами.
Керування випуском і подовженням

Керування випуском і прибиранням допоміжних опор здійснюється двома об'єднаними планками перемикачами 70-81 й 70-82 натискного типу.

Керування подовженням і втягуванням здійснюється двома об'єднаними планками перемикачами 70-83 й 70-84.

При встановленні перемикачів 70-81 й 70-82 в положення «випуск» на клеми 3 й 2 електрогідравлічного розподільника 70- У1 подається напруга 27В. Плюс борт мережі на клему 3 подається через контакти 1-2 перемикача 70-81 і контакти 5-6 реле 70К3.

Мінус борт мережі на клему 2 подається через контакти 1-2 перемикача 70-32. Контакти 2-3 реле 70К3 і діод V2 РК діодів 70-А1.

Реле 70К3 включене, тому що при обтисненні лівої стійки першого ряду основної опори шасі клеми 4-3 мікроперемикача В6 ВД703 замкнуті й на обмотку реле 70К3 подається напруга 27В.

Електрогідравлічний розподільник 31 спрацьовує, відкриваються замки прибраного положення й опори випускаються. Після відкриття замків спрацьовують мікроперемикачі 70-89 й 70-81 і замикають контакти 4-3, підготовлюючи ланцюг прибирання стійок.

При встановленні перемикачів 70-81 й 70-82 в положення «Прибирання» на клеми 3-1 електрогідравлічного розподільника подається напруга 27В.

Плюс борт мережі на клему 1 подається через контакти 1-3 перемикача 70-81 і діод V1 РК діодів 70-А1.

Мінус борт мережі на клему 3 подається через контакти 1-3 перемикача 70-82, контакти 2-1 мікроперемикачів 70-88 й 70-87(втягнутого положення опор допоміжних) і контакти 3-4 мікроперемикачів 70-89 й 70-810.(Контакти замкнуті, тому що опори випущені).

Після прибирання лівої й правої стійок допоміжної опори вони стають на замки прибраного положення, при цьому спрацьовують мікроперемикачі 70-89 й 70-81 і розмикають своїми контактами 3-4 мінус борт мережі із клеми 2 електрогідравлічні розподільники 31 і він відключається.

Робота сигналізації

У вихідному положенні (опори прибрані) сигналізація не горить.

При випуску опор після відкриття замків прибраного положення спрацьовують мікроперемикачі 70-89 й 70-81 і розмикають ланцюг подачі напруги 27В на обмотку реле 70-К2. Реле спрацьовує й контактами 1-2 замикає ланцюг подачі напруги 27В на табло «Опоры не на замках» 70Н4 і через контакти 4-5 реле 50К1 на табло «Опоры втянуты» 70Н2.

При подовженні опор спрацьовують мікроперемикачі 70-87 й 70-88 і через контакти 3-4 подають напруга 27В на обмотку реле 70К1. Реле спрацьовує й контактами 4-5 розмикає ланцюг подачі напруги 27В на табло «Опоры втянуты» 70Н2 і замикає контактами 5-6 ланцюг подачі напруги 27У на табло «Опоры не втянуты» 70Н3.

Якщо при навантаженні одна з опор відхиляється вперед або назад на кут більше 6° , спрацьовує мікроперемикач 70-85 або 70-86 і контактами О-М3 замикає ланцюг подачі напруги 27В на табло «Прекр. погрузку» 70-Н1.

1.6. Розрахунок процесів завантаження – вивантаження

1.6.1. Розрахунок процесів завантаження - вивантаження самохідної техніки

Завантаження – вивантаження самохідної техніки здійснюється в положенні літака Рис. 1.9 «що присів» на основну опору шасі для забезпечення максимального кута наїзду $L=13^\circ$ «Присідання» здійснюється використанням системи регулювання висоти вантажного порога (РВВП). Вертикальний хід осі колеса від необтисненого положення становлять при цьому 550мм.

Завантаження самохідної техніки здійснюється з використанням допоміжних опор під вантажним порогом.

Розрахункові випадки:

1.Завантаження - вивантаження трьох вантажів вагою 7,5т:

$$G_{\text{ван}} = 3 \times 7,5 = 22,5\text{т} = 22500\text{кг}$$

2.Завантаження - вивантаження однієї одиниці самохідної техніки вагою:

$$G_{\text{ван}} = 35\text{т} = 35000\text{кг}$$

3.Завантаження - вивантаження однієї одиниці самохідної техніки вагою:

$$G_{\text{ван}} = 47\text{т} = 47000\text{кг}$$

Завантаження трьох одиниць самохідної техніки вагою 7,5т виконуються для варіанта використання літака короткого зльоту й посадки – з максимальною злітною вагою $G_{\text{max}}=92300\text{кг}$.

Завантаження однієї одиниці самохідної техніки вагою 35т й 47т виконується при використанні літака в перевантаженому варіанті з максимальною злітною вагою $G_{\text{перев}}=123\text{т} = 123000\text{кг}$.

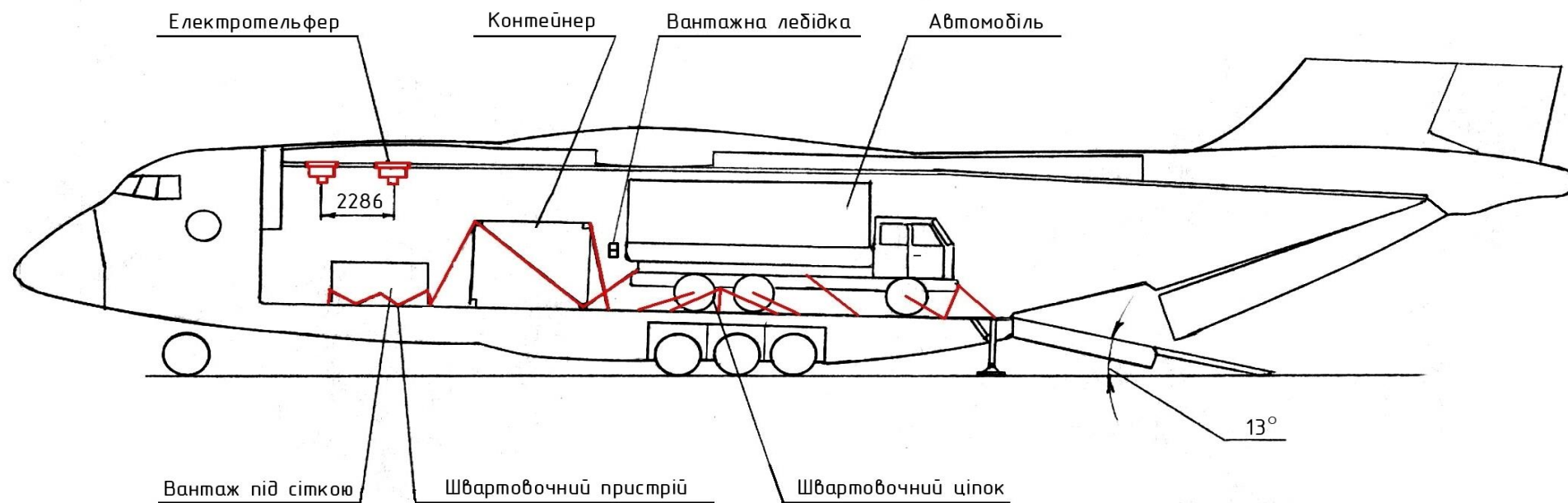


Рис.1.9. Завантаження – вивантаження самохідної техніки

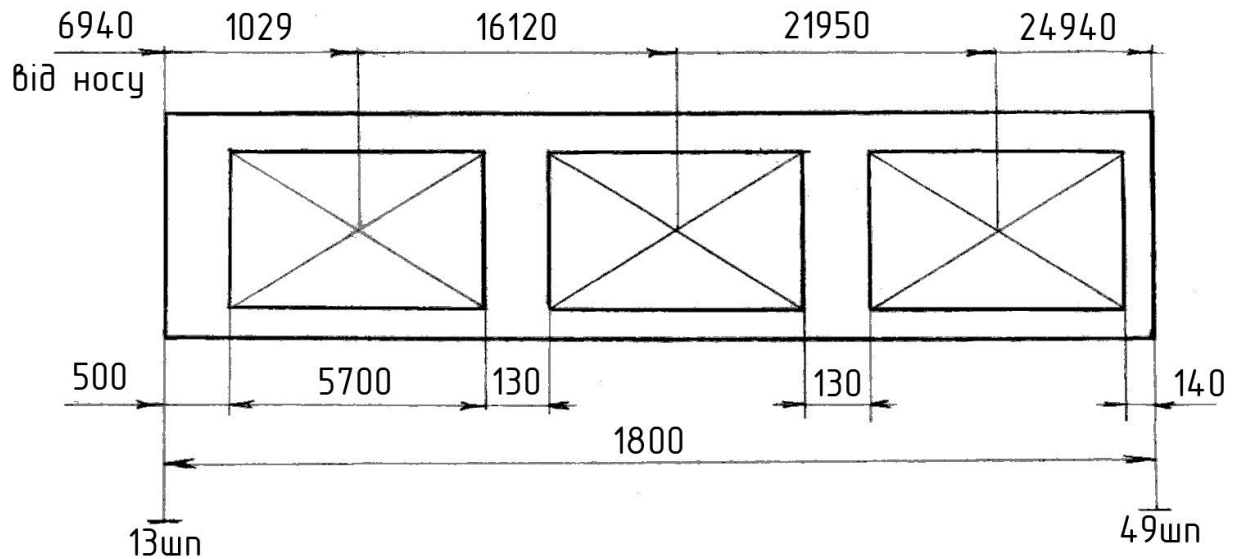


Рис.1.10. Розміщення трьох вантажів вагою по 7500кг кожний

Розміщення однієї одиниці самохідної техніки вагою $G_{\text{ван}}=75\text{т}=75000\text{кг}$ виконується таким чином, щоб підсумкове центрування літака перебувало в припустимому діапазоні центрувань Рис. 1.10.

Результати розрахунку зведені в Табл. 1.2.

Розрахунки виконані по програмі: «Програма розрахунку характеристик шасі і літака при стоянці, присіданні й проведенні вантажно-розвантажувальних робіт з установкою допоміжних опор фіксованої довжини».

Таблиця 1.2

| Паливо | Варіанти завантаження | | | | | | | Опора допоміжна | | Кут стоянки | Кут переїзду | Висота вантажолюка | Висота порога |
|--------------------|---------------------------------------|-----------------------|---------------------------------------|-----------------------|-------------------------------------|--------------------|---------------------|------------------------|--|-------------|--------------|--------------------|---------------|
| | G _{вн1} , кг*10 ³ | X _{вн1} , мм | G _{вн2} , кг*10 ³ | X _{вн2} , мм | G _Σ , кг*10 ³ | X _г , % | У _г , мм | P' _{од} , % G | | | | | |
| 0 | - | - | - | - | 57,0 | 25,0 | 735 | | | 1,54 | 13,54 | 4237 | 1700 |
| | 7,5 | 24940 | - | - | 64,5 | 42,38 | 735 | | | 1,54 | 13,54 | 4237 | 1700 |
| | 7,5 | 10290 | 7,5 | 24940 | 72,0 | 23,9 | 735 | | | 1,42 | 13,42 | 4265 | 1700 |
| | 15,0 | 13205 | 7,5 | 24940 | 79,5 | 20,53 | 735 | | | 1,34 | 13,34 | 4281 | 1700 |
| | 15,0 | 13205 | 7,5 | 21950 | 79,5 | 14,57 | 735 | | | 1,32 | 13,32 | 4286 | 1700 |
| 12800 | - | - | - | - | 69,8 | 24,5 | 735 | | | 1,43 | 13,43 | 4260 | 1700 |
| | - | - | 7,5 | 24940 | 77,3 | 39,05 | 735 | | | 1,44 | 13,44 | 4260 | 1700 |
| | 7,5 | 1029 | 7,5 | 24940 | 84,8 | 23,66 | 735 | | | 1,32 | 13,32 | 4287 | 1700 |
| | 15,0 | 13205 | 7,5 | 24940 | 92,3 | 20,77 | 735 | | | 1,25 | 13,25 | 4301 | 1700 |
| | 15,0 | 13205 | 7,5 | 21950 | 92,3 | 15,64 | 735 | | | 1,23 | 13,23 | 4306 | 1700 |
| Граничні положення | | | | | 92,3 | 15,5 | 35 | | | 1,23 | 13,23 | 4307 | 1700 |
| | | | | | 92,3 | 30,0 | 1435 | | | 1,29 | 13,29 | 4292 | 1700 |

Закінчення табл. 1.2

| Паливо | Варіанти завантаження | | | | | | | Опора допоміжна | | Кут стоянки | Кут переїзду | Висота вантажолюка | Висота порога |
|--------------------|----------------------------------|---------------|----------------------------------|---------------|-------------------------------------|-----------|-----------|-----------------|--|-------------|--------------|--------------------|---------------|
| | $G_{вн1},$ кг*10 ³ | $X_{вн1},$ мм | $G_{вн2},$ кг*10 ³ | $X_{вн2},$ мм | $G_{\Sigma},$ кг*10 ³ | $X_T, \%$ | $Y_T,$ мм | | | | | | |
| 0 | - | - | - | - | 57,0 | 25,0 | 735 | | | 1,65 | 13,65 | 4212 | 1700 |
| | - | - | 35,0 | 24940 | 92,0 | 81,86 | 735 | | | 1,76 | 13,76 | 4173 | 1685 |
| 31000 | - | - | - | - | 88,0 | 21,0 | 735 | | | 1,40 | 13,4 | 4268 | 1700 |
| | - | - | 35,0 | 24940 | 123,0 | 64,66 | 735 | | | 1,43 | 13,43 | 4258 | 1696 |
| 0 | - | - | 47,0 | 24940 | 104,0 | 92,54 | 735 | | | 2,21 | 14,21 | 4014 | 1625 |
| 19000 | - | - | - | - | 76,0 | 21,0 | 735 | | | 1,48 | 13,48 | 4250 | 1700 |
| | - | - | 47,0 | 24940 | 123,0 | 79,64 | 735 | | | 1,96 | 13,96 | 4079 | 1636 |
| Граничні положення | | | | | 123,0 | 16,0 | 35 | | | 1,13 | 13,13 | 4335 | 1707 |
| | | | | | 123,0 | 30,0 | 1435 | | | 1,25 | 13,25 | 4302 | 1700 |

$X_{гр}$ - координата центра мас, завантажуючого вантажу

X_T -центровка літака

Y_T - координата центра мас літака

$P_{од}$ - навантаження на допоміжну опору

$P'_{од}$ - відносне навантаження на допоміжну опору

1.6.2. Розрахунок процесів завантаження - вивантаження за допомогою БВК

Завантаження - вивантаження за допомогою бортового вантажного крана (БВК) виконуються при відкоченій під фюзеляж вантажній рампі
Рис.1.11.

Перед проведенням процесів завантаження - вивантаження літак піднімається на допоміжних опорах, розташованих під вантажним порогом, до положення, при якому висота вантажного порога становить

$$H_{\text{вп}}=2250\text{мм}=2,25\text{м}$$

Розрахункові випадки:

- 1.Завантаження - вивантаження стандартних контейнерів вагою 12т (12000кг);
- 2.Завантаження - вивантаження вантажу вагою 14т (14000кг).

Розміщення вантажу у вантажній кабіні виконується таким чином, щоб сумарне центрування літака перебувало в припустимому діапазоні центрувань.

Результати розрахунку зведені в таблицю Табл. 1.3.

Розрахунки виконані по програмі: «Програма розрахунку характеристик шасі й літака при стоянці, присіданні й проведенні вантажно-розвантажувальних робіт з установкою допоміжних опор фіксованої довжини».

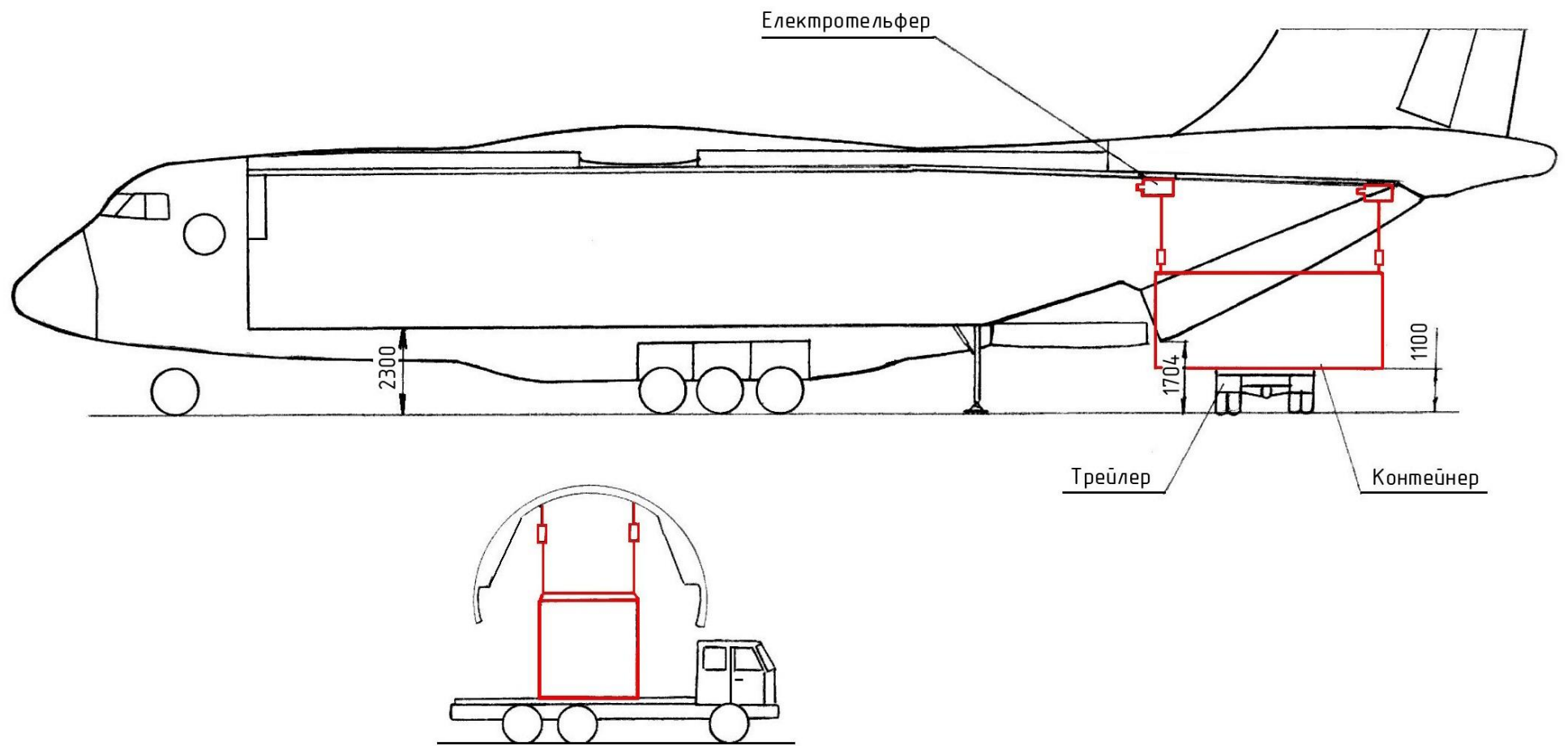


Рис.1.11. Завантаження – вивантаження за допомогою БВК

Таблиця 1.3

| Паливо | Варіанти завантаження | | | | | Опора допоміжна | | Кут стоянки | Висота вантажолюка |
|--------------------|-----------------------|---------------------------------|----------------------|-------------------------------------|-------------|---------------------|----------------|----------------------|-------------------------|
| | $G_{п}, \text{ кг}$ | $G_{вн}, \text{ кг} \cdot 10^3$ | $X_{вн}, \text{ мм}$ | $G_{\Sigma}, \text{ кг} \cdot 10^3$ | $X_{т}, \%$ | $Y_{т}, \text{ мм}$ | $P'_{од}, \%G$ | $P_{од}, \text{ кг}$ | $\theta, \text{ град.}$ |
| 0 | - | - | 57,0 | 25,0 | 735 | 0,18 | 100 | 0,33 | 5035 |
| | 12,0 | 29290 | 69,0 | 66,97 | 735 | | | | |
| | 14,0 | 29290 | 71,0 | 72,59 | 735 | 13,82 | 9814 | 0,62 | 4991 |
| 21300 | - | - | 78,3 | 21,0 | 735 | | | | |
| | 14,0 | 29290 | 92,3 | 58,21 | 735 | 15,51 | 14315 | -0,09 | 5149 |
| Граничні положення | | | 92,3 | 15,5 | 35 | | | | |
| Граничні положення | | | 92,3 | 30,0 | 1435 | 10,44 | 9640 | -0,51 | 5243 |
| 52000 | 14,0 | 29290 | 123,0 | 57,17 | 735 | 14,69 | 18070 | -0,29 | 5195 |
| Граничні положення | | | 123,0 | 16,0 | 35 | 7,56 | 9305 | -0,76 | 5299 |
| Граничні положення | | | 123,0 | 30,0 | 1435 | 9,93 | 12209 | -0,64 | 5272 |

$X_{гр}$ - координата центра мас, завантажуючого вантажу

$X_{т}$ -центровка літака

$Y_{т}$ - координата центра мас літака

$P_{од}$ - навантаження на опору допоміжну

$P'_{од}$ - відносне навантаження на опору допоміжну

*Визначення максимального навантаження
на допоміжні опори при висуванні*

Розрахунковим випадком при визначенні максимального зусилля на висування опори допоміжної є підйом опорами літака вагою $G=G_{\text{перев}}$ ($G=123000\text{кг}$) і гранично заднім центруванням до висоти порога $H_{\text{ВП}}=2250\text{мм}$.

Максимальне навантаження на допоміжні опори при висуванні дорівнює:

$$P_{\text{висув}}^{\text{э}} = 12209\text{кг} = 122,09\text{кН};$$

Без урахування тертя в амортизаторах і у самій вантажній опорі.

Урахування тертя в амортизаторах передньої й основної опор шасі й вітру зроблений шляхом введення коефіцієнта, що враховує вплив тертя в амортизаторах передньої й основної опор шасі $K=1,37$

Отже:

$$P_{\text{висув}}^{\text{э max}} = 12209 \times 1,37 = 16700\text{кг} = 167\text{кН}$$

*Визначення максимального експлуатаційного зусилля на допоміжну
опору*

Розрахунковим випадком є стоянка літака, піднятого на допоміжних опорах до висоти вантажного порога $H_{\text{ВП}} = 2250\text{мм}$

Вага літака дорівнює:

$$G = G_{\text{перев}} (123000\text{кг}).$$

На БВК у крайньому задньому положенні перебуває вантаж вагою $G_{\text{ван}}=14000\text{кг}$ (Табл. 1.3)

Розрахунок виконаний по підпрограмі розрахунку характеристик обтиснення шасі. Без урахування тертя в амортизаторах максимальне експлуатаційне зусилля на допоміжну опору дорівнює:

$$P_{\text{max}}^{\text{е}} = 18000\text{кг}$$

З урахуванням тертя в амортизаторах передньої й основної опор шасі:

$$P_{\text{max}}^{\text{е}} = 18000 \times K = 18000 \times 1,37 = 24700\text{кг} = 247\text{кН}$$

Якщо в процесі завантаження – вивантаження самохідної техніки виникає навантаження на допоміжну опору, перевищує P_{max}^e , то відбудеться автоматичне зменшення довжини навантажувальної опори доти, поки навантаження на опору стане менше або рівним P_{max}^e

1.7. Безпека польотів

Аналіз відмово безпеки системи допоміжних опор виконується з метою використання його для:

1. Оцінки відповідності літака вимогам розділу А-О Норм льотної придатності АП-25.
2. Визначення можливих видів відмов і ймовірностей їхнього виникнення.
3. Обґрунтування вибору схемних рішень системи.
4. Складання переліку можливих видів відмов і значимих сполучень видів відмов.
5. Оцінки до початку експлуатації літака контролепридатності системи.
6. Визначення до початку експлуатації літака можливих видів особливих ситуацій й імовірність їхнього прояву.

Розрахунок ймовірностей виникнення можливих відмов проводиться з урахуванням періодичності контролю працездатності системи і її елементів.

Розрахунок й оцінка ступеня небезпеки особливих ситуацій проводиться стосовно до типового профілю польоту літака, відповідно до якого:

1. Етап - зліт.
2. Етап - набір висоти.
3. Етап - крейсерський політ.
4. Етап - зниження.
5. Етап - захід на посадку.
6. Етап - посадка.

7. Етап - відхід на друге коло.

У даній дипломній роботі виконується аналіз відмов елементів у системі джерел тиску гідросистеми транспортного літака, які приводять до порушення працездатності системи допоміжної опори.

Тому що, система допоміжної опори працює тільки на землі, то резервування системи не проводиться.

Агрегати допоміжної опори забезпечують наступні показники:

--ресурс до проведення контрольних-відбудовних робіт 2500 застосувань протягом терміну служби 12 років;

--призначений ресурс 7000 застосувань протягом терміну служби 30 років;

-- наробіток на відмову $T_v=10^4$ лг;

--час відновлення 1 година.

Розрахунок відмово безпеки системи допоміжних опор зведений у Табл.1.4, 1.5.

Перелік елементів, можливий характер відмов та їх параметри

Таблиця 1.4

| №п/п | Елементи системи що аналізується та елементи , пов'язані зі спряженими системами | Види відмов елементів та порушень зв'язку зі спряженими системами | Вплив відмов елемента на функціонування системи що розглядається та залежної системи | Засоби контролювання технічного стану | Параметр потоку відмов 10^{-6} | Рекомендована періодичність перевірки функціонування |
|------|--|--|---|--|----------------------------------|--|
| 1 | Клапан зворотний 990-7-6 | А) зовнішня негерметичність Б) внутрішня негерметичність | А) відсутність тиску в ГС через втрати рідини Б) система працездатна | ВСК-1 ВСК-1 | 0,05 | 1 політ |
| 2 | Гідроаккумулятор 1 | А) зовнішня негерметичність рідинної порожнини Б) зовнішня негерметичність газової порожнини В) внутрішня негерметичність Г) руйнація | А) відсутність тиску в ГС 1(2,3,4) через втрати рідини Б) система працездатна В) система працездатна Г) відсутність тиску в ГС 3. Ушкодження конструкції літака | ВСК-1 ВСК-1 КПА-1 ВСК-1 | 0,037 ПН | 1 політ 1 політ 5000 |

Закінчення табл. 1.4

| №п/п | Елементи системи що аналізується та елементи , пов'язані зі спряженими системами | Види відмов елементів та порушень зв'язку зі спряженими системами | Вплив відмов елемента на функціонування системи що розглядається та залежної системи | Засоби контролювання технічного стану | Параметр потоку відмов 10^{-6} | Рекомендована періодичність перевірки функціонування |
|------|--|---|--|---------------------------------------|----------------------------------|--|
| 3 | Клапан зворотний 990-7-6 Клапан запобіжний ГР-133-100-6К | А) зовнішня негерметичність | А) відсутність тиску за підпорним клапаном в системі | ВСК-1 | 0,005 | 1 політ |
| | | Б) внутрішня негерметичність | Б) відсутність тиску у гідроакумуляторі системи | ВСК-1 | 0,082 | 1 політ |
| | | А) зовнішня негерметичність | А) відсутність тиску за підпорним клапаном | ВСК-1 | 0,082 | 1 політ |
| | | Б) заклинювання в закритому положенні В) заклинювання у відкритому положенні | Б) підвищення тиску в системі В) відсутність тиску в ГС 3 | КПА-2 КПА-2 | 0,082 | 5000 5000 |
| 4 | Циліндр стулок носової стійки | Зовнішня негерметичність | Відсутність тиску за підпорним клапаном в ГС 2(3) через втрати рідини | ВСК-1 | 0,037 | 1 політ |

Перелік функціональних відмов та попередня оцінка їх наслідків

Таблиця 1.5

| Шифр відмови | Функціональна відмова, функція відмовності та вплив на інші системи | Інформація про відмову | Дії екіпажу | Етапи прояву відмови | Імовірність на 1 годину роботи/на етап Ранг ситуації | Рангу ситуації/призначеного виду перевірки |
|--------------|---|------------------------|--|----------------------|---|--|
| 10 | Відсутність тиску в ГС 3 за підпорним клапаном через втрати рідини: | | Продублювати закриття підпорного клапана вручну. Припинити завантаження | 1-7 | $2,3 \times 10^{-6}/5,2 \times 10^{-6}$ | |

РОЗДІЛ 2

Наукова частина

2.1. Випробування телескопічної стійки допоміжної опори

Випробування стійки на герметичність виконуються тиском $P=20,60\text{МПа}$ (210 кгс/см^2) протягом десяти хвилин. При цьому температура навколишнього середовища повинна бути $T=(+20\pm 10)\text{ }^\circ\text{C}$. Також виконуються випробування на герметичність при тиску $1,95\text{ МПа}$ ($0,2\text{кгс/см}^2$) протягом двох годин.

Герметичність визначається по групі 1-7 (ГОСТ 1 00128-74 із змінами) [18]. Контроль герметичності виконується за допомогою фільтрувального паперу. Тиск під час випробувань необхідно подавати в обидва штуцери.

Далі виконуються випробування на герметичність при тиску $P=20,60\text{МПа}$ (210 кгс/см^2) протягом десяти хвилин, але при температурі навколишнього середовища $T=\pm 60^\circ\text{ C}$ (попередньо витримавши стійку при відповідній температурі 60 хв.). Випробування проводяться на перших двох стійках, а надалі на одній стійці партії з десяти стійок. Контроль на герметичність у цьому випадку здійснюється за допомогою фільтрувального паперу.

Після цього стійку необхідно обпресувати тиском

$$P=[(38,50^{+98}_{-49})\text{МПа}, (395^{+10}_{-5})\text{кгс/см}^2]$$

Обпресовуються обидві порожнини стійки протягом 3-х хвилин. Для цього тиск подається спочатку в штуцер Л, висунувши циліндр поршня на хід $40\pm 5\text{мм}$, а шток на $80\pm 5\text{мм}$, до упору в пристосуванні, і потім у штуцер М. При цьому теча рідини не допускається.

Після обпресування стійкам необхідно подати тиск $P=[(2070\pm 100)\text{МПа}, (210)\text{кгс/см}^2]$ по черзі в штуцери Л і М, зробити десять подвійних ходів.

2.2. Розрахунок на міцність допоміжної опори

Основні конструкційні матеріали, використовувані в деталях:

| | | |
|-------|--------------|--|
| Сталь | 30ХГСН2МА-ВД | $\sigma_B=170\text{кгс/мм}^2=1700\text{МПа}$ |
| | 30ХГСА | $\sigma_B=110\text{кгс/мм}^2=1100\text{МПа}$ |
| Сплав | ВТ-22 | $\sigma_B=110\text{кгс/мм}^2=1100\text{МПа}$ |
| | 193-33 | $\sigma_B=44\text{кгс/мм}^2=440\text{МПа}$ |

Розрахунок опори на міцність виконаний на наступні зовнішні навантаження:

- максимальне розрахункове вертикальне навантаження:

$$P_y^p=50\text{т}=500\text{кН} \quad (l=2);$$

- максимальне розрахункове поздовжнє навантаження:

$$P_x^p=0,75\text{т}=7500\text{Н}$$

Навантаження P_x^p визначається максимальним зусиллям у пружинному підкосі, тому що при максимальному обтисненні пружинного підкоса спрацьовує сигналізація й навантаження припиняється.

$$(P_{\text{пр}}^p=2,79\text{т}=27,9\text{кН} ; l=1,5)$$

Навантаження на стійку:

1. Зовнішні навантаження:

$$P_y=50\text{т} (500\text{кН}) ; P_x= \pm 0,75\text{т} (7,5\text{кН});$$

2. Обпресування:

- а) циліндрової порожнини

$$P_{\text{ц}}^{\text{э}}=395^{+10}_{-5}\text{кгс/см}^2 (P_{\text{ц}}^{\text{э}}=39,5\text{МПа}); l=1,5;$$

$P_{\text{ц}}^p=600\text{кгс/см}^2 (60\text{МПа})$ - розрахункове навантаження.

- б) обпресування штокової порожнини

$$P_{\text{ш}}^{\text{э}}=225\text{кгс/см}^2 (22,5\text{МПа}); l=1,5;$$

$P_{\text{ш}}^p=338\text{кгс/см}^2 (33,8\text{МПа})$.

3. Робочий тиск:

- а) на випуск допоміжної опори

$$P_{\text{э}}=210\text{кгс/см}^2(21\text{МПа}); \quad P_p=315\text{кгс/см}^2(31,5\text{МПа});$$

б) на втягування

$$P^o=150 \text{ кгс/см}^2(15\text{МПа}); P^p=225\text{кгс/см}^2.$$

Навантаження взяті із розрахунку процесів завантаження-вивантаження й розділу «Випробування системи допоміжної опори».

Розрахунок реакцій в вузлах підвіски опори приведений в Табл. 2.1, 2.2, 2.3, 2.4.

Розрахунок реакцій в вузлах підвіски опори та згинаючих моментів проведений в програмі ARKA.

Розрахунковий випадок 1

Таблиця 2.1

Навантаження в точці 1

| $P_x(T)$ | $P_y(T)$ | $P_z(T)$ | $M_{x1}T_{ст}$ | $M_{y1}T_{ст}$ | $M_{z1}T_{ст}$ |
|----------|----------|----------|----------------|----------------|----------------|
| 0,75 | 50,0 | 0 | 0 | 0 | 0 |

Таблиця 2.2

Навантаження по елементах

| Номер елемента | № | Поздовжні зусилля | Сила, що перерізує | | Згинальний момент | |
|----------------|---|----------------------|--------------------------|----------|-------------------|--------------------------|
| | | | $P_y[T];\text{кН}$ | $P_z[T]$ | $M_y[T]$ | $M_z[T]$ |
| | 1 | [T] | | | | |
| | 2 | $-0,5 \times 10^2$ | 0,75 | 0 | 0 | 0,00 |
| | 2 | $-0,50 \times 10^2$ | 0,75 | 0 | 0 | $0,994 \times 10^2$ |
| | 3 | $-0,481 \times 10^2$ | $-0,126 \times 10^1$ | 0 | 0 | -0. 801×10^2 |
| | 3 | $-0,481 \times 10^2$ | $-0,126 \times 10^1$ | 0 | 0 | 0,00 |
| | 8 | $-0,481 \times 10^2$ | $-0,126 \times 10^1$ | 0 | 0 | 0,00 |
| | 2 | -0.481×10^2 | $-0,126 \times 10^1$ | 0 | 0 | $-0,983 \times 10^1$ |
| | 4 | $-0,201 \times 10^1$ | - $0,193 \times 10^1$ | 0 | 0 | $-0,193 \times 10^2$ |
| | 4 | $-0,201 \times 10^1$ | -0.193×10^1 | 0 | 0 | 0,00 |

Закінчення таблиці 2.2

| | | | | | | |
|--|---|----------------------|----------------------|---|---|----------------------|
| | 5 | $-0,279 \times 10^1$ | 0,000 | 0 | 0 | 0,00 |
| | 5 | $-0,279 \times 10^1$ | 0,000 | 0 | 0 | 0,00 |
| | 7 | $-0,193 \times 10^1$ | $0,201 \times 10^1$ | 0 | 0 | 0,00 |
| | 6 | $-0,193 \times 10^1$ | $0,201 \times 10^1$ | 0 | 0 | $0,125 \times 10^2$ |
| | 7 | 0,00 | $-0,906 \times 10^1$ | 0 | 0 | 0,00 |
| | 7 | 0,00 | $-0,906 \times 10^1$ | 0 | 0 | $-0,625 \times 10^2$ |
| | 8 | $0,201 \times 10^1$ | $-0,712 \times 10^1$ | 0 | 0 | $0,5 \times 10^2$ |
| | 8 | $0,201 \times 10^1$ | $-0,712 \times 10^1$ | 0 | 0 | $-0,644 \times 10^3$ |
| | 9 | 0,75 | $0,409 \times 10^2$ | 0 | 0 | $-0,614 \times 10^3$ |
| | 9 | 0,75 | $0,409 \times 10^2$ | 0 | 0 | 0,00 |

*Розрахунковий випадок 2***Таблиця 2.3***Навантаження в точці 1*

| $P_{x1}[T]; \text{кг}10^3$ | $P_{y1}[T]; \text{кг}10^3$ | P_z | M_x | M_y | M_z |
|----------------------------|----------------------------|-------|-------|-------|-------|
| -0,75 | 50,0 | 0 | 0 | 0 | 0 |

Таблиця 2.4*Навантаження по елементах*

| Номер елемента | № | Поздовжн і зусилля [Т] | Сила, що перерізує | | Згинальний момент | |
|----------------|---|------------------------|---------------------|----------|-------------------|----------------------|
| | | | $P_y[T]$ | $P_z[T]$ | $M_y[T]$ | $M_z[T]$ |
| 1 | 1 | $-0,50 \times 10^2$ | -0,75 | 0 | 0 | 0,00 |
| | 2 | $-0,519 \times 10^2$ | -0,75 | 0 | 0 | $-0,994 \times 10^2$ |
| 2 | 2 | $-0,519 \times 10^2$ | $0,126 \times 10^1$ | 0 | 0 | $0,801 \times 10^2$ |
| | 3 | $-0,519 \times 10^2$ | $0,126 \times 10^1$ | 0 | 0 | 0,00 |
| 3 | 3 | $-0,519 \times 10^2$ | $0,126 \times 10^1$ | 0 | 0 | 0,00 |
| | 8 | $0,201 \times 10^1$ | $0,126 \times 10^1$ | 0 | 0 | $0,988 \times 10^1$ |
| 4 | 2 | $0,201 \times 10^1$ | $0,193 \times 10^1$ | 0 | 0 | $0,193 \times 10^1$ |

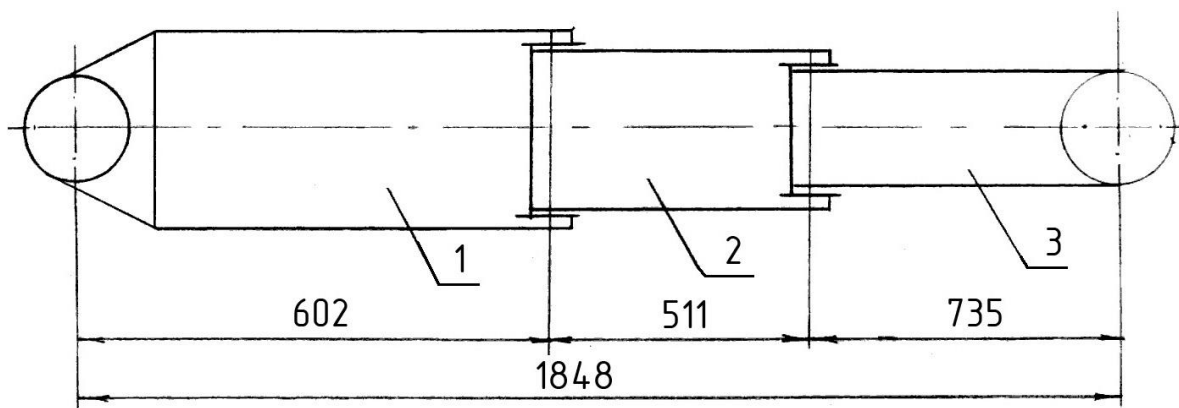
| | | | | | | |
|---|---|----------------------|--------------------------|---|---|----------------------|
| | 4 | $0,279 \times 10^1$ | $0,193 \times 10^1$ | 0 | 0 | 0,00 |
| 5 | 4 | $0,279 \times 10^1$ | 0,00 | 0 | 0 | 0,00 |
| | 5 | $0,193 \times 10^1$ | 0,00 | 0 | 0 | 0,00 |
| 6 | 5 | $0,193 \times 10^1$ | - $0,201 \times 10^1$ | 0 | 0 | 0,00 |
| | 7 | 0,00 | - $0,201 \times 10^1$ | 0 | 0 | $-0,125 \times 10^2$ |
| 7 | 6 | 0,00 | - $0,599 \times 10^1$ | 0 | 0 | 0,00 |
| | 7 | $-0,201 \times 10^1$ | - $0,599 \times 10^1$ | 0 | 0 | $-0,413 \times 10^2$ |
| 8 | 7 | $-0,201 \times 10^1$ | - $0,972 \times 10^1$ | 0 | 0 | $0,5383 \times 10^2$ |
| | 8 | -0,75 | - $0,972 \times 10^1$ | 0 | 0 | $-0,67 \times 10^3$ |
| 9 | 8 | -0,75 | $0,44 \times 10^2$ | 0 | 0 | $0,66 \times 10^3$ |
| | 9 | -0,75 | $0,44 \times 10^2$ | 0 | 0 | 0,00 |

2.3. Розрахунок стійки телескопічної

Матеріал 30ХГСН2МА-ВД

$$\sigma_B = 170 \text{ кг/мм}^2$$

$$\sigma_B = 1700 \text{ МПа}$$



1. Циліндр $\varnothing 140 \times 132$ мм

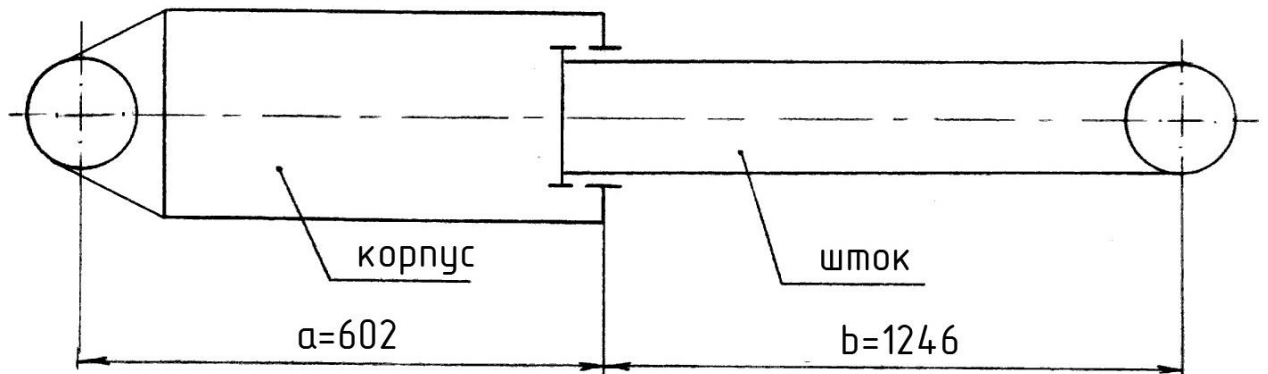
2. Циліндр $\varnothing 120 \times 110$ мм

3. Шток $\varnothing 100 \times 92$ мм

Розглядаємо розрахунок стійки на стійкість

Ведемо розрахунок стійкості ослабленого стрижня, що складається з двох частин:

Варіант №1



Корпус $\varnothing 140 \times 132$ мм

Площа перетину корпуса дорівнює :

$$F_k = \pi d^{2/4};$$

де $d = D - d_{\text{вн}}$; D – зовнішній діаметр;

$d_{\text{вн}}$ – внутрішній діаметр.

$$F_k = \pi(D^2 - d_{\text{вн}}^2)/4 = 3,14(140^2 - 132^2)/4 = 1709 \text{ мм}^2 = 17,09 \text{ см}^2;$$

$$F_k = 17,09 \times 10^{-4} \text{ м}^2.$$

Момент інерції перетину знаходимо по формулі:

$$I_k = \pi/64(D^4 - d_{\text{вн}}^4) = \pi/4(R^4 - r_{\text{вн}}^4).$$

Де R – зовнішній радіус кільцевого перетину;

$r_{\text{вн}}$ – внутрішній радіус кільцевого перетину.

$$I_k = 3,14/4 (70^2 - 66^2) = 3955268,2 \text{ мм}^4 = 395,5 \text{ см}^4 = 395,5 \times 10^{-4} \text{ м}^4.$$

Головний радіус інерції знаходимо по формулі:

$$i_k = \sqrt{I_{\text{ш}}/F_{\text{ш}}} = \sqrt{395,5/17,09} = 4,81 \text{ див} = 0,0481 \text{ м}.$$

Шток: $\varnothing 100 \times 92$

Площа кільцевого перетину штоку:

$$F_{\text{ш}} = \pi/4(D^2 - d^2) = 3,14/4 (100^2 - 92^2) = 1206 \text{мм}^2 = 12,06 \text{см}^2 = 12,06 \times 10^{-2} \text{м}^2.$$

Момент інерції перетину штоку:

$$I_{\text{ш}} = \pi/4(R^4 - r^4) = 3,14/4 (50^4 - 46^4) = 1392254 \text{мм}^4 = 139,2 \text{см}^4;$$

$$I_{\text{ш}} = 139,2 \times 10^{-4} \text{м}^4.$$

Головний радіус інерції:

$$i_{\text{ш}} = \sqrt{I_{\text{ш}}/F_{\text{ш}}};$$

$$i_{\text{ш}} = \sqrt{139,2/12,06} = 3,4 \text{см} = 0,034 \text{м}.$$

Гнучкість стрижня знаходимо по формулі:

$$L/i = 184,8/4,81 = 39.$$

З діаграми для сталі 30ХТН2МА–ВД визначаємо:

$$\sigma_{\text{пр}} = 11500 \text{кг/см}^2 = 1150,00 \text{Мпа}.$$

Визначаємо відношення жорсткостей

$$M^2 = I_k/I_{\text{ш}} = 395,5/139,2 = 2,84; \quad b/L = 1246/1864 = 0,67;$$

Отже $\xi = 0,4$ (виправлення) [5]

Визначаємо критичне напруження для ослабленого стрижня:

$$\sigma_{\text{кр}} = \xi \times \sigma_{\text{пр}} = 0,4 \times 11500 = 4600 \text{кг/см}^2 = 460,00 \text{Мпа}.$$

Визначаємо діючу напругу:

$$\sigma = P^p/F_k = 50000/17,09 = 2900 \text{кг/см}^2 (290 \text{Мпа}).$$

Коефіцієнт запасу міцності дорівнює:

$$\eta = \sigma_{\text{кр}}/\sigma = 4600/2900 = 1,57.$$

Варіант №2

Розглянемо ослаблений стрижень, другу половину якого становить:

Шток $\varnothing 120 \times 110$ мм;

$L_{\text{ш}}=1848$ мм; $b=12,46$ мм.

Площа кільцевого перетину штоку:

$$F_{\text{ш}}=\pi/4(D^2-d^2)=3,14/4 (120^2-110^2)=18,06\text{см}^2=18,06 \times 10^{-4}\text{м}^2.$$

Момент інерції кільцевого перетину штоку:

$$I_{\text{ш}}=\pi/4(R^4-r^4)=3,14/4 (60^4-55^4)=299,2\text{см}^4.$$

Радіус інерції перетину знаходимо по формулі:

$$i_{\text{ш}}=\sqrt{I_{\text{ш}}/F_{\text{ш}}}=\sqrt{299,2/18,06}=4,07\text{см}=0,04\text{м}.$$

Знаходимо напругу:

$$\sigma_{\text{кр}}=3,14^2 \times 19,5 \times 10^5 / (184,8/4,07)^2=9335 \text{ кг/см}^2 (933,5 \text{ Мпа}).$$

$$M^2=I_{\text{к}}/I_{\text{ш}}=395,5/299,2=1,32;$$

$$b/L=124,6/184,8=0,67; \text{ отже, } \xi=0,8.$$

Тоді $\sigma_{\text{кр}}^{\text{к}}=0,8 \times 9335=7470$ кгс/см²=747,00Мпа

$$\sigma_{\text{кр}}^{\text{ш}}=\sigma_{\text{кр}}^{\text{к}} \times F_{\text{к}}/F_{\text{ш}}=9335 \times 17,09/18,06=8834\text{кг/см}^2 (883,4\text{Мпа}).$$

Критичне навантаження дорівнює:

$$P_{\text{кр}}=\sigma_{\text{кр}}^{\text{к}} \times F_{\text{к}} \times a/L + \sigma_{\text{кр}}^{\text{ш}} \times F_{\text{ш}} \times b/L.$$

$$P_{\text{кр}}=7470 \times 17,09 \times (602/1848) + 8834 \times 18,06 \times (1246/1848)=149200\text{кгс} (1492\text{кН});$$

$$P_{\text{кр}}^{\text{вред}}=(60400+149200)/2=10500\text{кгс} (105 \text{ кН}).$$

Коефіцієнт запасу міцності $\eta > 2$.

Розрахунок циліндра

Матеріал 30ХГСН2МА –ВД

$$\sigma_{\text{в}}=170\text{кг/мм}^2 (1700\text{Мпа})$$

Розраховуємо розрив стінки циліндра від внутрішнього тиску по формулі:

$$\sigma = D \times P_{\text{ц}}^p / 2S,$$

де D - діаметр циліндра;

S – товщина стінки циліндра;

$P_{\text{ц}}^p$ – розрахунковий тиск циліндра.

$$P_{\text{ц}}^p = 600 \text{ кг/см}^2 \text{ (60 Мпа)};$$

$$S_{\text{min}} = 3,2 \text{ мм} = 0,0032 \text{ м};$$

$$D = 132 \text{ мм} = 0,132 \text{ м}.$$

$$\text{Отже, } \sigma = 13,2 \times 600 / (2 \times 0,32) = 12400 \text{ кг/см}^2 \text{ (1240 Мпа)}.$$

$$\text{Приймаємо } \sigma_{\text{у на розрив}} = 12500 \text{ кг/см}^2 \text{ (1250 Мпа)}; \eta = 1.$$

Робимо розрахунок циліндра на вигин

Циліндр: $\varnothing 140 \times 132$ мм

Площа перетину циліндра

$$F_{\text{ц}} = \pi/4(D^2 - d^2) = 3,14/4(70^2 - 66^2) = 17,1 \text{ см}^2 = 17,1 \times 10^{-4} \text{ м}^2.$$

$$W_{\text{зг}} = 72 \text{ см}^3.$$

При навантаженні $N = 50,1 \text{ т}$ і згинальному моменті $M_{\text{зг}} = 0,94 \text{ тм}$, знаходимо напругу вигину:

$$\sigma = N/F_{\text{ц}} + M_{\text{зг}}/W_{\text{зг}} = 50,1 \times 103/17,1 + 0,94 \times 105/56,5 = 4700 \text{ кг/см}^2 \text{ (470 Мпа)}.$$

$$N > 2, \text{ тобто } \eta = 17000/4700 = 3,6.$$

Розглянемо перетин 2-2 (зварювання) $\varnothing 142 \times 132$ мм

$$N = 500000 \text{ кгс (500 кН)}, M_{\text{зг}} = 0,94 \text{ тм} = 9400 \text{ Нм}.$$

$$\Sigma = 50 \times 103/21,6 + 0,94 \times 105/72 = 3600 \text{ кг/см}^2 \text{ (360 Мпа)},$$

$$\text{т. к. } F_{\text{ц}} = \pi/4(D^2 - d^2) = 3,14/4(142^2 - 132^2) = 21,6 \text{ см}^2 = 21,6 \times 10^{-4} \text{ м}^2.$$

$$W_{\text{зг}} = 72 \text{ см}^3.$$

Визначаємо коефіцієнт безпеки:

так як, в місці розрахунку навантаження застосовують зварювання, то відбувається ослаблення матеріалу на 20%, отже:

$$\eta = 0,8 \times 17000 / 3600 = 3,78 > 2.$$

Розглянемо різьблення МП 145×2, внутрішній діаметр якої дорівнює 132 мм, отже площа перетину $F = 137 \text{ см}^2$.

Діюче розрахункове навантаження буде дорівнює:

$R^p = R_{ц}^p \times F$ (де $R_{ц}^p$ – обпресування циліндрової порожнини $R_{ц}^p = 600 \text{ кг/см}^2$),
(60 МПа).

Отже, $R^p = 600 \times 137 = 822200 \text{ кгс}$ (822 кН),

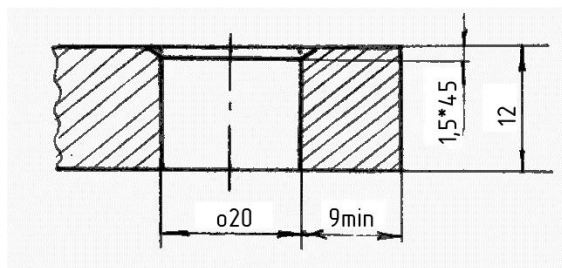
$$\sigma = 822200 / (\pi \times 14,5 \times 0,2) = 9000 \text{ кг/см}^2 \text{ (900 МПа)}.$$

Визначаємо коефіцієнт запасу міцності:

$$\eta = 17000 / 9000 = \sigma_B / \sigma = 1,88.$$

2.4. Розрахунок підстави циліндра

Матеріал 30ХГСН2МА $\sigma_B = 17000 \text{ кг/см}^2$ (1700 МПа).



На пружину (кріплення підкоса пружинного) діє навантаження $R_{\text{подк}}^p = 2780 \text{ кг}$

Вушко дає ослаблення на 20%, тому що навантаження, що впливає, більше 9000

кг.

Розрахункове навантаження

$$R^p = 0,8 \times 17000 \times 1,2 \times 0,9 \times 2 = 29400 \text{ кгс} \text{ (294 кН)}.$$

Навантаження на зріз:

$$R_{\text{ср}}^p = 0,4 \times 17000 \times 2 \times 1,2 \times \sqrt{1,9^2 - 1^2} = 26400 \text{ кгс} \text{ (264 кН)}, \eta > 2.$$

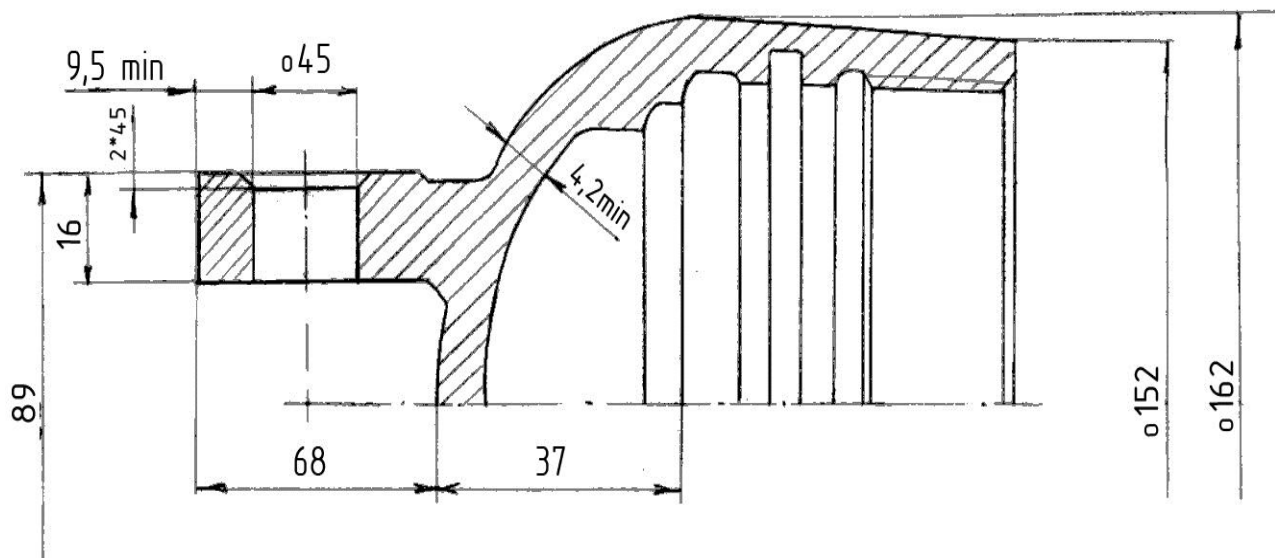
2.5 Розрахунок голівки циліндра

Матеріал 30ХГСН2МА

$\sigma_B = 170 \text{ кг/мм}^2$ (1700 МПа)

Розрахунковий тиск

590 кгс/см^2 (59 МПа)



Вважаємо, як опукле днище, піддане внутрішньому тиску:

$$\sigma = D_H \times P^P \times Y / 2S; \text{ де}$$

D_H — зовнішній діаметр;

P^P — розрахункове навантаження;

S — товщина стінки;

Y — фактор форми.

$$D_H = 157 \text{ мм}; h = 37 \text{ мм}; P^P = P_{ц}^P = 600 \text{ кгс/см}^2; S = 4,2 \text{ мм}; h/D_H = 37/157 = 0,24.$$

Отже, $v = 1,4$

$$\sigma = 15,7 \times 600 \times 1,4 / (2 \times 0,42) = 15700 \text{ кгс/см}^2 \text{ (1570 МПа)}.$$

Знаходимо коефіцієнт запасу міцності $\eta = 17000 / 15700 = 1,08$.

Вушко в кінці 3 $[\sigma_{см}] = 2500 \text{ кгс/см}^2$ (250 МПа).

Площа змінання $F_{см} = 2 \times 4 \times (1,6 - 0,2) = 11,2 \text{ см}^2$.

Отже, $\sigma_{см} = 2500 / 11,2 = 2240 \text{ кгс/см}^2$ (224 МПа).

$$\Sigma_{см} = [\sigma_{см}] / F_{см}.$$

Знаходимо коефіцієнт запасу міцності

$$\eta = [\sigma_{\text{см}}] / \sigma_{\text{см}}$$
$$\eta = 2500 / 2240 = 1,11.$$

2.6 Розрахунок циліндра

Циліндр: $\varnothing 120 \times 110$, матеріал 30ХГСН2МА

$\sigma_{\text{в}} = 170 \text{ кг/см}^2$ (1700МПа) – (межа міцності)

Площа перетину циліндра дорівнює:

$$F = \pi/4(D^2 - d^2) = 3,14/4 (120^2 - 110^2) = 1805,5 \text{ мм}^2 = 18,06 \text{ см}^2.$$

Розрахунковий випадок 2: $N = 50,0 \text{ т}$ (500кН); $M_{\text{зг}} = 0,95 \text{ тм}$ (9500нм)

Згинаючу напругу знаходимо по формулі:

$$\sigma = N/F + M_{\text{зг}} / W_{\text{зг}} = 50 \times 10^3 / 18,06 + 0,95 \times 10^5 / 50 = 4800 \text{ кг/см}^2 \text{ (480МПа)}.$$

$$n = \sigma_{\text{в}} / \sigma = 17000 / 4800 = 3,5 > 2.$$

Різьблення MR 115 \times 1,5 і MR 120 \times 2.

Розрахунковий тиск $R^p = 1,15 \times R^p \times F$, де

R^p – максимальний експлуатаційний тиск;

$$R^p = 315 \text{ кгс/см}^2 \text{ (315МПа)}.$$

Тому що, тиск діє по кільцю $\varnothing 115 \text{ мм}$, де площа перетину $F = 95 \text{ см}^2$, отже

$$R^p = 1,15 \times 315 \times 95 = 34500 \text{ кг};$$

$$\sigma = 34500 / (3,14 \times 11,5 \times 0,15) = 6400 \text{ кгс/см}^2 \text{ (640МПа)}$$

$$\eta > 2$$

2.7 Розрахунок штока

Матеріал 30ХГСНМА, $\sigma_{\text{в}} = 170 \text{ кг/мм}^2$ (1700МПа)

Розрахуємо розрив стінки штока від зовнішнього тиску по формулі:

$$\sigma = R^p \times r_{\text{ш}} / S$$

де R^p – це буде тиск обпресування штока

$$R_{\text{ш}}^p = 338 \text{ кг/см}^2 \text{ (33,8МПа)}; \quad r_{\text{ш}} = 50 \text{ мм}.$$

Мінімальна товщина стінки $S_{\min}=3,5\text{мм}$,

$$\sigma=338\times 5/0,35=4800\text{кгс/см}^2$$

$$\eta>2$$

Розрахунок штока $\varnothing 100\times 92$ мм на стійкість:

$$P_{\text{кр}}=E\times S_{\text{н}}^3/(4(1-M^2)r_{\text{ср}}^3).$$

Для стінки $P_{\text{кр}}=576920\times S_{\text{н}}^3/r_{\text{ср}}^3$, де номінальна товщина стінки:

$$S_{\text{ном}}=4\text{ мм};$$

$$r_{\text{ср}}=48\text{ мм}.$$

Отже, $P_{\text{кр}}=576920\times 0,43/4,8^3=338\text{кгс/см}^2$ (33,8 МПа);

$$\eta= P_{\text{ш}}^P / P_{\text{кр}}=338/338=1.$$

Різьблення М 90 \times 1,5

$$P^P=1,15\times P^P\times F,$$

де $P^P=315\text{кг/см}^2$; площа перетину по кільцю радіусом 46 мм $F=66,5\text{см}^2$.

Отже $P^P=1,15\times 315\times 66,5=20100\text{кгс/см}^2$ (2010 МПа),

$$\sigma=20100/(\pi\times 9\times 0,15) = 20100/(3,14\times 9\times 0,15) =5700\text{кгс/см}^2$$
 (570 МПа).

Коефіцієнт запасу міцності $\eta>2$.

Перетин $\varnothing 100\times 92$ мм.

Площа кільцевого перетину штока

$$F=\pi/4(D^2-d^2)=3,14/4(100^2-92^2)=12,06\text{см}^2$$

$$W=28\text{см}^3$$

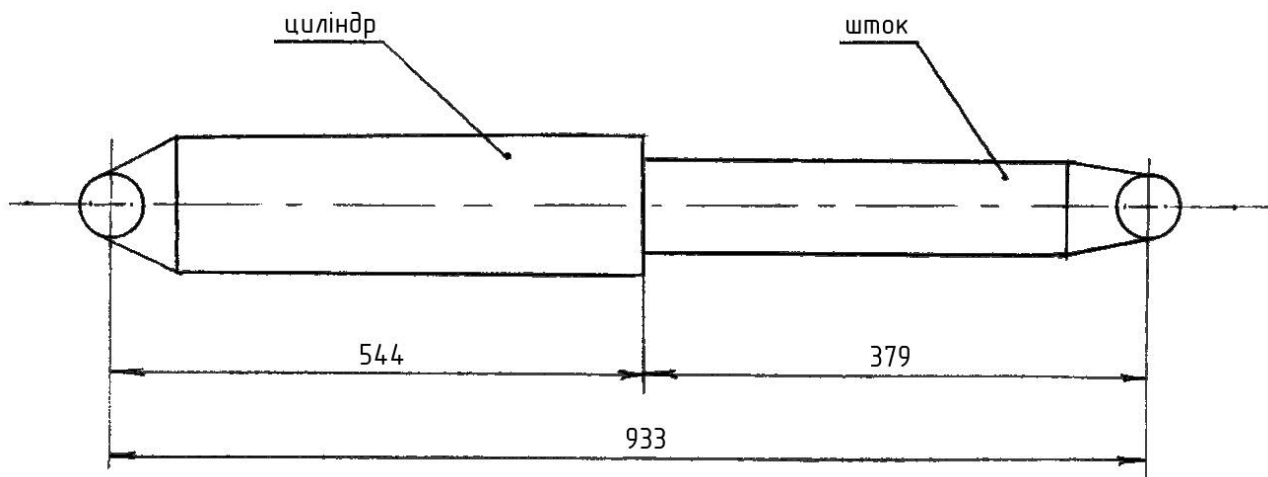
При навантаженні $N=50\text{т}$ (500кН) і згинальному моменті $M_{\text{зг}}=0,6\text{тм}$ (6000нм),

$$\sigma=N/F+ M_{\text{зг}}/ W_{\text{зг}};$$

$$\sigma=50\times 103/12,06+0,6\times 105/28=6200\text{кг/см}^2$$
 (620 МПа);

$$\eta=\sigma_{\text{в}}/\sigma=17000/6200=2,7>2.$$

2.8 Розрахунок підкоса пружинного



Матеріал 30ХГСА (сталь)

$\sigma_B = 110 \text{ кгс/см}^2$ (1100 МПа)

Робимо розрахунок на стійкість ослабленого стрижня.

Циліндр $\varnothing 58 \times 53$ мм

Площа кільцевого перетину знаходимо по формулі:

$$F_{\text{ц}} = \pi/4(D^2 - d^2) = 3,14/4 (58^2 - 53^2) = 4,36 \text{ см}^2 = 4,36 \times 10^{-4} \text{ м}^2.$$

Момент інерції перетину знаходимо по формулі:

$$I_{\text{ц}} = \pi/4(R^4 - r^4) = 3,14/4 (29^4 - 26,5^4) = 16,82 \text{ см}^4 = 16,82 \times 10^{-4} \text{ м}^4.$$

Радіус інерції знаходимо по формулі:

$$i = \sqrt{I_{\text{ц}}/F_{\text{ц}}} = \sqrt{16,82/4,36} = 1,96 \text{ см} = 0,0196 \text{ м}.$$

Шток $\varnothing 29,5 \times 21$ мм

Площа перетину штока:

$$F_{\text{шт}} = \pi/4(D_{\text{шт}}^2 - d_{\text{шт}}^2) = 3,14/4 (29,5^2 - 21^2) = 3,37 \text{ см}^2 = 3,37 \times 10^{-4} \text{ м}^2$$

Момент інерції перетину штока:

$$I_{ш} = \pi/4(R_{ш}^4 - r_{ш}^4) = 3,14/4 (14,75^4 - 10,54^4) = 2,76 \text{ см}^4 = 2,76 \times 10^{-4} \text{ м}^2$$

Радіус інерції перетину штока:

$$i = \sqrt{I_{ш}/F_{ш}} = \sqrt{2,76/3,37} = 0,9 \text{ см} = 0,009 \text{ м}$$

Гнучкість стрижня дорівнює:

$$L/i = 93,3/1,96 = 48$$

Отже, з діаграми знаходимо:

$$\sigma_{пр} = 9000 \text{ кгс/см}^2 \text{ (900 МПа);}$$

$$M_2 = I_{ц}/I_{ш} = 16,82/2,76 = 6,09;$$

$$b/L = 379/933 = 0,4; \quad \xi = 0,35.$$

Отже,

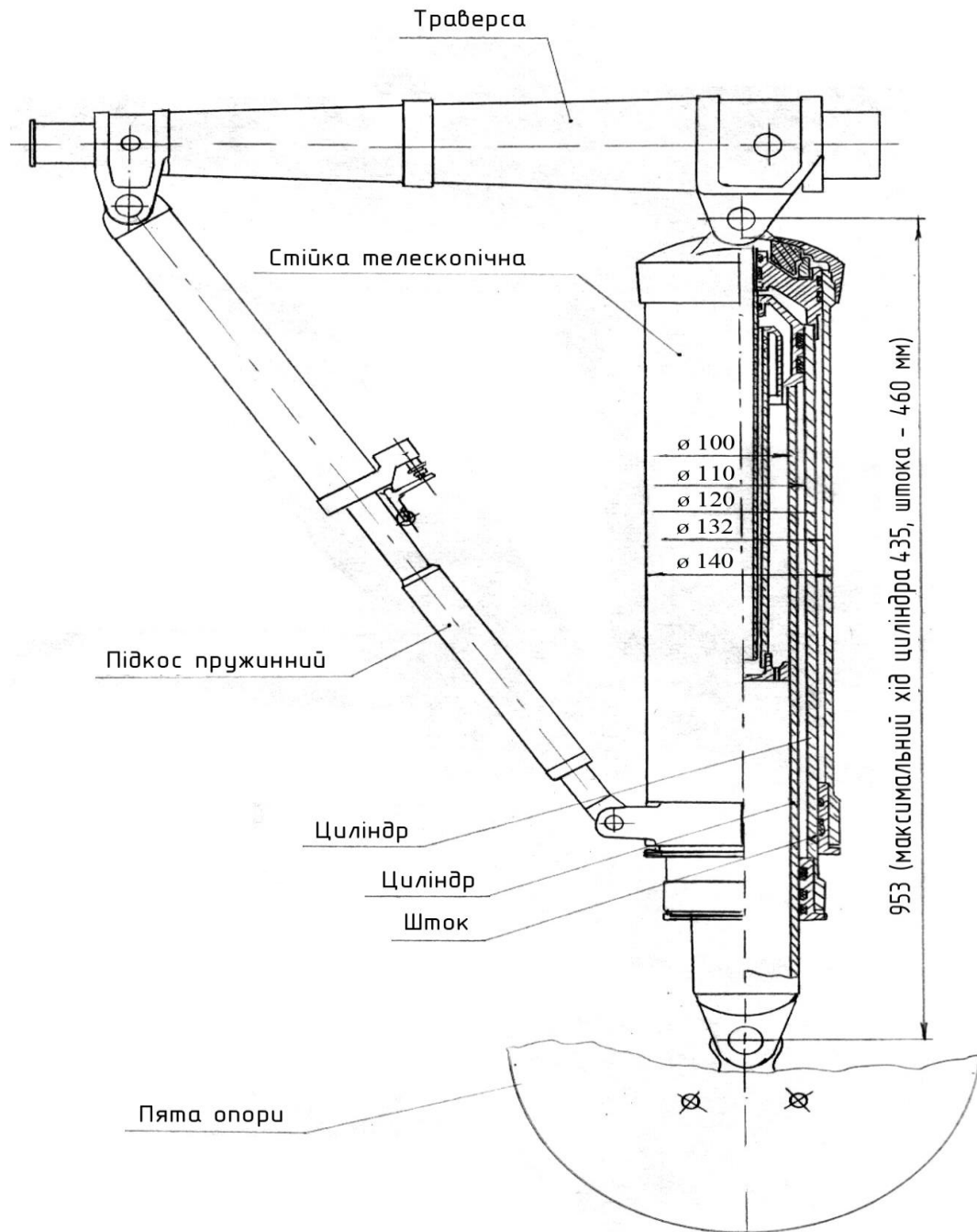
$$\sigma_{кр} = \xi \times \sigma_{пр} = 0,35 \times 9000 = 3150 \text{ кгс/см}^2 \text{ (315 МПа)}.$$

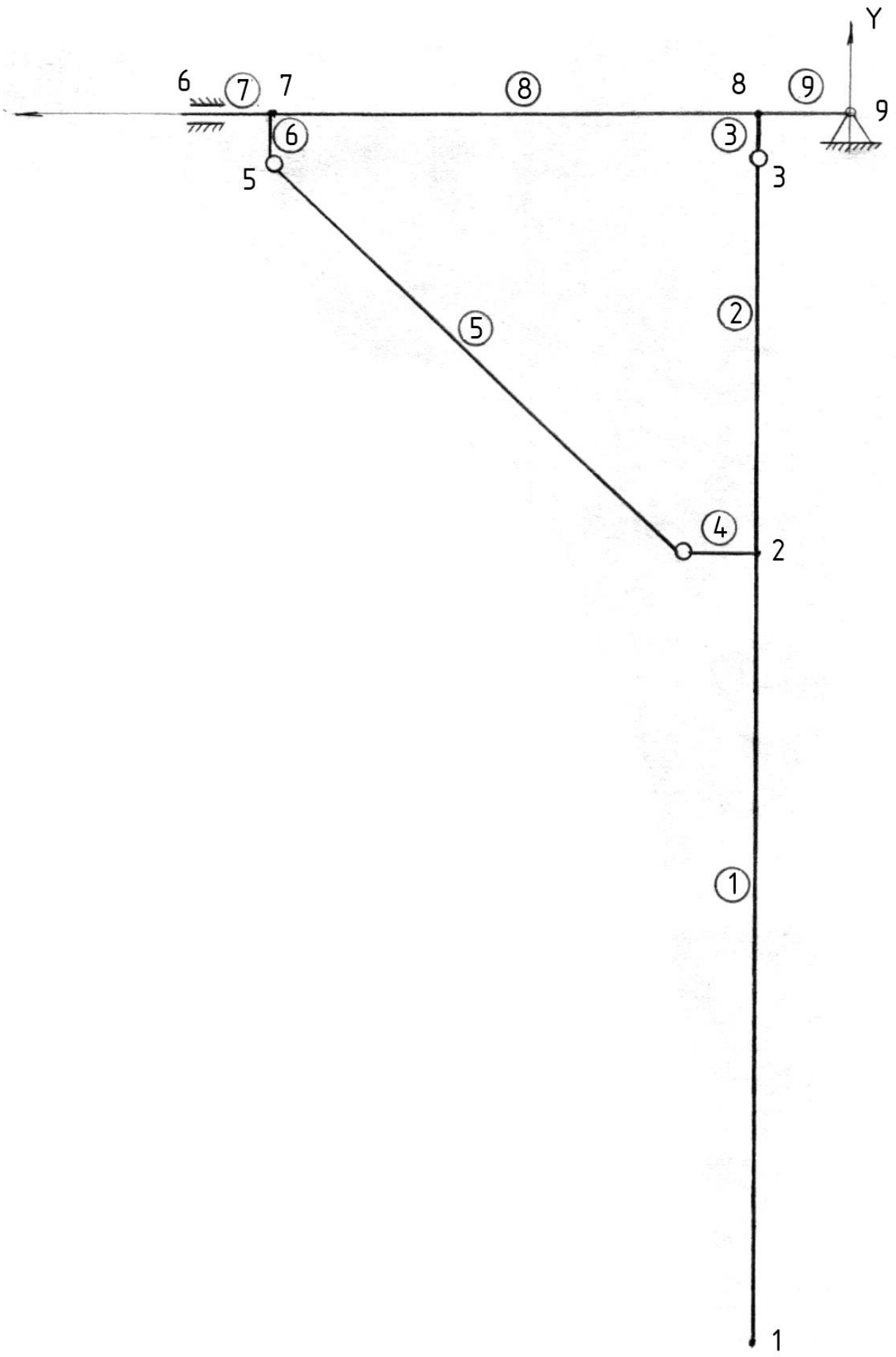
Визначаємо діючу напругу:

$$\sigma = P_{ц}^p/F = 2780/4,36 = 640 \text{ кг/см}^2 \text{ (64 МПа)}.$$

Коефіцієнт запасу міцності $\eta > 2$.

На Рис 1.12 наглядно проєктовано схему стійки після вищенаведених розрахунків.





2.1. Розрахункова схема стійки

2.9 Обґрунтування вибору об'єкта та задач дослідження

Об'єкт дослідження – процес регулювання системи допоміжних опор середньомагістрального транспортного літака. Дуже важливо, щоб процес опускання та підйому відбувався достатньо швидко, враховуючи експлуатаційні фактори, та умови навколишнього середовища. Метою даного розділу роботи являється розробка методики визначення основних параметрів допоміжних опор.

Для дослідження заданої мети вирішуються наступні задачі:

1. Вибір та обґрунтування параметрів гідравлічного приводу.
2. Обґрунтування розрахункової схеми допоміжних опор.
3. Розробка математичної моделі допоміжних опор.
4. Уточнення раніше вибраних параметрів системи.

2.10 Математичне моделювання та комп'ютерна модель допоміжної опори

Метою даної роботи є встановлення методу моделювання функціонування агрегатів та побудова характерних залежностей переміщення штоку амортизатора допоміжних опор.

Робота виконується на базі літературних джерел з використанням ПЕОМ в інтегрованому науково-технічному обчислювальному середовищі LMS Imagine.Lab AMESim.

Для опису процесів у окремих елементах та гідравлічних лініях використовуються наступні параметри:

L – довжина трубопроводу, м;

ρ - густина рідини, кг/м³ ;

d – внутрішній діаметр трубопроводу, м;

ν - кінематичний коефіцієнт в'язкості рідини, кг/см² ;

Re – число Рейнольдса:

$$Re = U*d/\nu$$

Дослідження проводиться при розрахункових температурах: мінус 50, мінус 20, 0, і 20 °С Рис. 2.2.

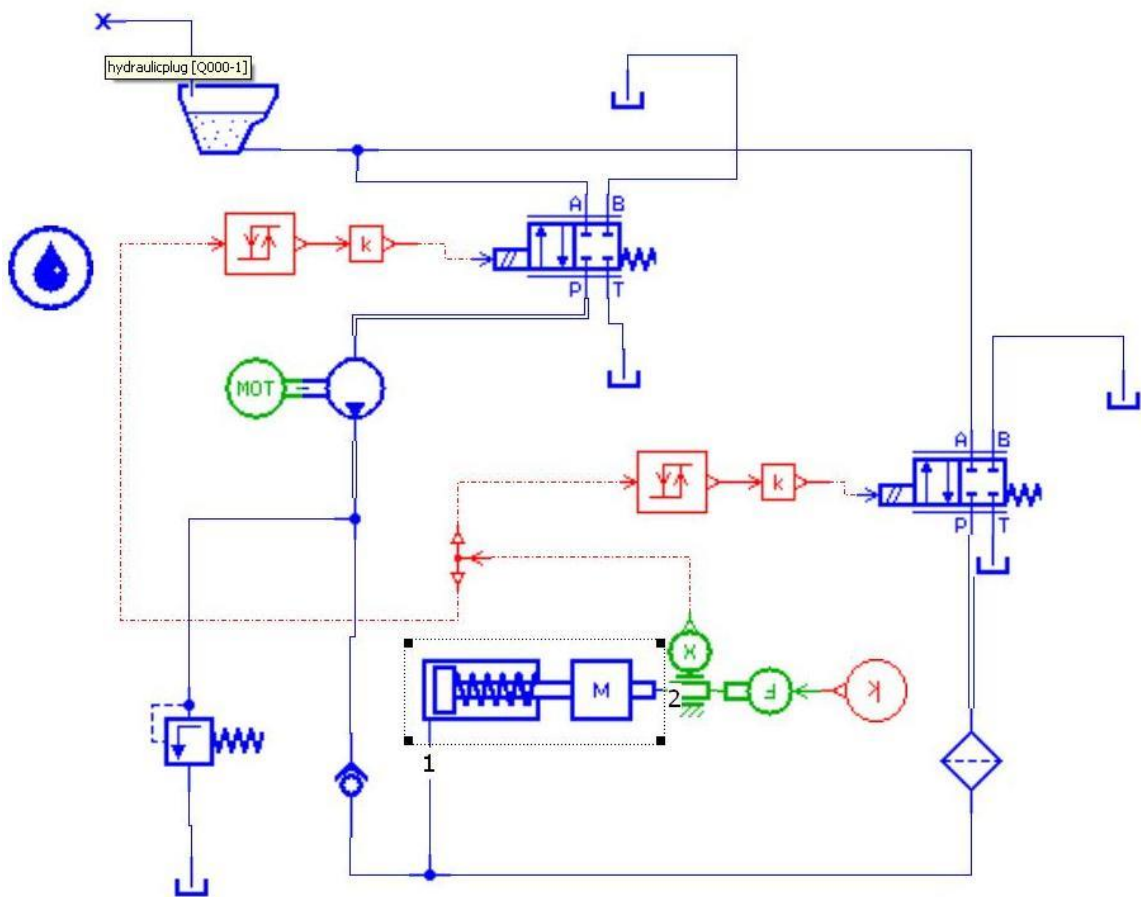


Рис. 2.2. Математична модель системи допоміжної опори

В результаті параметричного аналізу процесів підйому і опускання літака отримані наступні зміни характеристик в системі при зміні:

- навантажень, що діють на штоки циліндрів допоміжних опор;
- температури робочої рідини в системі;
- ходу штока циліндрів допоміжних опор за часом.

2.11 Вплив експлуатаційних параметрів на роботу допоміжних систем

В результаті параметричного аналізу по впливу експлуатаційних параметрів на роботу системи отримано:

1. Залежність часу підйому-опускання від різної злітної маси літака.
2. Залежність часу підйому-опускання від температури робочої рідини.

Позначення кривих на графіку Рис. 2.3, 2.4:

- 1 – при температурі 20 °С;
- 2 - при температурі 0 °С;
- 3 - при температурі -20 °С;
- 4 - при температурі -50 °С.

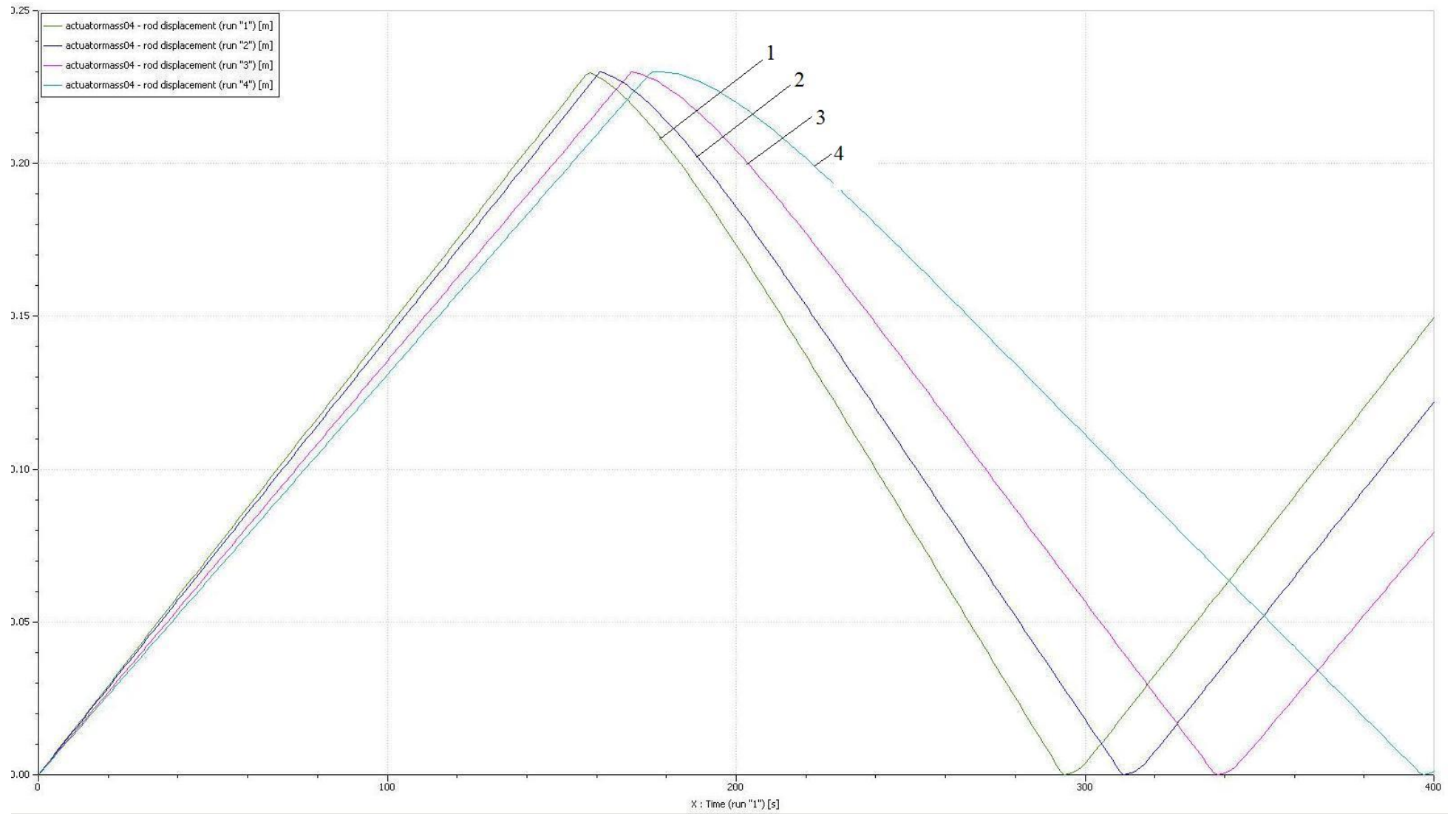


Рис. 2.3. Графік залежності швидкості опускання-підйому від температури (при G=28г)

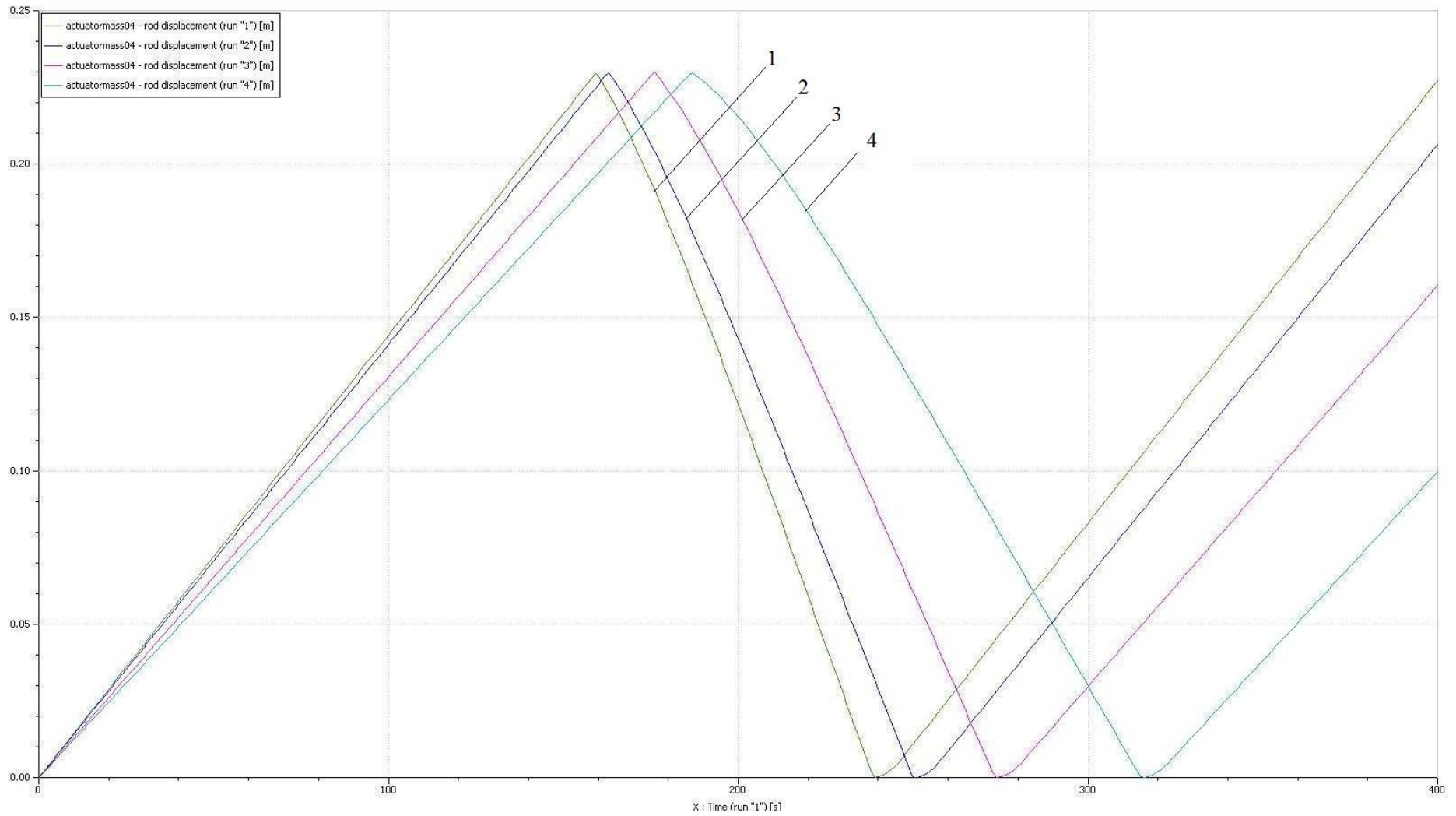


Рис. 2.4. Графік залежності швидкості опускання-підйому від температури (при G=50т)

2.12 Висновки за результатами проведених досліджень

В науково-дослідницькій частині розроблена методика визначення основних параметрів силового приводу допоміжної опори.

Методика передбачає:

1. Обґрунтування схеми допоміжної опори.
2. Розробку математичних моделей окремих гідроагрегатів та гідроліній в інтегрованому науково-технічному обчислювальному середовищі LMS Imagine.Lab AMESim.
3. Уточнення раніше вибраних параметрів системи шляхом вивчення впливу зовнішніх факторів, експлуатаційних параметрів на характеристики системи.
4. З використанням математичних моделей проведений аналіз зовнішніх факторів, що впливають (температура робочої рідини) на характеристики силового приводу (час підйому та опускання) системи вбирання шасі.

РОЗДІЛ 3

Охорона праці

3.1. Перелік небезпечних і шкідливих виробничих чинників при технічній експлуатації Ан-70

При виконанні технічного обслуговування АіРЕО літаків на працюючих можуть впливати наступні небезпечні і шкідливі виробничі чинники:

— рухомі самохідні і переміщувані вручну машини, механізми та пристосування для провадження робіт - аеродромні електричні джерела живлення обладнання літаків і запуску двигунів, аеродромні киснево-зарядні станції (АКЗС), комплекти контрольно-перевірочної апаратури для перевірки працездатності АіРЕО, а також їх рухомі незахищені частини;

— рухомі незахищені елементи літаків: стулки відсіків шасі, двері і люки, закрилки, стернові поверхні, передкрилки, спойлери, гальмові щитки, повітряні гвинти;

— рухомі штанги і кронштейни для переміщення електричних проводів і штепсельних роз'ємів аеродромного живлення (ШРАЖ) стаціонарного аеродромного джерела живлення для запуску авіадвигунів;

— рухомі незахищені елементи АіРЕО; важелі, тяги і вали, що обертаються, електромеханізмів, що застосовуються в системі управління літаком і роботою авіадвигунів, крильчатки, що обертаються, вентиляторів обдува АіРЕО, антени, що сканують, радіолокаційних станцій (РЛС);

— рухомі частини планера, що утримуються фіксуючими опорними штангами і спеціальними замками: діелектричні обтікачі антен РЛС, доплерівських вимірювачів, радіовисотомірів і радіокомпасів, кришки люків технічних відсіків і місць установки електромеханізмів, електродвигунів, пожежних балонів;

— рухомі і відкидні кришки та панелі розподільних пристроїв, розподільних коробок і іншого обладнання АіРЕО, а також рухомі панелі автоматів захисту мережі (АЕЗ) і приборні дошки;

- виступаючі елементи АіРЕО літаків: антени, датчики, приймачі повітряного тиску температури зовнішнього повітря;
- осколки, що розлітаються при руйнування судин і приладів, працюючих під тиском стислих газів і рідин; балонів зі стисненим повітрям і киснем, манометрів, стаціонарних та ручних вогнегасників;
- ударна хвиля при вибуху піротехнічних пристроїв, кисневих балонів і судин, що працюють під тиском, а також при вибуху в гермокабіні при її насиченні киснем;
- падаючі вироби, інструменти і матеріали при роботах на висоті під час технічного обслуговування високо розташованих агрегатів та обладнання АіРЕО, в тому числі із застосуванням механізованих підйомників;
- гострі кромки обладнання і кінці контрольного дроту при демонтажі агрегатів АіРЕО;
- хімічні речовини — токсичні, дратуючі, сенсibiliзуючі, канцерогенні, мутагенні (що впливають на репродуктивну функцію), що містяться в обладнанні або застосовуються при технічному обслуговуванні АіРЕО: спирт, каніфоль, клеї, лаки, фарби, розчинники, ядохімікати при очищенні і мийці планера та АіРЕО після авіахімічних робіт (АХР), і які проникають в організм через органи дихання, шлунково-кишковий тракт, шкіряні покривала та слизові оболонки;
- підвищена температура поверхні обладнання: електроінструмента, електромеханізмів та електромашин;
- знижена температура повітря і поверхонь обладнання при виконанні технічного обслуговування АіРЕО в умовах від'ємних температур;
- підвищений рівень вібрації, ультра- і інфразвуку при роботі силових установок літака та агрегатів АіРЕО; а також рухомі панелі автоматів захисту мережі (АЕС) і приладні дошки;
- підвищене значення напруги постійного і змінного струму електричних мереж АіРЕО, замикання яких може статися через тіло людини; електрична дуга при короткому замиканні;

- підвищений рівень електромагнітних випромінювань при технічному обслуговуванні і перевірці працездатності радіоустаткування літаків;
- підвищений рівень іонізуючого випромінювання в робочій зоні при обслуговуванні приладного обладнання літаків;
- відсутність або нестача природного і штучного освітлення при виконанні робіт в технічних та багажних відсіках, в підпольному просторі літака і в гондолах шасі;
- патогенні мікроорганізми (бактерії, віруси, тощо) і продукти їх життєдіяльності на джгутах електропроводки в розподільних пристроях, в кисневих та протидимних масках;
- фізичні перевантаження при технічному обслуговуванні АіРЕО на високо розташованих частинах літака і у важкодоступних місцях технічних відсіків, при зйомці, установці та транспортуванні вручну агрегатів і блоків АіРЕО.

3.2. Законодавчі та нормативно-правові акти охорони праці

Інформаційною, нормативно-правовою базою, що регламентує порядок функціонування охорони праці, служать державні стандарти, положення, інструкції, стандарти підприємств (СТП) і інші нормативно-правові акти за допомогою яких можна одержати необхідну й достатню інформацію для прийняття рішень.

Порядок функціонування охорони праці в авіаційній галузі регламентують наступні законодавчі й нормативно-правові акти:

- ГОСТ 12.0.003 – 74 ССБТ «Опасные и вредные производственные факторы»;
- ДСТУ 2293 – 99 «Охорона праці. Терміни й визначення»;
- Правила технічної експлуатації електроустановок споживачів і правила технічної безпеки при експлуатації електроустановок споживачів;

- ДСТУ 12.1. 019 - 2017. ССБТ «Електробезпе́чність. Загальні вимоги й номенклатура видів захисту»;
- ДСТУ 12.1. 004 - 91. ССБТ «Пожежна безпека. Загальні вимоги»;
- ДСТУ 12.1.044-89. ССБТ «Протипожежна безпека речовин і матеріалів. Номенклатура показників і методи їхнього визначення»;

3.3. Інженерно - організаційні рішення по запобіганню можливого впливу небезпечних і шкідливих виробничих факторів на працюючого

Для запобігання можливого впливу перерахованих шкідливих і небезпечних виробничих факторів на працюючий персонал у дипломному проекті передбачено:

а) Строге дотримання правил і техніки безпеки при експлуатації, технічному обслуговуванні та ремонті системи керування опорами допоміжними. Передбачено систему блокування мимовільного спрацьовування системи на прибирання - випуск, а також світлова сигналізація (загоряється світлове табло «Прекр. погрузку» якщо кут нахилу опори в поздовжньому напрямку стає більшим ніж 4^0).

б) У системі керування опорами допоміжними для запобігання вибуху ємностей, що працюють під тиском, штокових порожнин опор допоміжних (передбачена установка в системі запобіжних клапанів, що спрацьовують при досягненні критичного значення тиску (260 кг/см^2) у штокових порожнинах опор допоміжних. У системі встановлений редуктор, який знижує тиск, що надходить від гідросистеми літака до 150 кг/см^2).

в) Випробування системи керування опорами допоміжними на міцність і герметичність повинне виконуватися в повній відповідності з діючими нормами й правилами випробувань ємностей, що працюють під тиском. Випробування передбачено робити на спеціальних стендах, у спеціально обладнаних приміщеннях. Щоб запобігти впливу шуму на працюючий персонал, що виникає в процесі випробувань системи, рекомендується

виконувати випробування системи в цілому (або окремих її агрегатів) у спеціальних звукоізолюючих блоках.

г) Для запобігання перекидання літака на хвіст при завантаженні - вивантаженню важких вантажів і самохідної техніки, передбачено в системі керування опорами допоміжними використання системи кінцевих мікрореле, що утворюють систему блокування мимовільного прибирання - випуску (укорочування - подовження) опор допоміжних під час завантаження. Прибрати опору можливо тільки після її укорочування. Керування опорами допоміжними здійснюється з пульта керування за допомогою трипозиційних перемикачів натискного типу, що фіксуються в проміжному (нейтральному) положенні, що запобігає мимовільному спрацюванню системи.

д) Щоб уникнути можливого впливу на робочий персонал токсичних і шкідливих речовин при експлуатації, технічному обслуговуванні й ремонті системи керування опорами допоміжними передбачені наступні міри:

--заміна шкідливих речовин, використовуваних у виробничих процесах, найменш шкідливими (використання як робочої рідини АМГ-10, замість більше токсичних НГЖ-4, Skidrow);

--застосування персоналом засобів індивідуального захисту;

--спеціальна підготовка й інструктаж робочого персоналу;

--застосування прогресивних технологій виробництва (замкнутий цикл, дистанційне керування й контроль);

--проведення попередніх і періодичних медичних оглядів осіб, що мають контакт зі шкідливими речовинами.

е) При експлуатації, технічному обслуговуванні й ремонті гідравлічної частини системи керування опорами допоміжними передбачене строге дотримання правил техніки безпеки й технології виконання робочих процесів. Передбачено виготовлення трубопроводів, ліній високого тиску з високоміцної нержавіючої сталі 12Х18Н10Т, а трубопроводи ліній низького тиску виготовляються з алюмінієвого сплаву АМ-2М. В системі передбачена

установка запобіжного клапана, що спрацьовує при критичному значенні тиску в порожнині циліндра (260 кг/см^2), що запобігає руйнуванню циліндра від надлишкового тиску.

3.4. Розрахунок заземлення Ан-70 на стоянці при технічному обслуговуванні або заправці

У разі накопичення статичної електрики на поверхні літака або заправного засобу можливе виникнення пожежі, що може привести до пошкодження літака або заправного засобу, а також до поразки електричним струмом персоналу і виходу з ладу устаткування. Для запобігання цьому обов'язковою вимогою до процесу заправки є наявність і застосування заземлення Рис.3.1.

У цьому розділі приведений розрахунок заземлення, виконаного у вигляді сталевих стрижнів (труб) діаметром $d=38\dots50 \text{ мм}$ і довжиною $l=2\dots3 \text{ м}$ або сталевих куточків $50 \times 50 \times 5 \text{ мм}$, які забиваються в землю на глибину $0,5, 0,8 \text{ м}$ від верху стрижня або куточка до поверхні землі.

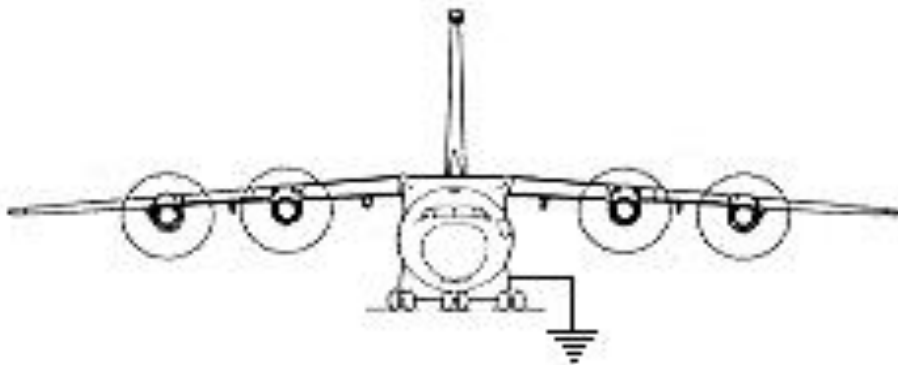


Рис 3.1. Схема заземлення літака

Опір одиночного стрижня (труби) заземлення (Ом)

$$R_{cm} = 0,336 \frac{\rho}{l} \left(\lg \frac{2l}{d} + \frac{1}{2} \lg \frac{4H+l}{4H-l} \right);$$

де: ρ - питомий опір ґрунту, Ом·м

$$\rho = \rho_{зм} \cdot k_c;$$

k_c – коефіцієнт сезонності;

l – довжина стрижня, м;

d – діаметр стрижня (сурми);

H – відстань від поверхні землі до половини довжини стрижня, м:

$H=H_0+0,5l$; H_0 – глибина, на яку забивають стрижень в землю.

Для сталевих смуг перетином не менше 100 мм і завтовшки 4 мм, які кладуть в землю паралельно поверхні на глибину 0,5...0,8 м опір (Ом) розтікання струму від смуги визначають по формулі:

$$R_{пол} = 0,366 \frac{\rho}{l_1} \cdot \lg \frac{2l_1}{6H_0};$$

де: l_1 – довжина смуги, м;

$l_1 = na$;

n – кількість стрижнів;

a – відстань між стрижнями.

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

Число заземлювачів визначають по формулі:

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

де r_n – нормований опір заземляючого пристрою, Ом;

$\eta_{ст}$ – коефіцієнт використання одного заземлювача.

Опір прямокутного контурного заземляючого пристрою із стрижньових заземлювачів з з'єднувальними смугами рівний:

$$r_{кз} = \frac{R_{ст} \cdot R_{пол}}{R_{ст} \cdot \eta_{пол} + nR_{пол} \cdot \eta_{ст}}$$

де n – число заземлювачів.

За початковими даними з табл. 3.1 розраховуємо опір контурного заземляючого пристрою.

Таблиця 3.1

Початкові дані:

| Питомий опір ґрунту, $\rho_{\text{зм}}$, Ом*м | Коефіцієнт збільшення питомого опору, K_c | Що заземляють сталеві труби | | | Сталева смуга (ширина), м | Коефіцієнт використання одного заземлення | | Норма опору контура заземлення $r_{\text{кз}}$, Ом |
|--|---|-----------------------------|------------------|----------------------------|---------------------------|---|-------------------------|---|
| | | Довжина, l , м | Діаметр, d , м | Глибина залягання, H , м | | $\eta_{\text{ст}}$ | $\eta_{\text{підлога}}$ | |
| 250 | 1,5 | 3,0 | 0,05 | 2,0 | 0,04 | 0,75 | 0,65 | 10 0 |

Якщо $n = 2$, то $l_1 = a = 1$,

$n > 2$, то $l_1 = n \cdot a = n \cdot 1$.

$$\rho = 250 \cdot 1,5 = 375 \text{ Ом} \cdot \text{м}$$

$$R_{\text{ст}} = 0,366 \cdot \frac{375}{2,5} \cdot \left(\lg \frac{2 \cdot 2,5}{0,05} + \frac{1}{2} \lg \frac{4 \cdot 2 + 3}{4 \cdot 2 - 3} \right) = 125,07 \text{ Ом}$$

$$H_0 = 2 - 0,5 \cdot 3 = 0,5 \text{ м}$$

$$n = 125,07 / 100 \cdot 0,5 = 2,507; \text{ приймаємо } n = 3$$

$$l_1 = a = 1 = 3,0 \text{ м}$$

$$R_{\text{пол}} = 0,366 \cdot \frac{375}{3,0} \cdot \lg \frac{2 \cdot 3^2}{0,04 \cdot 0,5} = 84,75 \text{ Ом.}$$

Опір прямокутного заземляючого пристрою:

$$r_{\text{кз}} = \frac{125,07 \cdot 84,75}{125,07 \cdot 0,65 + 2 \cdot 84,75 \cdot 0,75} = 50,959 \text{ Ом}$$

3.5. Пожежна й вибухова безпека

Розділ виконаний відповідно до ДСТ 12.1.004 - 91. У дипломному проєкті передбачене проведення ряду мір, спрямованих на забезпечення пожежної й вибухової безпеки системи керування опорами допоміжними. Передбачене: виконання системи з рядом конструктивних особливостей, що забезпечують безпеку системи в пожежному відношенні; підбір вибухобезпечної робочої рідини; найсуворіше виконання інструкції з техніки безпеки при стендових випробуваннях системи керування опорами допоміжними.

Звичайна причина виникнення пожежі на повітряному судні - загоряння витоків займистих рідин. Основними засобами запобігання пожежі служать: ретельне дренування рідини із ПС, як у польоті, так і на землі; забезпечення вентиляції, що веде до збідніння паливо - повітряної суміші, а також ізоляція, по можливості, потенційних джерел запалювання.

3.6. Інструкція щодо забезпечення безпеки праці під час експлуатації авіаційної техніки на аеродромі

Вимоги, що регламентують забезпечення безпечного виконання робіт під час експлуатації авіаційної техніки викладені в “Правилах інженерно-авіаційного забезпечення державної авіації України”, затверджених наказом Міністерства оборони України від 06.07.2016 № 343, стандартах системи безпеки праці та іншій нормативно-технічній документації, що регламентує техніку безпеки при проведенні робіт.

Під час виконання робіт на авіаційній техніці і засобах технічного обслуговування персонал повинен знати та суворо дотримуватись вимог безпеки. Винні в порушенні вимог безпеки несуть відповідальність згідно з вимогами чинного законодавства.

Організація заходів безпеки під час виконання робіт на авіаційній техніці і засобах технічного обслуговування регламентами технічного обслуговування, технологічними картами, збірниками заходів безпеки під час експлуатації та ремонту авіаційної техніки та іншими чинними нормативно-правовими актами.

Відповідальними за забезпечення безпеки та норм виробничої санітарії є начальники, у підпорядкуванні яких постійно або тимчасово перебуває персонал, що виконує роботи з експлуатації, ремонту авіаційної техніки і засобах технічного обслуговування. Перед початком роботи на повітряному судні потрібно переконатися особисто в належній організації заходів безпеки на повітряному судні.

За дотримання заходів безпеки під час виконання робіт на авіаційній техніці є відповідальним особисто кожен виконавець.

Робочі місця залежно від характеру робіт, що виконуються, і небезпечні зони повинні бути обладнані загальними або індивідуальними, постійними або тимчасовими інструкціями, знаками та загородженнями безпеки.

За своєчасне попередження всіх осіб, які знаходяться в небезпечних зонах (біля або усередині повітряного судна, приміщення), виставлення та зняття тимчасових загороджень і знаків безпеки є відповідальним керівник робіт. Команди попередження про небезпечні дії повинні подаватися у спосіб, що гарантує їх отримання всіма спеціалістами, які знаходяться в небезпечних зонах, як усередині, так і поза повітряного судна (приміщенням).

Навчання безпечним прийомам і методам роботи повинно проводитись у всіх установах (організаціях) незалежно від характеру і ступеня небезпеки технологічного процесу, а також кваліфікації та стажу осіб, які працюють на такій посаді.

Інструктажі щодо заходів безпеки залежно від характеру, мети, місця і часу проведення поділяються на первинний, повторний та позаплановий. Про проведення зазначених інструктажів здійснюються записи в контрольному аркуші проведення інструктажу з техніки безпеки.

Перед початком робіт персонал повинен бути ознайомлений з характером та умовами виконання робіт і заходами безпеки. Інструктаж проводить начальник (старший групи), який безпосередньо керує виконанням робіт.

Допуск спеціалістів до виконання допоміжних операцій під час виконання робіт на АТ, а також до стажування на АТ здійснюється після перевірки знань ними правил безпеки.

У дипломному проекті передбачене виконання системи керування опорами допоміжними з рядом конструктивних особливостей, спрямованих на забезпечення пожежної й вибухової безпеки системи:

--електричні компоненти, які використовуються в зонах можливих витоків робочої рідини відповідають вимогам по пожежній і вибуховій безпеці, обумовленим по ДО-160С або П.8.1. ЗНЛГС-3. А також вони не можуть бути джерелом запалювання в результаті іскріння, тому що, температура їх поверхні нижче, ніж температура самозапалювання рідини;

– між трубопроводами з робочою рідиною й електричною проводкою витримана максимально можлива відстань (для запобігання іскріння між електричною проводкою й металевими трубопроводами);

– зона розміщення системи керування опорами допоміжними добре вентильована, що збіднює паливо - повітряну суміш;

– джерела можливих витоків рідини зі штокових порожнин опор допоміжних запобігають шляхом установки двох ущільнювальних кілець на кожному штоці;

– у справній системі повністю відсутні умови для запалення робочої рідини АМГ-10, (внутрішні порожнини всіх агрегатів системи заповнені рідиною повністю, а температура поверхонь, з якими стикається рідина менше температури самозапалювання робочої рідини);

– передбачено не розташовувати трубопроводи системи у відсіках, де робоча рідина може попадати на гарячі деталі, здатні викликати самозапалювання.

У випадку виникнення пожежі передбачено її гасити за допомогою широко застосовуваних вогнегасників ОВП-100.

Висновок:

При розрахунку заземлення визначили, що опір одиночного стрижня заземлювача $R_{ст} = 125,07 \text{ Ом}$, сталевий смуги $R_{пол} = 143,83 \text{ Ом}$. Отримані значення більше нормованого значення $r_n = 100 \text{ Ом}$. Тому в нашому випадку необхідно виконати заземлення з двох стрижнів, сполучених між собою сталевією смугою і розташованих один за іншим на відстані, рівній довжині стрижня. При цьому опір прямокутного контура виходить $r_{кз} = 51 \text{ Ом}$, що менше нормованого значення. Аналізуючи конструктивні особливості, передбачені при проектуванні системи, властивості робочої рідини, можна зробити висновок про те, що спроектована система є безпечною в пожежному відношенні.

РОЗДІЛ 4

Охорона навколишнього середовища

4.1 Вплив авіаційної техніки на літосферу

Авіаційний транспорт на сьогоднішній день є одним із найбільших забруднювачів навколишнього середовища і тому необхідний аналіз науково-методичних підходів та практичних рекомендацій до оцінки впливу авіаційної техніки на навколишнє середовище з метою формування в Україні механізму екологізації авіатранспортних процесів.

Вплив авіаційної техніки на довкілля поділяється на види – фізичний і хімічний.

До групи фізичних факторів відносяться:

- 1) метеорологічні фактори (температура, вологість і швидкість руху повітря);
- 2) світлотехнічні фактори (освітленість);
- 3) бароакустичні фактори (атмосферний тиск, шуми);
- 4) радіаційні фактори (іонізуючі, теплові та радіочастотні випромінювання);
- 5) електромагнітні фактори (електричні і магнітні поля);
- 6) механічні фактори (прискорення, вібрації).

Класифікація хімічних чинників містить в собі шкідливі домішки повітря:

- гази;
- пари;
- аерозолі.

Сучасний парк літаків має газотурбінні двигуни, які працюють на авіакеросині. Головна маса відпрацьованих газів викидається безпосередньо у повітряному просторі на відносно великій висоті, при високій швидкості і лише невелика частка – у безпосередній близькості від аеродромів та населених пунктів.

Основними компонентами, які забруднюють довкілля є:

- окис вуглецю;
- неспалені вуглеводні;
- окиси азоту;
- сажа.

На режимах малого газу та при русі по рулівних доріжках, при заході на посадку у відпрацьованих газах суттєво збільшується вміст окису вуглецю і вуглеводів, але при цьому зменшується кількість окису азоту. В режимі сталого польоту, коли двигуни працюють без перевантаження на 35-50% своєї потужності з оптимальними параметрами, вміст окису вуглецю та вуглеводів зменшується, але збільшуються викиди окисів азоту. Найбільші викиди сажі та димлення відбувається при зльоті та наборі висоти, коли двигуни працюють з перевантаженням в 1,1-1,2 рази відносно своєї номінальної потужності і, як правило, на збагаченій паливній суміші.

Повітряний транспорт сприяє виснаженню запасів озону там, де він абсолютно необхідний, і створює його підвищені концентрації там, де він не потрібен і навіть шкідливий. Причому озон, що утворюється в приземному шарі атмосфери, далеко не компенсує його загальних втрат, оскільки негайно вступає у фотохімічні реакції.

Оксиди азоту, що потрапляють в атмосферу, також здатні викликати кислотні дощі і самі по собі є токсичними речовинами. Азотна кислота, що утворюється в результаті взаємодії NO_2 з водою, є сильним корозійним агентом. Також NO_2 грає не останню роль при утворенні фотохімічного смогу у приземному шарі атмосфери.

У значних концентраціях NO_2 подразнює нижній відділ дихальної системи, особливо легеневу тканину, погіршуючи тим самим стан людей, які страждають на астму, хронічні бронхітами і емфіземою легенів. NO_2

підвищує схильність до гострих респіраторних захворювань, наприклад пневмонії.

Що стосується водяної пари, то більша його частина викидається дозвуківими повітряними судами в тропосферу, звідки вони швидко, протягом 1-2 тижнів, виділяються у вигляді опадів.

Менша частина водяної пари викидається в нижні шари стратосфери, де вони можуть накопичуватися у великих концентраціях. Оскільки водяний пар є «парниковим» газом, таке збільшення його концентрації сприяє нагріванню поверхні землі.

Далі, з розвитком глобального моніторингу безсумнівний інтерес будуть представляти розсіюючі властивості сліду, тим більш яскраво виражені, чим більше в ньому міститься аерозолів. У зв'язку з цим слід зазначити, що авіаційна галузь може розглядатися не тільки як об'єкт пильної екологічної уваги, але і як інструмент інспекційної системи.

В останні роки у дозвуківій авіації приділяється увага дослідженням еволюції сполук сірки. Такі частки можуть бути причиною утворення висотних хмар, що змінюють тепловий баланс Землі. Напряму впливу вихлопних забруднювачів авіаційної техніки істотно залежать від напрямку і швидкості потоків повітряних мас. Серед фізичних характеристик атмосфери, що впливають на роботу авіаційного транспорту, вітер займає особливе місце. Характеристика вітру повинна враховуватися при організації, плануванні і виконанні польотів, так як вона впливає практично на всі навігаційні елементи, а також при оцінці впливу повітряних суден на навколишнє середовище.

З усього комплексу метеорологічних показників найбільш істотний вплив на злітно-посадочні дані авіатехніки мають швидкість і напрям вітру. Тому на всіх аеродромах злітно-посадкові смуги розмістилися з урахуванням напрямів вітру в цьому районі.

Негативна дія різних авіаційних джерел шуму, в першу чергу, здійснюється на операторів, інженерів та техніків виробничих підрозділів.

Так історично склалося, що аеродроми розташовані поблизу густозаселених районів міста. Тому з ростом міст та інтенсифікацією авіатранспортних процесів постає серйозна проблема співіснування міста та аеродрому. Населення авіаміста та розташованих поблизу селищ відчувають шум від літаків, що пролітають. У меншій мірі відчувають шум персонал аеропортів, авіапасажири та відвідувачі.

Крім шуму, авіаційна техніка призводить до електромагнітного забруднення середовища. Його викликає радіолокаційна та радіонавігаційна техніка аеродрому та літаків. Радіолокаційні засоби створюють електромагнітні поля великої напруги, які представляють реальну загрозу для людей. Дія електромагнітних хвиль на живі організми складна і недостатньо вивчена. Взаємодіючи з організмами, електромагнітні хвилі частково відбиваються, а частково поглинаються і розповсюджуються в них. Ступінь впливу залежить від величини поглинання енергії тканинами організму, частоти хвиль та розмірів біооб'єкта.

Авіаремонтні заводи та аеродроми із спецавтотранспортом є найбільш інтенсивними джерелами забруднення природної води. Стічні води авіаремонтних підприємств та аеродромів складаються з виробничих і господарсько-побутових стічних вод та поверхневих стоків. Кількість стічних вод і їх склад змінюються протягом доби, тижня, місяця. Для ряду виробничих процесів характерний залповий скид сильно концентрованих стічних вод. Найбільшу небезпеку для водних об'єктів становлять стоки з території аеродрому: передангарного та доводневого майданчиків, складів паливо-мастильних матеріалів, майданчиків для миття. Поверхневі стоки з територій транспортних підприємств містять рідкі нафтопродукти, залишки миючих, дезинфікуючих, антиобмерзаючих і протиожеледних реагентів, формувальних сумішей, розчинів, використовуваних у металообробці, відпрацьовані електроліти акумуляторних батарей, продукти руйнування штучних покриттів і зносу шин. Атмосферні опади,

потоки дощових та талих вод також поглинають частину димових газів котелень, шкідливих викидів авто - та авіатранспорту, які осідають на аеродромі.

У пришляховому просторі при зльоті літака приблизно 50 % викидів у вигляді мікрочастинок відразу розсіюється на прилеглих до аеродрому територіях. Нагромадження забруднюючих речовин у пришляховій смузі призводить до забруднення екосистем і робить ґрунти на прилеглих територіях непридатними до сільськогосподарського використання.

Токсичні забруднюючі речовини з пересувних і стаціонарних джерел поділяються за ступенями небезпеки на 4 класи:

- 1) надзвичайно небезпечні (тетраетилсвинець, свинець, ртуть та ін.);
- 2) високо небезпечні (марганець, мідь, сірчана кислота, хлор та ін.);
- 3) помірно небезпечні (ксілол, метиловий спирт та ін.);
- 4) малонебезпечні (аміак, бензин паливний, гас, оксид вуглецю, скипидар, ацетон та ін.).

Вилучення земель для потреб повітряного транспорту відбувається при будівництві аеродромів і аеропортів, і якщо в 30-х рр.. середній аеропорт займав площу 3 км², то сучасні аеропорти розміщуються на території 25-50 км². Природно, що ці площі покриті асфальтом і бетоном, і порушення природних кругообігів поширюються на багато кілометрів навколо.

Ґрунт навколо аеропортів забруднений солями важких металів і органічними сполуками (хром, нікель, марганець, цинк, залізо, нафтопродукти, етиленгліколь) в радіусі до 2 - 2,5 км. В осінньо-зимовий і весняний періоди проводяться антикригові обробки авіаційної техніки і видалення сніжно - льодових відкладень з штучного покриття аеродромів. При цьому застосовуються активні протиобліднювальні препарати і реактиви, що містять аміачну селітру, поверхнево - активні речовини, які також потрапляють в ґрунт.

На аеродромах накопичуються різні тверді і рідкі відходи виробництва і споживання. Нажаль, на організованих звалищах, куди вивозяться відходи, менше 20% площ підготовлені для їх розміщення, і відсутня технологія сортування сміття.

Не можна залишити без уваги фауну, адже на тварин експлуатація повітряних суден також має негативний вплив.

Розрізняють три аспекти впливу авіації на тварин:

1. Пряма загроза життю тварин. Територія аеропортів та аеродромів має бути обгороджена для обмеження доступу тварин на злітно-посадкові смуги. Але найбільша робота повинна проводитися щодо забезпечення орнітологічної безпеки польоту. ІКАО щорічно реєструє близько 5400 зіткнень повітряних суден з птахами. Орнітологи працюють щодня, застосовуючи стандартні шумові відлякувачі, відтворюють тривожні крики різних видів птахів. Вчені стежать і за територією навколо аеропорту: доводиться регулярно вирубувати кущі, де гніздяться дрібні птахи, осушувати болота і ставки, де можуть селитися качки і кулики, на території аеропортів забороняється висаджування будь-яких дерев. Це важливо, звичайно в першу чергу, для забезпечення безпеки польотів авіаційних суден, а й також для запобігання загибелі птахів.

2. Гнітючу дію на тварин (наприклад, шумового фактора). Шумовий чинник породжує нестійкий розвиток живих організмів, виступаючи як пригноблюючий чинник. На територіях, прилеглих до аеропортів, через шум порушуються основні процеси життєдіяльності багатьох тварин (харчування, розмноження і т.д.) Дистанція залякування може поширюватися на 40-50 км від аеропорту.

3. Зменшення середовища перебування тварин. Сучасний аеропорт може займати площу 40-50 км². Природно на його території порушується рослинно-грунтовий покрив, пригнічується розвиток тварин у ґрунтовому профілі, вирубується і санітарна зона. Ареал розповсюдження тварин зменшується. Якщо аеропорт знаходиться в лісовій зоні або залісених

території, особливу негативний вплив виявляється на рослинний світ. Велика територія звільняється від деревних насаджень, зменшується площа лісів.

Теплова енергія авіаційного палива, що згоріло, нагріває повітря, що сприяє глобальному потеплінню.

Вібраційне забруднення навколишнього середовища, що виникає, перш за все при посадці повітряного судна, піддаються не тільки працівники авіаційної галузі, але і пасажери, які знаходяться на борту, серед яких діти, жінки, літні й навіть хворі люди.

4.2 Викиди шкідливих речовин з авіаційних двигунів

Розглянемо забруднювачі довкілля, які утворюються під час горіння гасу. Продукти горіння гасу містять вуглекислий газ, водяну пару, азот, оксид вуглецю CO, різноманітні вуглеводні C_xH_y, оксиди азоту (переважно NO, NO₂), оксиди сірки, тверді частки вуглецю у вигляді сажі, яка утворюється при неповному згорянні гасу у вихідному соплі авіаційного двигуна, а також деякі інші речовини у невеликих кількостях.

Також з повітряних суден можливі викиди вихідного палива, які можуть бути не тільки в аварійній ситуації, але і при нормальній експлуатації, в процесі продувки або спорожнювання дренажних ємностей, після невдалого запуску двигуна перед початком польоту або після вимкнення двигуна після закінчення польоту.

Навмисний викид палива в атмосферу при невдалому запуску двигуна заборонений.

Виконання цієї вимоги підтверджується поданням відповідно сконструйованої замкнутої дренажної системи.

Відповідно до сучасних уявлень зона впливу відходів авіаційних двигунів, що забруднюють довкілля, в районі аеропорту обмежена зоною аеропорту, де проходять наземні операції з повітряним судном, набір висоти до 1 км після зльоту та зниження з висоти 1 км перед приземленням.

Для найбільш поширеного в сучасній цивільній авіації типу авіаційного двигуна – ТРДД виділяють п'ять основних режимів роботи, тривалість яких відповідає максимальній тривалості режимів, що складають середнє значення тривалості цих режимів для найбільш завантажених аеропортів світу. Режими роботи авіаційного двигуна наведені в таблиці 4.1.

Таблиця 4.1 Режими роботи авіаційного двигуна

| Номер режиму | Найменування режиму | Відносна тяга, \bar{R} | Тривалість режиму t, хв |
|--------------|---|-----------------------------|-------------------------|
| 1 | Холостий хід і руління перед злетом (режим малого газу) | 0,07 | 15 |
| 2 | Зліт | 1 | 0,7 |
| 3 | Набір висоти | 0,85 | 2,2 |
| 4 | Захід на посадку | 0,3 | 4 |
| 5 | Руління після посадки (режим малого газу) | 0,07 | 7 |

Кількісною характеристикою викидів шкідливих речовин з авіаційного двигуна є так званий індекс емісії EI, що визначає кількість викидів шкідливої речовини в кілограмах при спалюванні одного кілограму авіаційного палива.

Максимальні викиди CO та CxHy утворюються при найменших значеннях відносної тяги через те, що на режимах малого газу найменші значення мають температура та тиск повітря в камері згорання, котрі обумовлюють найменшу повноту згорання палива, також на цьому режимі погіршуються умови розпилювання авіаційного палива, що також погіршує повноту його згорання.

При збільшенні відносної тяги викиди CO та CxHy різко зменшуються і на злітному режимі складають 0,1–0,5% від максимальних викидів на режимі малого газу.

Викиди оксидів азоту збільшуються із збільшенням тяги R та сягають максимального значення на злітному режимі.

Викиди з авіаційного двигуна пов'язані з його економічністю. Відомо, що економічність двигуна визначається значеннями параметрів термодинамічного циклу, основними серед яких є температура газу перед турбіною, ступінь підвищення тиску π_k та ступінь двохконтурності.

Підвищення наведених параметрів по мірі вдосконалення двигунів у свою чергу впливає на робочий процес камери згоряння двигуна, та в результаті впливає на рівень викидів шкідливих речовин.

Головним параметром, який визначає викиди оксидів азоту є температура повітря за компресором на вході в камеру згоряння. З підвищенням π_k в перспективних двигунах температура повітря буде підвищуватися, що, у свою чергу, призведе до збільшення викидів оксидів азоту.

Компенсувати підвищення емісії оксидів азоту можна зниженням питомих витрат палива.

4.3. Розрахунок маси викидів та нормування емісії авіаційних двигунів

Норми на викиди шкідливих речовин з авіаційного двигуна визначаються за допомогою прийнятого ІКАО контрольного параметра емісії – відношення маси викидів M за цикл злітно-посадкових режимів до максимальної тяги (M/R0), кг/Н.

Маса M газоподібних токсичних компонентів за цикл злітно-посадкових режимів обчислюється за формулою:

$$M = \sum_i EI_i \times C_{num} \times \bar{R}_i \times R_0 \times t_i$$

де Спит – питомі витрати палива на режимі, (кг/(Н×год)); \bar{R}_i – відносна тяга, що дорівнює відношенню тяги на режимі і до максимальної тяги R_0 ; t_i – тривалість режиму і, год.

Врахувавши вище наведений вираз, можна записати:

$$M / R_0 = \sum_i EI_i \times C_{num} \times \bar{R}_i \times t_i$$

тобто контрольний параметр емісії залежить від індексу емісії та питомих витрат палива на одиницю тяги, що в свою чергу визначається параметрами термодинамічного циклу двигуна – тиском і температурою повітря в камері згоряння, які є газодинамічною функцією ступеня підвищення тиску π_k в компресорі двигуна.

Норми емісії встановлюються для великих магістральних літаків з ТРД та ТРДД, тяга яких перевищує 27 кН. Це пояснюється тим, що літаки з тягою до 27 кН використовують незначну кількість палива у порівнянні з магістральними літаками.

Визначення граничнодопустимих викидів в районі аеропорту передбачає розрахунок маси викидів CO, CxHy, NOx та твердих часток для режимів злітно-посадкового циклу згідно з даними про відносну тягу двигуна на певному режимі роботи, та тривалість роботи на цьому режимі.

Маса викиду кожного компонента визначається сумою мас, які утворюються при наземних режимах M_n (руління перед зльотом та після посадки), а також при злітно-посадкових операціях M_p (зліт, набір висоти, посадка):

$$M = M_n + M_p$$

Маса річних викидів M_n шкідливої речовини при наземних операціях для всіх видів повітряних суден визначається за допомогою виразу:

$$M_{p_n} = \sum_i EI_i \times C_{num} \times \bar{R}_n \times R_0 \times N \times n \times (t_{n1} + t_{n5})$$

де \bar{R}_n – відносна тяга на режимі малого газу; n – кількість двигунів на повітряному судні; N – річна кількість злетів та посадок; t_{n1} і t_{n5} – тривалості першого та п'ятого режимів в годинах.

Маса річних викидів M_{p_n} при злітно-посадкових операціях визначається за формулою:

$$M_{p_n} = Nn \sum_{i=1}^3 W_i T_i,$$

де W_i – масова швидкість емісії компонента, кг/год для i -го режиму – злітного, номінального при наборі висоти, зниження з висоти.

На основі цих розрахунків встановлюються граничнодопустимі викиди за умови, що викиди шкідливих речовин від сукупності всіх джерел в районі аеропорту не будуть створювати приземну концентрацію, що є небезпечною для населення, рослинного та тваринного світу.

4.4 Перспективні методи зниження емісії авіаційних двигунів

Подальше вдосконалення двигунів магістральних літаків буде сприяти зниженню викидів CO та CxHy на одиницю тяги завдяки зниженню питомих витрат палива на режимах малого газу.

Заходи, які спрямовані на підвищення економічності двигуна сприяють зменшенню викидів CO та CxHy, але ніяк не сприяють зниженню викидів NOx без впровадження спеціальних заходів, котрі також не повинні погіршувати експлуатаційні характеристики повітряного судна. Одним з ефективних методів регулювання маси викидів є оптимальний вибір часу перебування палива у зоні горіння, який дозволяє раціонально збалансувати викиди CO, NOx та CxHy. При потрапленні до камери згорання порції дуже багаті суміші значно затягується процес вигорання палива, сприяючи зростанню емісії сажі, CO та CxHy. Присутність в камері згорання багаті суміші може призвести до появи в

кінці зони горіння області з максимальною температурою газу, а отже, з максимальними викидами оксидів азоту.

Для уникнення потрапляння багатї суміші в зону горіння застосовують змішування палива з повітрям за допомогою пневмофорсунок, форсунок з аерацією паливного факела, пристроїв з попереднім випаровуванням палива (в декілька разів зменшуються викиди СО та СхНу, майже відсутня сажа, значно менші викиди оксидів азоту); застосовують двозонні камери згорання; спалювання однорідних за фазою та складом збіднених сумішей (зменшуються викиди оксидів азоту, при цьому не збільшуються викиди СО та СхНу); застосовують каталітичні пристрої (викиди оксидів азоту при цьому зменшуються на два порядки).

Є також експлуатаційні методи зниження емісії шкідливих речовин. Під час руління можна вимкнути частину двигунів, при цьому працюючі двигуни розвиватимуть підвищену тягу, що призведе до зменшення сумарних витрат палива та знизить викиди СО та СхНу.

Також можливе буксирування повітряного судна до злітно-посадкової смуги за допомогою засобів на електричній тязі.

4.5 Нормативні рівні викидів газоподібних речовин

Витяг з додатку 16-2 ІКАО "Емісія авіаційних двигунів"

4.5.1 Види емісії

В цілях сертифікації двигунів повітряних суден здійснюється нормування наступних видів емісії:

- диму;
- газоподібних речовин:
- незгорівших вуглеводнів(НС);
- окси вуглецю(СО);
- окислів азоту(NO_x).

4.5.2 Одиниці вимірювання

При вимірюванні емісії диму результати вимірювання виражаються і повідомляються через число димності (SN).

Маса (D_p) газоподібних забруднюючих речовин HC, CO і NO_x, які виділяються в атмосферу під час стандартного злітно-посадкового циклу (LTO), вимірюються в грамах.

4.5.3 Стандартні умови

4.5.3.1 Атмосферні умови

За стандартні атмосферні умови МСА на рівні моря, за виключенням того, що стандартна абсолютна вологість приймається рівною 0,00634 кг води/кг сухого повітря.

4.5.3.2 Встановлення режимів тяги

Випробування на режимах тяги, достатніх для визначення характерних для даного двигуна рівнів емісії газоподібних речовин і диму, з тим, щоб можна було визначити масу емісії та число димності при роботі двигуна на наступних узгоджених з сертифікуючим органом конкретних значеннях розрахункової тяги (у відсотках) наведені в таблиці 4.2.

Таблиця 4.2 Режими тяги авіаційного двигуна

| Найменування режиму | Відносна тяга, %R |
|-----------------------------------|-------------------|
| Зліт | 100 |
| Набір висоти | 85 |
| Захід на посадку | 30 |
| Руління/режим земного малого газу | 7 |

4.5.3.3 Стандартний цикл емісії при посадці і зльоті (LTO)

В цілях визначення і повідомлення даних про емісію газоподібних речовин стандартний цикл емісії при посадці і зльоті (LTO) відповідає

наступному часу роботи у кожному експлуатаційному режимі наведені в таблиці 4.3.

Таблиця 4.3 Тривалість режимів роботи двигуна

| Найменування етапу | Час роботи, хв |
|-----------------------------------|----------------|
| Зліт | 0,7 |
| Набір висоти | 2,2 |
| Захід на посадку | 4,0 |
| Руління/режим земного малого газу | 26,0 |

4.5.4 Умови випробувань

Під час випробування двигун встановлюється на випробувальному стенді.

Двигун представляє собою типовий зразок сертифікованої конфігурації; відвідні канали для відбору повітря і допоміжні навантаження, які не мають відношення до основної роботи двигуна, не моделюються.

4.5.5 Дим

Нормативне число димності= $83,6 (R) - 0,274$ або величина 50, в залежності від того, яке з цих значень менше.

4.5.6 Емісія газоподібних речовин

Положення використовуються для двигунів з розрахунковою тягою більше 26,7 кН, котрі виготовлені 1 січня 1986 року або пізніше, з урахуванням додаткових вимог у відношенні окислів азоту.

Рівні емісії газоподібних речовин:

визначаються по наступній формулі:

углеводороды (HC): $Dp/R = 19,6$;

окись углерода (CO): $D_p/R = 118$;

окислы азота (NO_x):

а) для двигунів типу або моделі, перший серійний зразок яких виготовлено 31 грудня 1995 року або до цієї дати конкретний екземпляр котрих виготовлено 31 грудня 1999 року або до цієї дати:

$$D_p/R = 40 + 2 \text{ поо};$$

б) для двигунів типу або моделі, перший серійний зразок яких виготовлено після 31 грудня 1995 року і конкретний екземпляр котрих виготовлено 31 грудня 1999 року:

$$D_p/R = 32 + 1,6 \text{ поо};$$

с)) для двигунів типу або моделі, перший серійний зразок яких виготовлено після 31 грудня 2003 року:

1) для двигунів зі ступенем підвищення тиску 30 або менше:

і) для двигунів з максимальною розрахунковою тягою більше 89,0 кН:

$$D_p /R = 19 + 1,6 \text{ поо};$$

іі) для двигунів з максимальною розрахунковою тягою більше 26,7 кН, але не більше 89,0 кН:

$$D_p /R = 37,572 + 1,6 \text{ поо} - 0,2087R;$$

2) для двигунів зі ступенем підвищення тиску більше 30, але менше 62,5:

і) для двигунів з максимальною розрахунковою тягою більше 89,0 кН:

$$D_p /R = 7 + 2,0 \text{ поо};$$

іі) для двигунів з максимальною розрахунковою тягою більше 26,7 кН, але менше 89,0 кН:

$$D_p /R = 42,71 + 1,4286 \text{ поо} - 0,4013R + 0,00642 \text{ поо} \times R;$$

3) для двигунів зі ступенем підвищення тиску 62,5 і більше:

$$D_p /R = 32 + 1,6 \text{ поо};$$

d) для двигунів типу або моделі, перший серійний зразок яких виготовлено після 31 грудня 2007 року:

1) для двигунів зі ступенем підвищення тиску 30 або менше:

i) для двигунів з максимальною розрахунковою тягою більше 89,0 кН:

$$D_p/R = 16,72 + (1,4080 * \rho_{00});$$

ii) для двигунів з максимальною розрахунковою тягою більше 26,7 кН, але не більше 89,0 кН:

$$D_p/R = 38,5486 + (1,6823 * \rho_{00}) - (0,2453 * R) - (0,0308 * \rho_{00} * R);$$

2) для двигунів зі ступенем підвищення тиску більше 30, але менше 82,6:

i) для двигунів з максимальною розрахунковою тягою більше 89,0 кН:

$$D_p/R = -1,04 + (2,0 * \rho_{00})$$

ii) для для двигунів з максимальною розрахунковою тягою більше 26,7 кН, але менше 89,0 кН:

$$D_p/R = 46,1600 + (1,4286 * \rho_{00}) - (0,5303 * R) + (0,00642 * \rho_{00} * R)$$

3)) для двигунів зі ступенем підвищення тиску 82,6 або більше:

$$D_p/R = 32 + (1,60 * \rho_{00}).$$

4.5.7 Необхідна інформація

Для кожного типу двигуна, котрий підлягає сертифікації по диму або емісії газоподібних речовин, представляється наступна інформація:

- a) визначення двигуна;
- b) розрахункова тяга (в кілоньютонах);
- c) висхідна степінь підвищення тиску;
- d) стандартні характеристики палива;
- e) відношення кількості водню до кількості вуглецю в паливі;
- f) методи збору даних;

- g) метод внесення поправок в умови навколишнього середовища;
- h) метод аналізу даних.

По кожному двигуну, який випробується в цілях сертифікації на режимах тяги, вказаних в п. 5.5.3.2, представляється перерахована нижче інформація. У відповідних випадках ця інформація представляється післяприведення її до стандартних навколишніх умов:

- a) витрата палива(кілограми/секунда);
- b) індекс емісії(грами/кілограм) для кожного газоподібного забруднювача;
- c) вимірне число димності.

4.5.8 Похідна інформація

По кожному випробовуваному в цілях сертифікації двигуну презентується наступна похідна інформація:

- a) інтенсивність емісії, тобто індекс емісії, помножений на витрату палива(грами/секунда) для кожного газоподібного забруднювача;
- b) спільний об'єм емісії кожного газоподібного забруднювача, заміряний по циклу LTO (в грамах);
- c) значення D_p/R для кожного газоподібного забруднювача (грами/кілоньютони);
- d) максимальне число димності.

Характерні рівні емісії газоподібних забруднювачів і число димності представляються для кожного сертифікуемого типу двигунів.

4.6 Розрахунок контрольних параметрів емісії двигуна Д-436

Вихідні дані для розрахунків наведені в таблиці 4.4

Таблиця 4.4 Параметри двигуна

| Параметр | Значення |
|------------------------------------|--|
| Тяга двигуна | $R_0=64$ кН |
| Тяга двигуна на режимі малого газу | $R_{МГ}=4,5$ кН |
| Питома витрата пального | $C_{ПИТМГ} = 0.057 \frac{кг}{Н \cdot год}$ |
| Час зльоту | $T_1=0,0117$ год |
| Час набору висоти | $T_2=0,0367$ год |
| Час заходу на посадку | $T_3=0,067$ год |

Коефіцієнти викиду шкідливих речовин під час наземних операцій :

$$K_{CO} = 0,0193 \frac{кг}{кг}, \quad K_{C_x H_y} = 0,0034 \frac{кг}{кг}, \quad K_{NO_x} = 0,0084 \frac{кг}{кг}$$

Масова швидкість емісії під час зльоту :

$$W_{CO1} = 0,2 \frac{кг}{год}, \quad W_{C_x H_y 1} = 0,5 \frac{кг}{год}, \quad W_{NO_x 1} = 98 \frac{кг}{год}$$

Масова швидкість емісії під час набору висоти :

$$W_{CO2} = 0,8 \frac{кг}{год}, \quad W_{C_x H_y 2} = 0,8 \frac{кг}{год},$$

$$W_{NO_x 2} = 29 \frac{кг}{год}$$

Масова швидкість емісії під час посадки :

$$W_{CO3} = 1,3 \frac{кг}{год}, \quad W_{C_x H_y 3} = 0,07 \frac{кг}{год},$$

$$W_{NO_x 3} = 10,5 \frac{кг}{год}$$

Викиди CO становлять:

$$M_{CO_H} = K_{CO} \cdot C_{ПИТ_{мг}} \cdot R_{мг} \cdot t_{мг}$$

$$M_{CO_H} = 0,0193 \cdot 0,057 \cdot 4500 \cdot 0,367 = 1,8168 \text{ кг}$$

$$M_{CO_n} = W_{CO1} \cdot T_1 + W_{CO2} \cdot T_2 + W_{CO3} \cdot T_3$$

$$M_{CO_n} = 0,2 \cdot 0,0117 + 0,8 \cdot 0,0367 + 1,3 \cdot 0,067 = 0,1188 \text{ кг}$$

$$M_{CO} = M_{CO_H} + M_{CO_n}$$

$$M = 1,8168 + 0,1188 = 1,9356 \text{ кг}$$

Контрольный параметр эмиссии CO:

$$\frac{M_{CO}}{R_0} = \frac{1,9356 \cdot 10^3}{64} = 30,24 \frac{\text{г}}{\text{кН}} < 118 \frac{\text{г}}{\text{кН}}$$

Викиды C_xH_y становлять:

$$M_{CH_H} = K_{CH} \cdot C_{ПИТ_{мг}} \cdot R_{мг} \cdot t_{мг}$$

$$M_{CH_H} = 0,0034 \cdot 0,057 \cdot 4500 \cdot 0,367 = 0,32 \text{ кг}$$

$$M_{CH_n} = W_{CH1} \cdot T_1 + W_{CH2} \cdot T_2 + W_{CH3} \cdot T_3$$

$$M_{CH_n} = 0,5 \cdot 0,0117 + 0,8 \cdot 0,0367 + 0,07 \cdot 0,067 = 0,0399 \text{ кг}$$

$$M_{CH} = M_{CH_H} + M_{CH_n}$$

$$M_{CH} = 0,32 + 0,0399 = 0,3599 \text{ кг}$$

Контрольный параметр эмиссии CH:

$$\frac{M_{CH}}{R_0} = \frac{0,3599 \cdot 10^3}{64} = 5,62 \frac{\text{г}}{\text{кН}} < 19,6 \frac{\text{г}}{\text{кН}}$$

Викиды NO_x становлять:

$$M_{NO_{xH}} = K_{NO_x} \cdot C_{ПИТ_{мг}} \cdot R_{мг} \cdot t_{мг}$$

$$M_{NO_{xH}} = 0,0084 \cdot 0,057 \cdot 4500 \cdot 0,367 = 0,79 \text{ кг}$$

$$M_{NO_{xn}} = W_{NO_x1} \cdot T_1 + W_{NO_x2} \cdot T_2 + W_{NO_x3} \cdot T_3$$

$$M_{NO_{xH}} = 98 \cdot 0,0117 + 29 \cdot 0,0367 + 10,5 \cdot 0,067 = 2,91 \text{ кг}$$

$$M_{NO_x} = M_{NO_{xH}} + M_{NO_{xH}}$$

$$M_{NO_x} = 0,79 + 2,91 = 3,7 \text{ кг}$$

Контрольний параметр емісії NO_x :

$$\frac{M_{NO_x}}{R_0} = \frac{3,7 \cdot 10^3}{64} = 57,81 \frac{\text{г}}{\text{кН}} < 80 \frac{\text{г}}{\text{кН}}$$

4.7 Висновок

Із вище наведеного розрахунку викидів шкідливих речовин двигуном Д-436, встановлено, що даний двигун задовольняє нормам ІСАО (додаток 16 "Охорона навколишнього середовища") по контрольним параметрам емісії, так як жодна з цих величин не перевищує допустимі норми.

Як видно з наведених вище матеріалів, вплив авіації на навколишнє природне середовище є значним, а при подальшому розвитку авіаційних перевезень він зростатиме ще більше. Тому необхідно вже на теперішньому етапі розвитку авіації вживати заходів, які дозволили б пом'якшити негативний вплив авіаційного транспорту на екологічну ситуацію.

Що стосується емісії, то одним з основних акцентів при розробці нових типів авіаційних двигунів має бути їхня економічність, оскільки це забезпечить не тільки кращі фінансові показники при експлуатації, а й меншу кількість шкідливих викидів. Також потрібно вводити нові конструкторські рішення, які будуть зменшувати відсоток не догорання палива.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

У даний час для успішної конкуренції на ринку авіаційної техніки не досить спроектувати літак з необхідними якостями. Велику роль грає оперативність і терміни виконання розробки. При цьому потрібно прагнути до виключення необхідності доробок конструкції літака в експлуатації. Традиційні методи якими користується ДКБ для проектування шасі й інших компонентів літака надзвичайно трудомісткі й не забезпечують системного зв'язку по етапах проектування, так і між компонентами літака. Використання цих методів вимагає великої трудомісткості й термінів, приводить до частих помилок які вимагають корегування проекту.

Шасі є одним з основних компонентів літака й забезпечує зліт, гасіння енергії посадкового удару й пересування по аеродрому.

Практика створення транспортних літаків показує, що виконання додаткових вимог з одночасним задоволенням вимог норм льотної придатності до системи неможливо без подальшої автоматизації процесу розробки шасі.

Із цією метою пропонується використовувати програмний пакет автоматизованої розробки й динамічного аналізу складних систем LMSImagine.LabAMESim, призначений для віртуального моделювання машин, механізмів та систем.. Використаний у роботі підхід підвищує гнучкість системи розробки літака і її керованість.

Наскрізне моделювання дозволяє виконувати рішення завдання в комплексі з урахуванням взаємозв'язку різних дисциплін, підвищення продуктивності праці фахівця. Його робота повністю переноситься в єдине уніфіковане багато-дисциплінарне середовище моделювання, аналізу й оптимізації.

Автоматизація процесів моделювання й аналізу шляхом використання шаблонів - підвищення ефективності проектування,

зниження ризиків виникнення помилок, виробіток єдиного стандарту підприємства на процеси проектування виробу.

Інтеграція на рівні підприємства в цілому - істотне збільшення числа повторно виконуваних налагоджених процесів моделювання, аналізу й оптимізації, забезпечення спільної роботи експертів, конструкторів, інженерів і менеджерів усього підприємства. База знань по процесах моделювання використовується всіма фахівцями підприємства.

Легкість у вивченні й використанні забезпечується тим, що моделювання відповідає основним крокам побудови фізичного макета (побудова віртуального прототипу, виконання набору тестів, удосконалювання конструкції).

Повна параметризація віртуальних моделей - будь-які параметри прототипу можуть бути зв'язані функціональною залежністю, модифікація якого-небудь розміру моделі автоматично приводить до зміни її конфігурації й т.п.

У даній роботі розроблена та досліджена система допоміжних опор середньомагістрального транспортного літака, яка відповідає вимогам АП-25.

В конструкторській частині передбачені обгрунтовані схемні рішення системи.

В результаті дипломної роботи була розроблена методика розроблення принципово нової частини літака, а саме допоміжної опори, яка включає:

- вибір та обгрунтування параметрів гідравлічного приводу та попередній гідравлічний розрахунок на початковому етапі проектування;
- обгрунтування розрахункової схеми системи допоміжної опори;

-розробку математичних моделей в науково-технічному обчислювальному середовищі LMS Imagine, LabAMESim окремих гідроагрегатів та гідроліній;

- зроблено параметричний аналіз системи допоміжних опор.

В розділах “Охорона праці” та “Охорона навколишнього середовища” проведений аналіз небезпечних та шкідливих виробничих факторів. Розроблені заходи, що дозволяють підвищити безпеку праці (для надійного візуального контролю за монтажем агрегатів, зі стиковок вузлів трубопроводів в загальному цехі (ангарі) розраховано освітлення) та знизити несприятливий вплив на людину й навколишнє середовище.

Розроблені методики можуть бути використані літакобудівними компаніями при проектуванні системи допоміжних опор, доведенню до досконалості при стендових і льотних випробуваннях, сертифікації й дослідженні особливих ситуацій в експлуатації. Вони так само можуть бути використані в навчальному процесі по напрямку „Літаки й вертольоти”.

ЛИТЕРАТУРА

1. С.М. Егер «Проектирование самолётов», Москва, «Машиностроение». 1983 г. 615 стр.
2. А.М. Матвеевко, И.И. Зверев, «Проектирование гидравлических систем летательных аппаратов», Москва, «Машиностроение», 1982 г., 295 стр.
3. А.М. Матвеевко, «Расчёт и испытание гидравлических систем летательных аппаратов», Москва, «Машиностроение», 1974 г., 178 стр.
4. Л.А. Бураченко, «Охрана труда в гражданской авиации», Москва, «Транспорт», 1993 г., 288 стр.
5. М.Ф. Астахов, «Справочная книга по расчёту самолёта на прочность», Москва, Государственное издательство оборонной промышленности, 1954 г., 700 стр.
6. А.А. Комаров, «Основы проектирования и расчёта гидравлических систем летательных аппаратов», Киев, КИИГА, 1969 г., 80 стр.
7. Строительные нормы и правила. Аэродромы. СНиП 2.05.08-85, Государственный комитет СССР по делам строительства, Москва, 1985г.
8. АП-25. Нормы лётной годности самолётов транспортной категории, 1994 г.
9. Г.И. Житомерский, «Конструкция самолётов», Москва, «Машиностроение», 1991 г.
10. Г.С. Писаренко, «Сопротивление материалов», Киев, «Вища школа», 1986 г.
11. Техническое описание самолёта Ан-22, Книга №2
12. Руководство по технической эксплуатации самолёта Ан-74, раздел ОЗ2 «Шасси».
13. Руководство по технической эксплуатации самолёта Ан-124, раздел ОЗ2 «Шасси».

14. Руководство по технической эксплуатации самолёта Ил-76, раздел «Двери и люки».
15. Руководство по технической эксплуатации самолёта Ан-70, раздел ОЗ2 «Шасси».
16. Е.И. Абрамов, В.Т. Маслов, «Элементы гидропровода», Киев, «Техника», 1977 г., 375 стр.
17. Интернет ресурси.
18. ГОСТ 1 00128-74 із змінами.
19. ГОСТ 15307-77.