

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
Національний авіаційний університет

**ПІДТРИМАННЯ ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ
ПОВІТРЯНИХ СУДЕН (ICAO Doc.9760)**

Методичні рекомендації до виконання курсового проєкту
для здобувачів вищої освіти освітнього ступеня «магістр»
спеціальності 272 «Авіаційний транспорт» освітньо-
професійної програми «Технічне обслуговування та ремонт
повітряних суден і авіадвигунів» денної та заочної форм
навчання

Київ 2023

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
Національний авіаційний університет

ПІДТРИМАННЯ ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ
ПОВІТРЯНИХ СУДЕН (ICAO Doc.9760)

Методичні рекомендації до виконання курсового проєту
для здобувачів вищої освіти освітнього ступеня «магістр»
спеціальності 272 «Авіаційний транспорт» освітньо-
професійної програми «Технічне обслуговування та ремонт
повітряних суден і авіадвигунів» денної та заочної форм
навчання

Київ 2023

УДК 629.735.083(076.5)

ПЗ2

Укладачі:

С. О. Дмитрієв – д-р техн. наук, проф.;

О. В. Попов – канд. техн. наук, доц.;

Є. Ю. Євсюков – ст. викладач

Рецензент О. А.Тамаргазін – д-р техн. наук

Затверджено на засіданні НМРР аерокосмічного факультету НАУ «___» _____ 2023 року.

ПЗ2 **Підтримання льотної придатності повітряних суден (ІСАО Doc. 9760)** : методичні рекомендації до виконання курсового проєкту / уклад.: С. О. Дмитрієв, О. В. Попов, Є. Ю. Євсюков. – К. : НАУ, 2023. – 40 с.

Містять рекомендації з аналізу даних експлуатації, оцінки експлуатаційних властивостей заданої функціональної системи, її удосконалення і обґрунтування вибору стратегій технічного обслуговування її елементів.

Призначені для здобувачів вищої освіти освітнього ступеня «магістр» спеціальності 272 «Авіаційний транспорт» освітньо-професійної програми «Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів» денної та заочної форм навчання.

ЗМІСТ

1	Загальні методичні рекомендації.....	5
2	Структура курсового проєкту.....	6
3	Методичні рекомендації до розділів курсового проєкту.....	7
3.1	Стислий технічний опис системи.....	7
3.2	Оцінка функціональної надійності систем повітряних суден.....	8
3.3	Аналіз взаємозв'язку порушення працездатності системи з виникненням особливих ситуацій польоту.....	9
3.4	Аналіз впливу відмов і несправностей елементів системи на виникнення <i>Ri</i> ситуацій польоту.....	11
3.5	Побудова моделей розрахунку ймовірностей відмов, що викликають особливі ситуації польоту.....	13
4	Приклад оцінки функціональної надійності паливної системи літака типу Boeing-737.....	17
4.1	Опис функціонування паливної системи літака Boeing-737.....	17
4.2	Аналіз взаємозв'язку порушення працездатності системи з виникненням особливих ситуацій польоту.....	20
5	Конструктивні удосконалення системи.....	25
6	Вибір стратегії технічного обслуговування агрегатів системи...	26
7	Зміст попередньої і передпольотної підготовки екіпажу повітряного судна і дії екіпажу в особливих ситуаціях польоту..	29
8	Список літератури.....	29
	Додаток 1.....	31
	Додаток 2.....	31
	Додаток 3.....	34
	Додаток 4.....	37
	Додаток 5.....	38
	Додаток 6.....	39
	Додаток 7.....	40

1. ЗАГАЛЬНІ МЕТОДИЧНІ РЕКОМЕНДАЦІЇ

Виконання курсового прокту (КП) є важливим етапом у вивченні профільюючої дисципліни «Підтримання льотної придатності повітряних суден (ICAO Doc. 9760)» і передбачає вирішення інженерних задач при технічному обслуговуванні (ТО), спрямованих на підвищення експлуатаційної надійності повітряних суден (ПС) та зниження ймовірності виникнення особливих ситуацій в польоті (ОСП).

Мета курсового проекту – набуття здобувачами навичок розробки ефективного процесу ТО ПС, що включає вирішення наступних задач: розрахунок ймовірностей функціональних відмов (ФВ), визначення показників безвідмовності, функціональної значущості і експлуатаційної технологічності систем ПС; вибору раціональних стратегій ТО виробів функціональних систем (ФС), аналіз ефективності запропонованих заходів.

Об'єктом дослідження є ПС, ФС (підсистема), елементи системи. Тип ПС, ФС (підсистема) задаються керівником КП в індивідуальному порядку з урахуванням побажань здобувача і заносяться у завдання на КП (додаток 1). Крім того, у КП повинно бути висвітлено зміст попередньої і передпольотної підготовки екіпажу ПС, а також порядок його дій в особливих умовах та особливих випадках польоту ПС. Перелік особливих умов та особливих випадків польоту ПС наведено у додатку 5.

Всі необхідні дані для виконання КП наведені в додатках до методичних рекомендацій.

Обсяг КП повинен складати 20–30 сторінок формату А4 друкованого тексту пояснювальної записки (ПЗ) та один аркуш формату А1 графічної частини.

Керівник КП уточнює обсяг та глибину опрацювання окремих частин і питань, проводить консультації та поточний контроль. Захист КП відбувається в присутності комісії, яка призначається завідувачем кафедри. Оцінювання захисту КП відбувається за 100-бальною шкалою ECTS відповідно до діючих нормативних документів.

Наприклад, номер навчальної картки та індивідуального навчального плану студента 7618312. Відповідно до додатку 1 студент, який вибрав літак Ан-124 повинен виконати 22 варіант завдання. У даному випадку темою КП є «Удосконалення процесу

технічного обслуговування гідравлічної системи літака Ан-124». У додатку 2 варіанту завдання 22 відповідають такі вихідні дані:

– гідравлічна система (ГС) (джерела тиску і мережа прибирання-випуску шасі).

Оцінка функціональної надійності (ФН) ГС проводиться для функції керування прибиранням і випуском шасі.

Задані значення інтенсивностей відмов $\lambda(t)$ розподіляються між елементами системи залежно від наслідків відмови. Так, наприклад, якщо відмова елемента може викликати ускладнення умов польоту (ситуація $R1$), для нього вибирають значення $\lambda(t)$ заданого варіанта з відповідного стовпчика додатку 2. Аналогічно вибирають значення інтенсивностей відмов елементів для складної ($R2$) і аварійної ($R3$) ситуацій.

Після визначення варіанта КП (додаток 1) студент визначає номер однієї особливої умови й одного особливого випадку польоту ПС (додаток 4). Так, варіанту 22 відповідають особливі умови 7 «Політ в мало орієнтованій місцевості» і особливий випадок 7 «Посадка з несправним шасі» (додаток 5).

2. СТРУКТУРА КУРСОВОГО ПРОЄКТУ

Пояснювальна записка КП повинна складатися з таких розділів:

- стислий опис ФС ПС, що розглядається;
- оцінка ФН системи;
- конструктивні вдосконалення системи;
- вибір стратегії ТО елементів системи;
- попередня і передпольотна підготовка членів екіпажу до польоту;
- дії екіпажу при виникненні особливих умов та ОСП;
- список літератури.

Пояснювальна записка виконується в наступній послідовності:

- титульний аркуш;
- завдання на КП;
- стислий опис системи;
- оцінка ФН системи;
- аналіз взаємозв'язку порушення працездатності системи з виникненням ОСП ПС;
- аналіз впливу відмов і несправностей елементів системи на

виникнення ОСП;

- побудова моделей розрахунку ймовірностей ФВ, що викликають виникнення ОСП;
- конструктивні вдосконалення системи;
- вибір стратегій ТО агрегатів системи;
- зміст попередньої і передпольотної підготовки екіпажу;
- дії екіпажу в особливих умовах і особливих випадках польоту.
- список літератури.

Пояснювальна записка оформлюється відповідно до вимог Державних стандартів України. Рисунки, схеми, таблиці повинні мати номер, назву та пояснення зазначених позицій.

3. МЕТОДИЧНІ РЕКОМЕНДАЦІЇ ДО РОЗДІЛІВ КУРСОВОГО ПРОЄКТУ

3.1. Стислий технічний опис системи

Для оцінки ФН заданої системи необхідно за технічними описами вивчити функціональні завдання, які виконує система і кожний її елемент. Потрібно знати конструкцію кожного агрегату, його роботу та призначення кожного елемента агрегату. Оцінку ФН необхідно зробити за функцією системи, яка задана у варіанті КП.

У ПЗ треба надати короткий опис роботи заданої системи, опис функцій, які виконуються системою, принципову схему системи (позначення елементів повинні відповідати вимогам діючих стандартів).

Потім необхідно представити відомості про основні відмови і несправності елементів, що забезпечують задану функцію системи, які є на підприємствах ЦА і на кафедрі підтримання льотної придатності повітряних суден (табл. 1).

Таблиця 1

Основні відмови і несправності елементів системи

Елемент системи	Відмова або несправність	Кількість елементів, які відмовили за період, що розглядається	Ознаки прояву відмов або несправності	Методи усунення відмов або несправності

На основі аналізу конструктивних особливостей системи, призначення її елементів і впливу елементів на працездатність

системи рекомендується виділити елементи з найбільшою функціональною значущістю.

Такі елементи системи ПС, як датчики тиску і витрати палива, заправні горловини (штуцери), міжбакові з'єднання, клапани, можна не розглядати.

3.2. Оцінка функціональної надійності систем повітряних суден

Метою проведення оцінки ФН системи ПС є визначення відповідності рівня їхньої ФН вимогам норм льотної придатності.

Інтенсивність відмов чисельно дорівнює кількості відмов за одиницю часу, віднесене до кількості вузлів, що безвідмовно працювали до того часу

$$\lambda(t) = n(t)/N_{\text{сер}} \cdot \Delta t = n(t)/[W - n(t)] \Delta t = f(t)/P(t), \quad (1)$$

де W – загальна кількість виробів, що розглядаються; $f(t)$ – швидкість відмов – кількість виробів, що відмовили на момент часу t ; $n(t)$ – кількість зразків, що відмовили в інтервалі часу t : $(\Delta t/2)$ до $t+(\Delta t/2)$; Δt – інтервал часу; $P(t)$ – кількість виробів, що не відмовили на момент часу t ; $N_{\text{сер}}$ – середня кількість справно працюючих зразків в інтервалі t : $N_{\text{сер}} = N_i + N_{i+1}/2$; де N_i – кількість справно працюючих зразків на початку інтервалу Δt ; N_{i+1} – кількість справно працюючих зразків в кінці інтервалу Δt ; розмірність λ_i [1/год].

Показником ФН є ймовірність виникнення особливої польотної ситуації при появі конкретного виду ФВ. Зазначені ймовірності регламентовані в стандартах та рекомендованих практиках ІСАО (Standart and Recommended Practices – SARP's) документах [7, 8]. Порівняння розрахованих ймовірностей ФВ, що викликають виникнення ОСП, із нормованими в SARP's та [7, 8] дозволяє оцінити досконалість конструкції і при необхідності провести конструктивні удосконалення елементів, системи в цілому, або змінити режими ТО.

Розрахунку ймовірності виникнення ФВ, що призводить до R_i ОСП ПС, передує аналіз функціонування системи, що досліджується у КП. Для проведення аналізу необхідно використовувати нормативно-технічну документацію (НТД), що регламентує експлуатацію даного типу ПС: технічний опис ПС, керівництво з ТО, керівництво з льотної експлуатації (КЛЕ), регламент і технологічні вказівки з ТО даного типу ПС. Оцінка ФН

системи ПС виконується поетапно відповідно до схеми, яка наведена на рис. 1.

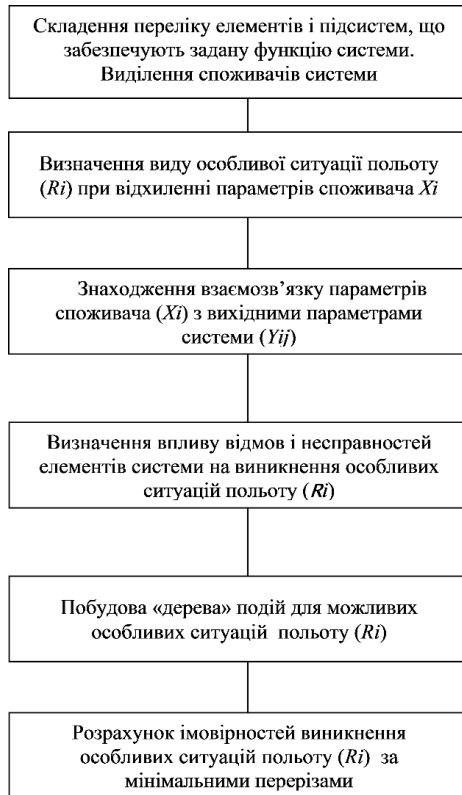


Рис. 1. Схема розрахунку ймовірностей виникнення ОСП

3.3. Аналіз взаємозв'язку порушення працездатності системи з виникненням особливих ситуацій польоту

На сучасних ПС є значна кількість основних і допоміжних систем, що забезпечують функціонування багатьох споживачів.

Працездатність споживачів характеризується відповідними параметрами X_i (наприклад, час випуску, або прибирання шасі, кут відхилення руля напрямку) і залежить від значень вихідних параметрів самої системи Y_j (тиск у ГС, сумарний люфт у системі керування ПС). У свою чергу, параметри системи залежать від технічного стану

елементів системи, тобто від виникаючих у них відмов і несправностей.

Завданням аналізу є установлення функціональних зв'язків між станом елементів системи і параметрами споживачів, а також можливими ситуаціями R_i , у які може потрапити ПС при порушенні працездатності цих елементів і систем.

Відповідно до SARP's ОСП класифікуються наступним чином:

– ускладнення умов польоту (УУП) $R1$ – ситуація, що характеризується необхідністю підвищеної уваги членів екіпажу до джерела її виникнення (ускладнення умов польоту не пов'язано з негайною зміною плану польоту і не потребує для його благополучного завершення яких-небудь екстрених дій екіпажу);

– складна ситуація (СС) $R2$ – ситуація, при якій запобігання її переходу в аварійну, або катастрофічну, може бути забезпечено своєчасними і правильними діями членів екіпажу, у тому числі зміною плану, профілю або режиму польоту;

– аварійна ситуація (АС) $R3$ – ситуація, що характеризується необхідністю екстреної посадки літака, або ситуація, запобігання переходу якої в катастрофічну пов'язано з підвищенням фізичних і психофізіологічних навантажень на екіпаж;

– катастрофічна ситуація (КС) $R4$ – ситуація, при якій запобігання загибелі людей і (або) втрати ПС практично неімовірно.

Імовірності виникнення ОСП наведені у табл. 2.

Таблиця 2

Регламентовані рівні ймовірностей виникнення ОСП

Вид ОС польоту	Позначення ОСП	Імовірність виникнення ОСП за час типового польоту QR_i	
		для ФВ	для польотної ситуації (не частіше)
УУП	$R1$	не частіше 10^{-3}	10^{-3}
СС	$R2$	10^{-5} – 10^{-7}	10^{-4}
АС	$R3$	10^{-7} – 10^{-9}	10^{-6}
КС	$R4$	не частіше 10^{-9}	не частіше 10^{-7}

Приступаючи до проведення аналізу, необхідно вивчити задану систему, конструкцію її елементів і вимоги, висунуті до структурних і функціональних параметрів споживачів даної системи ПС.

Вплив втрати працездатності споживачів на виникнення ОСП необхідно визначити з відповідних розділів КЛЕ даного типу ПС: «Експлуатація систем літака», «Відмови та несправності систем і обладнання в польоті», «Дії при виникненні особливих випадків у польоті».

Параметри споживачів X_i та їхні нормативні значення задані в технічних описах і керівництвах з ТО ПС. Орієнтовні зв'язки між параметрами споживача X_i і ОСП наведені у додатку 3. Результати аналізу слід занести в табл. 3.

Таблиця 3

Вплив відхилення параметрів споживачів системи на виникнення ОСП

Параметри споживача	Умовне позначення параметра	Відхилення параметра від НТД	Характеристика стану споживача	Вид ОСП

Аналогічно визначають параметри стану системи Y_{ij} і їхній взаємозв'язок з параметрами, що характеризують стан споживачів X_i . Використавши дані табл. 3, необхідно встановити вид польотної ситуації, в яку може потрапити ПС при відхиленні параметрів системи Y_{ij} від нормативних значень, заданих у КЛЕ або керівництвах з ТО ПС. Результати аналізу заносять у табл. 4.

Таблиця 4

Вплив відхилення параметрів системи на формування ОСП

Параметри системи J_{ij}	Умовне позначення параметрів	Відхилення значень параметрів системи від нормативних	Вплив параметрів системи на параметри споживача X_i	Вид польотної ситуації R_i

Так, наприклад, зниження тиску робочої рідини (P_{pp}) у ГС, що забезпечує прибирання (випуск) шасі, призводить до збільшення часу прибирання (випуску) шасі, а при падінні тиску до визначеного критичного значення може відбутися неприбирання (невипуск) шасі.

Аналогічно визначають параметри стану системи Y_{ij} і їхній взаємозв'язок з параметрами, що характеризують стан споживача X_i .

3.4. Аналіз впливу відмов і несправностей елементів системи на виникнення R_i ситуацій польоту

На основі аналізу конструкції елементів досліджуваної системи рекомендується вибрати ті агрегати і вузли, технічний стан яких може вплинути на параметри системи. Кожному з можливих видів станів елементів необхідно привласнити індекс Z_{kj} , у якому: k – порядковий номер елемента в системі; j – порядковий номер несправності елемента, що виникла. У результаті аналізу повинен

бути встановлений взаємозв'язок між станами елементів і ступенем відхилення параметрів системи від вимог НТД і розрахована ймовірність виникнення можливих видів відмов елементів системи за заданими інтенсивностями відмов λ_i . Наприклад, вихідні параметри ГС (тиск і витрата робочої рідини) залежать від працездатності джерел тиску (насосів, насосних станцій, гідроакумуляторів), командно-регулювальних агрегатів (електромагнітних кранів, запобіжних клапанів тощо), від герметичності системи. Під час аналізу слід враховувати резервування, яке застосовується як до окремих агрегатів, так і до підсистем. На підставі результатів аналізу заповнюється табл. 5.

Таблиця 5

Характеристика станів елементів системи

Елемент системи	Вид відмов елемента		Відхилення параметру системи від НТД	Вид польотної ситуації R_i	Значення інтенсивності відмов λ_i	Ймовірність виникнення стану елементів $Q(t)$
	Найменування	Позначення Z_{ij}				

З огляду на те, що в процесі міжремонтного ресурсу (на етапі нормальної експлуатації) відмови виробів ПС носять випадковий характер, і час їх виникнення, як правило, підпорядковується експоненційному закону розподілу, імовірність відмови можна розраховувати за формулою:

$$Q(t) = 1 - e^{-\lambda t},$$

де λ – інтенсивність відмов даного виду, задана відповідно до варіанту КП, що виконується (див. додаток 2); t – середня тривалість типового польоту ПС (у КП рекомендовано прийняти $t = 2$ год).

Так як вироби ПС є високонадійними елементами, для розрахунку ймовірності відмови елементів $Q(t)$ у даному КП можна використовувати спрощену формулу:

$$Q(t) = \lambda t. \tag{2}$$

Отримані результати використовують для формування розрахункової схеми моделі оцінки ймовірності ФВ системи, що викликає ОСП (R_i).

3.5. Побудова моделей розрахунку ймовірностей відмов, що викликають особливі ситуації польоту

Для обчислення ймовірностей виникнення ФВ, що призводять до ОСП (Q_{Ri}), варто застосувати один із методів оцінки надійності складних систем – метод мінімальних перерізів. Для кожної конкретної ОСП необхідно визначити мінімальні перерізи. Під мінімальним перерізом розуміється така мінімальна сукупність (перелік) елементів системи, відмови яких можуть призвести до ФВ системи. Визначення мінімальних перерізів для системи значно спрощується при використанні «дерева» подій (рис. 2).

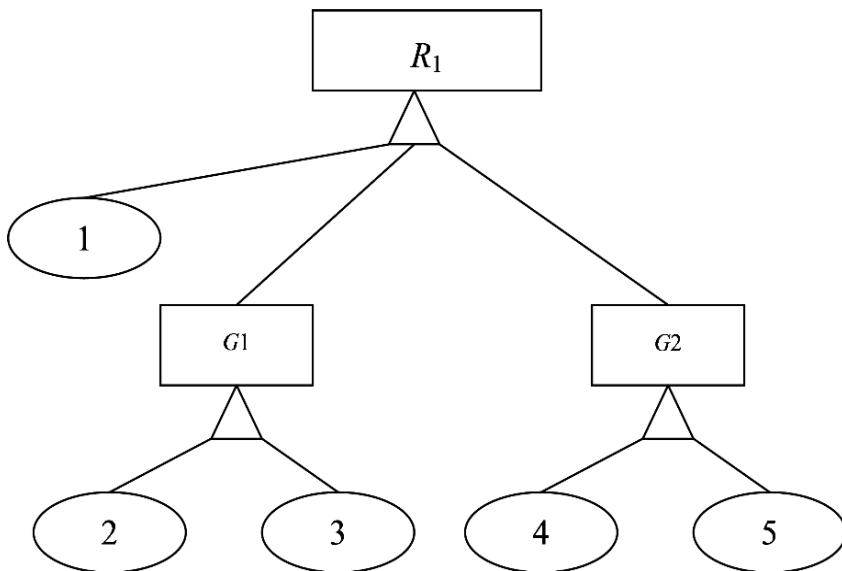


Рис. 2. «Дерево» подій

У даному випадку «деревом» подій є графічне зображення зв'язків втрати працездатності елементів з ФВ системи, що викликає ОСП (Ri). «Дерева» подій дозволяють наочно показати слабкі місця системи.

При побудові «дерева» подій для ОСП (Ri), які виникають через відмови елементів системи, що досліджується, використовують результати аналізу, наведені в табл. 3–5.

Процедура побудови «дерева» подій для ОСП починається з визначення небажаної завершальної події в аналізованій системі.

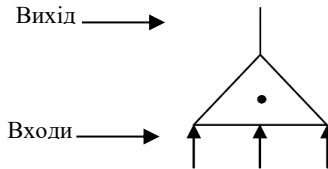
Це повинен бути вид ФВ споживача системи, що призводить до ОСП. Наприклад, розгерметизація гермокабіни (падиння тиску нижче норми) через відмову системи автоматичного регулювання тиску (САРТ), що призводить до СС R2.

Побудову «дерева» подій починаємо з завершальної події. Завершальну подію (ОСП R_i) показують графічно у вигляді прямокутника і розташовують його у вершині. Усередині прямокутника дають найменування ОСП R_i , до якої призводить ФВ системи.

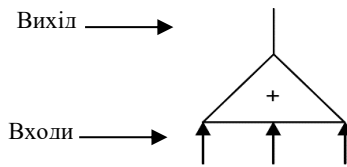
Потім, користуючись табл. 2 і 3, виділяють відмови елементів і підсистем, спроможні викликати дану ФВ (ОСП R_i).

Відмови елементів, підсистем і ОСП залежно від логічного взаємозв'язку, з'єднують між собою за допомогою схем збігу й об'єднання.

Якщо сигнал на виході з'являється тільки тоді, коли надходять усі вихідні сигнали, то застосовують схему «І» (схема збігу), для зображення якої використовують символ:



Якщо сигнал на виході з'являється при надходженні на вхід будь-якого одного або декількох сигналів, то застосовують схему «АБО» (схема об'єднання), для зображення якої використовують символ:



Відмови елементів на схемі показують у вигляді кіл, а ФВ підсистем, або проміжні події (спільні відмови декількох елементів) – у вигляді прямокутників.

Розглянемо послідовність побудови «дерева» подій. Припустимо, що завершальна подія R_i (ОСП) відбудеться у випадку

появи будь-якої з подій: відмови 1, проміжних подій $G1$ або $G2$. Проміжна подія $G1$ наступить при появі подій (відмов) 2 або 3 (рис. 2). Проміжна подія $G2$ відбудеться тільки при спільній появі подій (відмов) 4 і 5 (див. рис. 2). У такому випадку подія 1 буде зображуватися колом, а події $G1$ і $G2$ – прямокутниками, сполученими з завершальною подією R_i через схему «АБО».

Відмови 4 і 5 з'єднуються з проміжною подією $G2$ за схемою «І», а відмови 2 і 3 з проміжною подією $G1$ – за схемою «АБО». Таким чином одержують «дерево» подій (див. рис. 2). Структуру «дерева» подій для різноманітних систем визначають кількістю відмов (подій) елементів і їхнім зв'язком з ФВ.

Для розрахунку ймовірності ФВ системи, що призводить до ОСП, складають мінімальні перерізи, використовуючи побудовані «дерева» подій для кожної можливої ОСП ($R1, R2, R3, R4$).

При знаходженні мінімальних перерізів для «дерева» подій необхідно враховувати, що схема «І» завжди збільшує кількість елементів перерізу, а схема «АБО» збільшує кількість перерізів.

Принцип укладання мінімальних перерізів розглянемо на прикладі «дерева» подій (див. рис. 2). Будь-які події на вході схеми «АБО» викликають появу подій на виході.

Тому з подій на вході в $G1$ можна скласти два мінімальних перерізи. В один переріз буде входити відмова 2, в другий – відмова 3. Події 4 і 5 на вході в $G2$ сполучені за схемою збігу «І», отже, вони є елементами одного перерізу.

В результаті для даного «дерева» подій одержують такий набір мінімальних перерізів:

- перший переріз – відмова елемента 1;
- другий переріз – відмова елемента 2;
- третій переріз – відмова елемента 3;
- четвертий переріз – відмови елементів 4 і 5.

Після одержання мінімальних перерізів приступають до обчислення ймовірності завершальної події (R_i).

У логічному плані мінімальні перерізи викликають вершину – подію R_i за схемою, що відповідає послідовному з'єднанню, тому що кожна з подій (відмови 1, 2, 3 або 4 і 5) призводить до тієї ж події R_i .

Ймовірність появи завершальної події R_i можна визначити, скориставшись основними теоремами теорії ймовірностей, теоремами складання помноження ймовірностей:

$$Q(Ri) = Q(1) + Q(G1) + Q(G2),$$

де $Q(Ri)$ – імовірність появи завершальної події Ri ; $Q(1)$ – імовірність появи відмови 1; $Q(G1)$, $Q(G2)$ – імовірність появи проміжних подій $G1$ і $G2$.

Для двох елементів, що входять в один мінімальний переріз (4 і 5), схема об'єднання «І» відповідає системі з паралельним з'єднанням елементів.

Для одержання імовірності появи проміжної події застосовують теорему множення імовірностей:

$$Q(G2) = Q(4) \cdot Q(5),$$

де $Q(4)$, $Q(5)$ – імовірності появи відмов 4 і 5.

В результаті для чотирьох мінімальних перерізів із кількістю елементів у перерізі від 1 до 2 імовірність завершальної події Ri у даному прикладі можна знайти з виразу:

$$Q(Ri) = Q(1) + Q(2) + Q(3) + Q(4) \cdot Q(5).$$

Для r мінімальних перерізів із кількістю елементів у кожному перерізі від 1 до n ймовірність виникнення польотної ситуації Ri знаходиться за узагальненою формулою (3), яку рекомендовано використовувати у КП для розрахунків ймовірностей ФВ, що призводять до ОСП.

$$Q_{R1}(t) = \sum_{j=1}^r \prod_{k=1}^n Q_{zkj}(t), \quad (3)$$

де r – число мінімальних перерізів; Π – добуток n -членів; n – кількість елементів, що входять у мінімальний переріз; Q_{zkj} – імовірність відмови k -го елемента j -го перерізу (табл. 5).

Отримані розрахункові значення ймовірностей потрапляння ПС в ОСП Ri з «вини» системи, яка розглядається, порівнюють з нормативними значеннями ймовірностей ФВ, що призводять до ОСП (див. табл. 2) і роблять висновки про досконалість конструкції і системи ТО.

Якщо фактичне значення $Q_{Ri}(t)$ перевищує нормоване, то така система потребує удосконалення системи ТО або конструктивного удосконалення.

4. Приклад оцінки функціональної надійності паливної системи літака типу Boeing-737

Вихідні дані: ПС – літак Boeing-737; система – паливна; функція системи – подача палива з баків до двигунів.

Задані значення інтенсивностей відмов елементів системи для відмов, що обумовлюють:

- виникнення ускладнення умов польоту ($R1$)
 $\lambda_i \cdot 10^{-4}$: 4,3; 7,2; 5,5; 2,1;
- виникнення складної ситуації польоту ($R2$)
 $\lambda_i \cdot 10^{-5}$: 4,3; 7,2; 5,5; 2,1;
- виникнення аварійної ситуації польоту ($R3$)
 $\lambda_i \cdot 10^{-7}$: 4,3; 7,2; 5,5; 2,1.

4.1. Опис функціонування паливної системи літака Boeing -737

Паливна система літака складається з наступних підсистем: системи заправлення паливом; системи живлення основних двигунів; системи живлення допоміжної силової установки; системи перекачування палива; системи зливу палива; системи довиробки палива; системи дренажу і наддування паливних баків; системи визначення витрати палива; системи контролю та керування паливної системи.

Паливо на літаку розміщується в трьох баках, розташованих в лівій, правій і центральній частині крила. Всі баки з'єднуються з атмосферою через повітрязабірники. Подача палива до двигунів здійснюється підкачуючими насосами з електроприводом (по два в кожному баці), які підкачують паливо зі свого баку до насосу низького тиску, далі через паливно-мастильний радіатор (ПМР) та фільтр, паливо надходить до насосу високого тиску і через дозуючий пристрій (НМУ) – на форсунки двигуна. Принципова схема паливної системи літака Boeing-737 наведена на рис. 3.

Відповідно до завдання, оцінку ФН паливної системи необхідно виконати для заданої функції: подача палива з паливного бака до двигунів. Також треба виявити основні агрегати, що забезпечують дану функцію системи, їхні відмови і звести їх у табл. 6.

Кількість елементів, що відмовили (табл. 6) вибирається на основі статистичних даних для кожного типу ПС (технічні звіти авіакомпаній). За даними таблиці визначаються значення

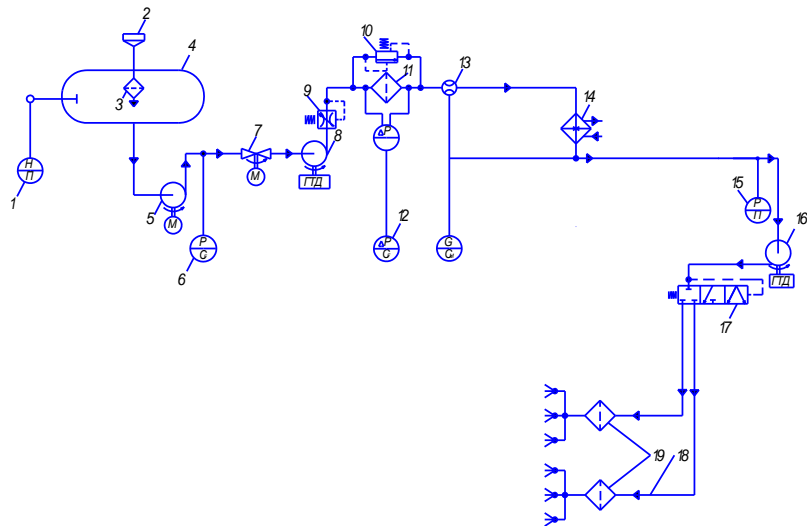
інтенсивності відмов $\lambda(t)$ для кожного елемента системи і приймається значення найближче до заданих (додаток 2).

Таблиця 6

Основні відмови і несправності паливної системи

Елемент системи	Відмова або несправність	Кількість елементів, що відмовили	Ознака виявлення відмов або несправність	Методи усунення відмови або несправності
Насос підкачувальний (НП)	Заклинювання ротора	51	Загоряння табло «Failure»	Заміна насоса
Насос низького тиску (ННТ)	Заїдання	40	Блимання сигналізатора	Заміна насоса
ПМР	Негерметичність	18	Кіптява реактивного струменя	Заміна ПМР
Фільтр паливний	Засмічення	231	Загоряння сигналізатора	Заміна фільтру
Перепускний клапан фільтра (ПКФ)	Відмова в закритому положенні	351	Вимикання двигуна	Заміна клапана
Насос високого тиску (НВТ)	Припинення подачі палива	18	Загоряння сигналізатора «Pump Failure»	Заміна насоса
	Зменшення подачі палива	32	Зменшення тяги двигуна	Регулювання насоса
Дозуючий пристрій	Заїдання клапана	51	Вимикання двигуна	Заміна пристрія
Трубопровід	Негерметичність	40	Зменшення тяги або вимикання двигуна	Перевірка з'єднань або заміна Трубопроводу

*рекомендована кількість відмов $n(t) = 15 \dots 355 (R2)$.



1 – вимірювач рівня палива в баці; 2 – штуцер централізованої заправки; 3 – фільтрувальна сітка; 4 – паливний бак; 5 – підкачувальний насос; 6 – сигналізатор тиску палива; 7 – перекривний (пожежний) кран палива; 8 – ННТ; 9 – дросельний клапан; 10 – ПКФ; 11 – фільтр паливний; 12 – сигналізатор перепаду тиску на фільтрі; 13 – витратомір палива (миттєва та погодинна витрата палива); 14 – ПМР; 15 – вимірювач тиску палива перед форсунками; 16 – НВТ; 17 – дозуючий пристрій (НМУ); 18 – трубопроводи; 19 – робочі форсунки.

Рисунок 3. Принципова схема подачі палива до двигунів літака Boeing-737

4.2. Аналіз взаємозв'язку порушення працездатності системи з виникненням особливих ситуацій польоту

Споживачами паливної системи в даному випадку є двигуни. Функціональні відмови паливної системи можуть призвести до зниження тяги або відмови (вимикання) двигунів у польоті. Параметрами споживача в даному випадку є тяга ($P_{дв}$).

Аналізуючи можливі стани споживачів при відхиленні обраних параметрів і використовуючи КЛЕ літака Boeing-737, можна встановити, що АС в польоті (R3) виникає у випадку спільної відмови двох двигунів або виникнення пожежі. Складна ситуація в польоті (R2) виникне, якщо відмовить один із двигунів. Ускладнення умов польоту (R1) може виникнути при зниженні тяги одного двигуна. Результати аналізу треба занести у табл. 7.

Таблиця 7

Вплив відхилень параметрів споживачів паливної системи на виникнення ОСП

Параметри споживача X_i	Умовне позначення параметра	Відхилення параметра від НТД	Характеристика стану споживача	Вид ОСП R_i
Тяга двигуна	$P_{дв}$	$P_{дв} < P_{дв}^{норм}$	Зниження тяги двигуна (тяга не відповідає положенню важеля керування двигуном)	R1
		$P_{дв}(I) = 0$	Відмова двигуна в польоті	R2
		$P_{дв}(II) = 0$	Відмова двох двигунів у польоті	R3
Температура	T	$T > T_{прим}$	Пожежа двигуна	R3

На наступному етапі відповідно до особливостей і принципу роботи системи треба вибрати параметри на «виході» системи Y_{ij} , що впливають на параметри споживача X_i . Параметрами паливної системи є: $P_{пал}$ – тиск палива перед форсунками двигуна; $G_{пал}$ – витрата палива.

Зменшення тиску і витрати палива, що подається на форсунки двигуна, тобто невідповідність заданих параметрів встановленому режиму роботи двигуна, можуть призвести до зниження тяги, а у випадку припинення подачі палива – до вимикання двигуна. Результати аналізу впливу параметрів системи на стан двигуна треба занести в табл. 8.

Таблиця 8

Вплив відхилень параметрів паливної системи на формування ОСП

Параметри системи Y_{ij}	Умовне позначення	Відхилення значень параметрів системи від нормативних	Вплив параметрів системи на параметри споживача	Вид польотної ситуації
Витрата палива на двигуні	$G_{\text{пал}}$	$G_{\text{пал.дв}} < G_{\text{пал.дв}}^{\text{норм}}$	$P_{\text{дв}} < P_{\text{дв}}^{\text{норм}}$	R1
		$G_{\text{пал.дв}} = 0$	$P_{\text{дв}} = 0$	R2
Тиск палива перед форсунками	$P_{\text{пал.ф}}$	$P_{\text{пал.ф}} < P_{\text{пал.ф}}^{\text{норм}}$	$P_{\text{дв}} < P_{\text{дв}}^{\text{норм}}$	R1
		$P_{\text{пал.ф}} = 0$	$P_{\text{дв}} = 0$	R2

На основі аналізу функціональної схеми паливної системи треба виділити елементи, що впливають на «вихідні» параметри системи, та зробити аналіз можливих відмов елементів і визначити вплив їхнього стану на відхилення параметрів на виході із системи.

У даному прикладі будемо розглядати тільки формування СС R2 через відмови елементів ділянки паливної системи подачі палива з витратного бака до двигуна. У КП необхідно побудувати «дерево» подій і розрахувати ймовірності ФВ системи для однієї з можливих ОСП (R2 або R3).

У результаті аналізу даних було встановлено, що СС виникає при відмові одного із двигунів. Основною причиною відмови двигуна через відмову паливної системи є припинення подачі палива до двигуна ($P_{\text{пал.ф}} = 0$).

До припинення подачі палива в двигун можуть призвести відмови насосів низького та високого тиску, відмова дозуючого пристрою, руйнування трубопроводів і з'єднувальної арматури. На подачу палива також впливає засмічення фільтрів і руйнування ПМР. Використовуючи задані значення інтенсивностей відмов λ , із додатку 2 визначаємо за формулою (2) імовірності відмов виділених елементів. Час типового польоту для літака Boeing-737 (у нашому випадку) 2 год. Тоді ймовірність відмови паливного фільтра за час типового польоту:

$$Q_{11}(t) = \lambda \cdot t = 4,3 \cdot 10^{-4} \cdot 2 = 0,86 \cdot 10^{-3}.$$

Результати розрахунків станів інших елементів паливної системи треба занести в табл. 9. Індекс у позначенні виду відмови елемента рекомендується вибирати відповідно до позначення елемента на принциповій схемі.

У табл. 9 наведені результати розрахунку станів елементів паливної системи на прикладі відмови одного двигуна. З огляду на

те, що на літаку Boeing-737 два двигуни, при подальшому аналізі в позначенні станів елементів системи будемо використовувати додатково індекси: «л» – лівого двигуна, «п» – правого двигуна.

Складна ситуація R2, як верхова подія, виникає під час відмови в польоті одного з двигунів (як проміжних подій).

Необхідно прийняти такі позначення (індекс «2» використовуємо при аналізі виникнення СС):

– відмова лівого двигуна – $G_{2л}$;

– відмова правого двигуна – $G_{2п}$.

*Інтенсивності відмов λ_i для кожного елемента системи розраховуються по формулі (1) за даними табл. 6.

Підстановкою значень $N_{сер}$ формулу (1) можна записати у наступному вигляді:

$$\lambda(t) = \frac{n(t)}{\left\{ \frac{[W + (W - n(t))]}{2} \right\} \cdot \Delta t}, \text{ де } \Delta t = t_2 - t_1.$$

Зпостередження проводимо з початку експлуатації, тобто $t_1 = 0$, тому, наприклад, при зпостереженні тривалості 1500 год з 500 виробів відмовило 40, тоді інтенсивність відмов дорівнює:

$$\lambda(1500) = 40 / \left\{ \frac{[500 + (500 - 40)]}{2} \right\} \cdot (1500 - 0) \approx 5,4 \cdot 10^{-5} [1/\text{год}].$$

Обираємо найближче до розрахованого рекомендоване у Додатку 2 значення інтенсивності відмов $\lambda_i = 5,5 \cdot 10^{-5}$.

Для розрахунку інтенсивності відмов λ_i кожного обраного виробу, рекомендовано обирати наступні значення параметрів:

– загальний час спостережень $\Delta t = 1500$ год;

– загальна кількість виробів, що розглядаються $N = 500$;

Аналогічно, розрахунок λ_i виконується для ситуацій R1 та R3.

Для подальшого розрахунку використовуємо обране найближче значення параметру λ_i з таблиці додатку 2.

За даними табл. 7, 8, 9 з використанням зазначених позначень треба побудувати «дерево» подій для СС польоту (R2) (рис. 4).

Складна ситуація може виникнути у випадку відмови одного з двох двигунів $G_{2л}$, $G_{2п}$. У свою чергу, відмова двигуна може відбутися при: припиненні подачі палива НВТ ($Z_{16.1}$); відмові дозуючого пристрою ($Z_{17.1}$); руйнуванні трубопроводів подачі палива ($Z_{18.1}$); або спільній відмові ($G_{2.1л}$) елемента, що фільтрує, ($Z_{11.1}$) і ПКФ ($Z_{10.1}$) будь-якого з двох двигунів.

Таблиця 9

Характеристика станів елементів паливної системи

Елемент	Вид відмови елемента		Відхилення параметра системи від нормативного	Вид польотної ситуації R_i	Значення інтенсивності відмов λ_i	Ймовірність виникнення стану елементів Q_{k0}
	Найменування	Позначення Z_{kj}				
Насос підкачувальний	Заклиновання ротора	$Z_{5.1}$	$G_{\text{пал.дв}} < G_{\text{пал.дв}}^{\text{норм}}$	$R2$	$7,2 \cdot 10^{-5}$	$1,44 \cdot 10^{-4}$
ННТ	Заїдання	$Z_{8.1}$	$G_{\text{пал.дв}} < G_{\text{пал.дв}}^{\text{норм}}$	$R2$	$5,5 \cdot 10^{-5}$	$1,1 \cdot 10^{-4}$
ПМР	Негерметичність	$Z_{14.1}$	$G_{\text{пал.дв}} < G_{\text{пал.дв}}^{\text{норм}}$	$R1$	$2,2 \cdot 10^{-4}$	$0,44 \cdot 10^{-3}$
Фільтр паливний	Засмічення	$Z_{11.1}$	$G_{\text{пал.дв}} < G_{\text{пал.дв}}^{\text{норм}}$	$R1$	$4,3 \cdot 10^{-4}$	$0,86 \cdot 10^{-3}$
ПКФ	Відмова в закритому положенні	$Z_{10.1}$	У випадку чистого фільтроелемента на параметри системи не впливає		$7,2 \cdot 10^{-4}$	$1,44 \cdot 10^{-3}$
НВТ	Припинення подачі палива	$Z_{16.1}$	$G_{\text{пал.дв}} = 0$ $P_{\text{пал.дв}} = 0$	$R2$	$4,3 \cdot 10^{-5}$	$0,86 \cdot 10^{-4}$
	Зменшення подачі палива	$Z_{16.2}$	$G_{\text{пал.дв}} < G_{\text{пал.дв}}^{\text{норм}}$ $P_{\text{пал.дв}} < P_{\text{пал.дв}}^{\text{норм}}$	$R1$	$5,5 \cdot 10^{-4}$	$1,1 \cdot 10^{-4}$
Дозуючий пристрій	Відмова	$Z_{17.1}$	$G_{\text{пал.дв}} = 0$	$R2$	$7,2 \cdot 10^{-5}$	$1,44 \cdot 10^{-4}$
Трубопроводи	Зруйнування	$Z_{18.1}$	$G_{\text{пал.дв}} = 0$	$R2$	$5,5 \cdot 10^{-5}$	$1,1 \cdot 10^{-4}$

Використовуючи «дерево» подій, складемо мінімальні перерізи для складної ситуації польоту $R2$. У перший, другий і третій мінімальні перерізи відповідно до «дерева» подій входять елемент, що фільтрує ($Z_{11.1}$), і перепускний клапан ($Z_{10.1}$), які викликають подію відмови паливного фільтра ($G_{2.1л}$) обох двигунів. В інші мінімальні перерізи входять по одній відмові елементів $Z_{14.1}$, $Z_{16.1}$, $Z_{17.1}$, $Z_{18.1}$ для двох двигунів.

Мінімальні перерізи: 1 – $Z_{11.1л}$, $Z_{10.1л}$; 2 – $Z_{11.1п}$, $Z_{10.1п}$; 3 – $Z_{14.1л}$; 4 – $Z_{16.1л}$; 5 – $Z_{17.1л}$; 6 – $Z_{18.1л}$; 7 – $Z_{14.1п}$; 8 – $Z_{16.1п}$; 9 – $Z_{17.1п}$; 10 – $Z_{18.1п}$.

За мінімальними перерізами, застосовуючи формулу (2), будемо розрахункову модель визначення ймовірності функціональної відмови системи, що призводить до $CC R2$:

$$\begin{aligned}
 QR2(t) = & QZ_{11.1л}(t) \cdot QZ_{10.1л}(t) + QZ_{11.1п}(t) \cdot QZ_{10.1п}(t) + QZ_{14.1л}(t) + \\
 & QZ_{16.1л}(t) + QZ_{17.1л}(t) + QZ_{18.1л}(t) + QZ_{14.1п}(t) + QZ_{16.1п}(t) + \\
 & + QZ_{17.1п}(t) + QZ_{18.1п}(t).
 \end{aligned}$$

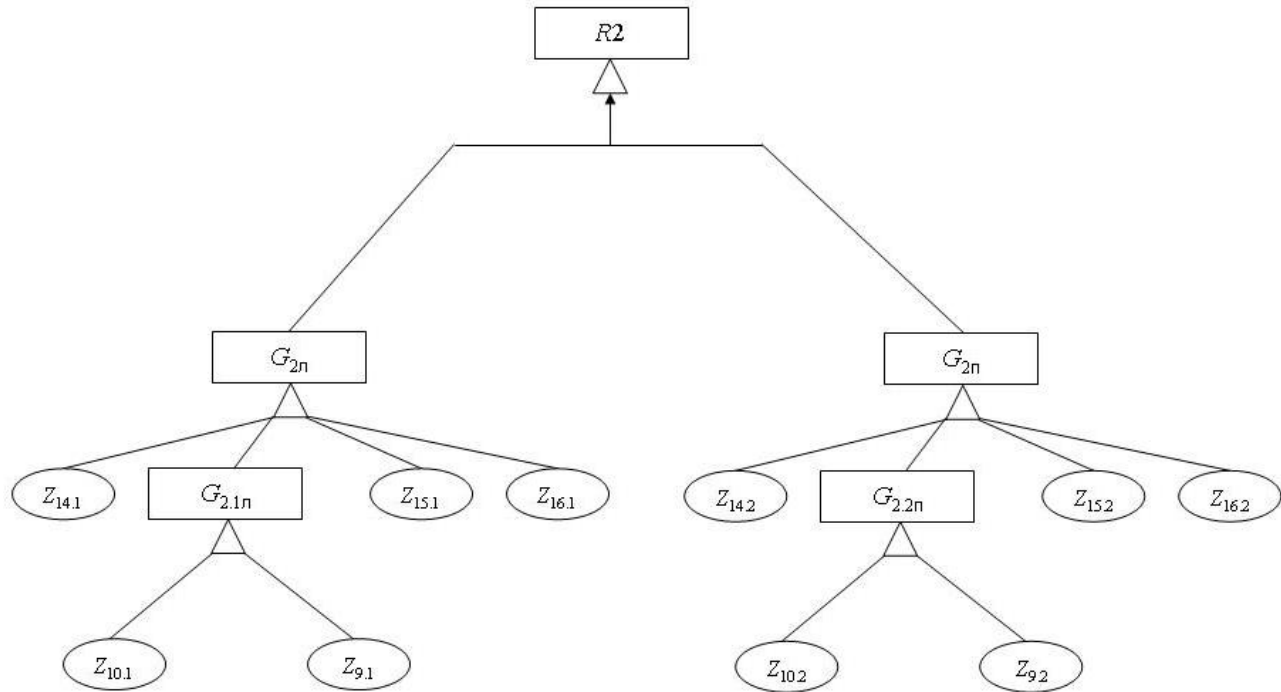


Рис. 4 «Дерево» подій для СС польоту (R2)

Підставляючи числові значення $Q_k(t)$ (табл. 9), визначаємо ймовірність ФВ паливної системи, що призводить до СС польоту $R2$:

$$QR2(t) = (0,86 \cdot 10^{-3} \cdot 1,44 \cdot 10^{-3}) \cdot 2 + 2 \cdot 0,86 \cdot 10^{-4} + 2 \cdot 0,44 \cdot 10^{-3} + 2 \cdot 1,44 \cdot 10^{-4} + 2 \cdot 1,1 \cdot 10^{-4} = 1,76 \cdot 10^{-3}.$$

Отримане значення ймовірності ФВ паливної системи $QR2(t)$ (при заданих значеннях λ_j) перевищує нормоване значення для відмов, що обумовлюють появу СС польоту: $R2$ ($1,76 \cdot 10^{-3} > 10^{-5}$).

У зв'язку з цим потрібно конструктивне удосконалення системи, спрямоване на підвищення надійності елементів і системи в цілому. Знизити можливість попадання ПС у небезпечну ситуацію через відмови паливної системи можна також, удосконалюючи систему ТО.

5. КОНСТРУКТИВНІ УДОСКОНАЛЕННЯ СИСТЕМИ

Конструктивні удосконалення системи і її елементів необхідно розробити на основі результатів аналізу безвідмовності, експлуатаційної технологічності, контролепридатності, впливу відмов на рівень БП. При цьому необхідно підвищити надійність конструктивних елементів, поліпшити контролепридатність, щоб було можливо перекласти ці елементи на прогресивні стратегії і методи ТО.

Якщо результати аналізу покажуть, в основному, на виробі підсистеми (об'єкти, що потребують по тим чи іншим причинам удосконалень), то самі вдосконалення необхідно робити за результатами проведення інформаційного і патентного пошуку, тобто вивчення відповідної літератури і авторських свідоцтв (патентів). У першу чергу, необхідно вивчити технічну документацію системи, що досліджується (по заданому типу ПС), потім матеріали, що містяться в бюлетенях по її доробках, і відповідні журнали з авіаційної тематики.

Принципову схему заданої системи у випадку вдосконалення варто зобразити на кресленнях з усіма її змінами (запровадженням резервування, поліпшенням контролепридатності), а вдосконалий агрегат – у двох-трьох проєкціях з відповідними перерізами, що показують конструктивні особливості виробу. Наприклад, застосування струминних насосів, що не мають обертових деталей, для внутрішньообкавового перекачування палива на сучасних ПС,

підвищує безвідмовність паливних систем. Застосування термосвідків і захисних клапанів в авіаколесах запобігає (або попереджує) руйнацію шин, а застосування двох пружин у вузлі розгальмовування гальма колеса покращує плавність роботи цього вузла і запобігає руйнації пружин. У ГС потребують удосконалення гасителі пульсацій, гідроакумулятори (по добору початкового тиску азоту, місце розташування виробів у системі).

Крім того, у графічній частині КП можна показати розробку стенда, установки або іншого виду устаткування з ТО системи ПС. Запропоноване устаткування повинно підвищувати якість ТО, знижувати простой ПС на ТО, або дозволяти діагностувати (прогнозувати) технічний стан виробів заданої системи.

Можна також показати на кресленні розробку засобів діагностування виробів, конструктивну зміну виробів для застосування неруйнівних методів контролю, оптимальних методів пошуку несправностей, або сигналізації передвідмовного стану виробів, наприклад, конструктивна зміна елементів гідронасосів, фільтрів паливної, мастильної і ГС, що сигналізують про передвідмовний стан цих виробів.

У ПЗ необхідно коротко описати конструктивні вдосконалення, виконані на виробі заданої системи (з посиланням на аркуші креслень), обов'язково супроводивши їх інженерними розрахунками.

Такими розрахунками можуть бути, наприклад, розрахунок на міцність вдосконаленого гідроакумулятора, фільтра, або іншого виробу; розрахунок втрат тиску (місцевих, або по довжині трубопроводу) для зміненої частини гідро- (мастильної, паливної) системи; розрахунок на міцність конструктивних елементів стенда (добір електродвигуна, розрахунок з'єднувальних муфт, елементів редуктора тощо).

У розрахунковій частині цього розділу КП можна навести дані оцінки ефективності процесу ТО з використанням прогресивних стратегій і методів ТО.

6. ВИБІР СТРАТЕГІЇ ТЕХНІЧНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ АГРЕГАТІВ СИСТЕМИ

Використавши результати аналізу заданої системи з попередніх розділів проєкту, необхідно обґрунтувати і зробити вибір стратегій ТО для основних агрегатів системи.

У системі ТО сучасних ПС застосовують такі стратегії ТО агрегатів: ТО за напрацюванням (ТОН) і ТО за станом (ТОС).

Розрізняють дві стратегії ТО за станом: з контролем параметрів (ТОЗКП) і з контролем рівня надійності (ТОЗКРН).

Технічне обслуговування за напрацюванням рекомендується застосовувати для таких агрегатів:

- відмови яких безпосередньо впливають на безпеку і регулярність польотів;
- які не мають достатнього ступеня резервування;
- які не мають потрібного рівня контролепридатності, доступності і взаємозамінності;
- безвідмовність яких погіршується залежно від напрацювання;
- для яких відсутні методи і засоби технічної діагностики, а розробка їх складна, або потребує великих витрат.

Технічне обслуговування за станом із контролем параметрів рекомендується застосовувати для агрегатів:

- що мають достатній ступінь резервування в системі;
- що володіють достатнім рівнем контролепридатності;
- напрацювання до відмови яких має великий розкид;
- оцінка технічного стану яких може бути зроблена окремими параметрами (без ускладнення системи);
- для яких є (або можуть бути створені) методи і засоби технічного діагностування;
- для яких економічно доцільно застосування методу обслуговування за станом.

Технічне обслуговування за станом із контролем рівня надійності варто використовувати для агрегатів:

- відмови яких безпосередньо не впливають на БП;
- які мають достатній ступінь резервування в системі;
- безвідмовність яких не залежить від напрацювання;
- відмови яких не залишаються непоміченими екіпажем, або можуть бути виявлені при ТО;
- рівень експлуатаційної технологічності яких – високий.

На практиці експлуатації сучасних ПС знаходять застосування всі перераховані стратегії ТО. На основі комплексного застосування цих стратегій розробляються програми ТО ПС, спрямовані на підвищення економічної ефективності і безпеки експлуатації ПС.

Для правильного вибору тієї чи іншої стратегії варто детально вивчити сутність і особливості застосування кожної з них, проаналізувати потенційну пристосованість агрегатів до використання прогресивних стратегій ТО, дати пропозиції щодо поліпшення контролепридатності системи. Алгоритм вибору стратегій ТО агрегатів поданий у додаток 7. Як приклад, розподіл елементів системи за стратегіями ТО наведено у таблиці 10.

У таку таблицю необхідно включити основні вироби (вісім – десять одиниць) досліджуваної системи. Для застосування прогресивних стратегій ТО необхідно запропонувати відповідні конструктивні зміни виробів і діагностичні параметри (постановку датчиків, приладів і т. ін.).

Таблиця 10

Вибір стратегії технічного обслуговування елементів системи

Елемент системи	Стратегія ТО			Примітка
	ТОН (за ресурсом)	за станом		
		ТОЗКП	ТОЗКРН	
Фільтр грубого очищення (1 елемент)	–	+	–	Потрібне конструктивне вдосконалення
Зворотний клапан (2 елемент)	+	–	–	

Якщо на основі наукових досліджень, практики конструювання і експлуатації, або за інших причин для виробу застосувати прогресивну стратегію неможливо, то варто лишити ТО цього виробу за напрацюванням (ресурсом). Вибір визначеної стратегії ТО для кожного виробу обґрунтувати в тексті ПЗ.

Можливе поліпшення контролепридатності, наприклад, в елементі 1 (див. табл. 10) (у наведеному прикладі це виконано) за рахунок установки датчиків засміченості фільтроелементів, що сигналізують їхній технічний стан. Загоряння сигнальної лампи відрегульовано на передвідмовне значення перепаду тиску, тобто таке, що дозволяє завершити рейс до відкриття перепускного клапану. Крім того, фільтр у даній системі має резервування. Контролепридатність елемента 2 (зворотнього клапана) недостатня і поліпшити її ускладненням конструкції економічно недоцільно. Крім того, відсутнє резервування цього клапана і створення методів і засобів діагностики для такого простого виробу складне, тому такий виріб рекомендується обслуговувати за напрацюванням.

На закінчення варто коротко узагальнити результати аналізу і розрахунків усіх розділів КП і дати зауваження про відповідність системи і її виробів сучасному рівню і вимогам до програми ТО.

7. ЗМІСТ ПОПЕРЕДНЬОЇ І ПЕРЕДПОЛЬОТНОЇ ПІДГОТОВКИ ЕКІПАЖУ ПОВІТРЯНОГО СУДНА І ДІЙ ЕКІПАЖУ В ОСОБЛИВИХ СИТУАЦІЯХ ПОЛЬОТУ

Перед кожним польотом, незалежно від його тривалості, екіпаж ПС зобов'язаний виконувати попередню і передпольотну підготовку до польоту.

Попередня і передпольотна підготовка виконується відповідно до вимог документів, що регламентують льотну роботу.

При виникненні в польоті особливих ситуацій, екіпаж ПС зобов'язаний діяти відповідно до вимог КЛЕ.

Вивчення питань підготовки ПС до польоту, а також дій екіпажу при виникненні ОСП дозволить студенту детально ознайомитися з процесом льотної експлуатації.

У КП студент повинен викласти послідовність виконання попередньої і передпольотної підготовки кожного члена екіпажу ПС, а також конкретний порядок дій екіпажу при виникненні в польоті однієї з особливих умов і одного з особливих випадків, що розглядаються у даному КП (додаток 5).

8. СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Підтримання льотної придатності повітряних суден: навч. посібник / С.О. Дмитрієв, О.В. Попов, В.О. Максимов та ін. – К. : НАУ, 2022. – 208 с.

2. Керівництва з технічного обслуговування (Aircraft aintenance manuals) за типами повітряних суден

3. Керівництва з льотної експлуатації (Aircraft flight manuals) за типами повітряних суден/

4. Регламенти та технологічні вказівки з виконання регламентних робіт на повітряних суднах.

5. Basics of reliability of aviation engineering: lecture cours / V. Burlakov, V. Porva, O. Popov, D. Popov – К. : NAU, 2014. – 72 с.

6. АММ Boeing 737-300 400 500. Режим доступу: https://www.academia.edu/8278925/Boeing_737_300_400_500_Aircraft_M

aintenance Manual

7. Rules for Large Aeroplanes (CS-25).
<https://www.easa.europa.eu/en/document-library/easy-access-rules/easy-access-rules-large-aeroplanes-cs-25>.

8. Прийнятні методи відповідності та керівний/ Матеріал для сертифікації повітряних суден, Пов'язаних з ними виробів, компонентів та обладнання, а також організації розробника та виробника (АМС та ГМ до АПУ-21(Part-21)), затверджено указом Державіаслужби від 29.01.2020 р. № 165.

9. Annex 13. Convention on International Civil Aviation. International Standards and Recommended Practices: Aircraft Accident and Incident Investigation. 2020. – 80 p.

ДОДАТКИ

Додаток 1

Варіанти завдань

Номер навчальної картки та індивідуального навчального плану студента	Тип повітряного судна						
	Ан-26	Ан-140	Ан-124	Boeing-737	Ил-76	Ми-8	A320
1	1	11	21	31	41	51	61
2	2	12	22	32	42	52	62
3	3	13	23	33	43	53	63
4	4	14	24	34	44	54	64
5	5	15	25	35	45	55	65
6	6	16	26	36	46	56	66
7	7	17	27	37	47	57	67
8	8	18	28	38	48	58	68
9	9	19	29	39	49	59	69
0	10	20	30	40	50	60	70

Додаток 2

Найменування ФС ПС та значення λ_i елементів системи для різних ОСП

Номер варіанту	ФС	Інтенсивності відмов елементів системи λ_i для різних ситуацій		
		УУП $\lambda_i \cdot 10^{-4}$	СС $\lambda_i \cdot 10^{-5}$	АС $\lambda_i \cdot 10^{-7}$
		1	Паливна система	4,3; 7,2; 5,5; 2,1
2	Система змащення	9,3; 2,8; 7,3; 4,5	9,3; 2,8; 7,3; 4,5	9,3; 2,8; 7,3; 4,5
3	Система життєзабезпечення (Система кондиціонування повітря)	3,4; 5,8; 9,8; 1,5	3,4; 5,8; 9,8; 1,5	3,4; 5,8; 9,8; 1,5
4	Система життєзабезпечення (Система регулювання тиску)	3,4; 5,8; 9,8; 1,5	3,4; 5,8; 9,8; 1,5	3,4; 5,8; 9,8; 1,5
5	ГС (мережа джерел тиску і гальма)	7,3; 2,4; 1,8; 3,5	7,3; 2,4; 1,8; 3,5	7,3; 2,4; 1,8; 3,5
6	ГС (мережа джерел тиску та прибирання- випуску шасі)	8,2; 3,7; 2,9; 5,4	8,2; 3,7; 2,9; 5,4	8,2; 3,7; 2,9; 5,4
7	ГС (мережа джерел тиску та прибирання- випуску закрилків)	3,5; 2,7; 7,3; 9,7	3,5; 2,7; 7,3; 9,7	3,5; 2,7; 7,3; 9,7
8	ГС (мережа джерел тиску і керування передньою опорою)	1,7; 3,9; 8,4; 5,8	1,7; 3,9; 8,4; 5,8	1,7; 3,9; 8,4; 5,8
9	ГС (мережа джерел тиску і прибирання-випуску рампи)	2,0; 3,8; 4,5; 8,8	2,0; 3,8; 4,5; 8,8	2,0; 3,8; 4,5; 8,8
10	ГС (мережа джерел тиску і керування склоочисниками)	3,0; 4,8; 8,2; 3,9	3,0; 4,8; 8,2; 3,9	3,0; 4,8; 8,2; 3,9
11	Паливна система	7,3; 8,7; 3,8; 4,3	7,3; 8,7; 3,8; 4,3	7,3; 8,7; 3,8; 4,3
12	Система змащення	8,3; 3,2; 4,7; 9,5	8,3; 3,2; 4,7; 9,5	8,3; 3,2; 4,7; 9,5
13	Система життєзабезпечення	2,8; 3,2;	2,8; 3,2;	2,8; 3,2;

	(Система кондиціонування повітря)	4,8; 8,2	4,8; 8,2	4,8; 8,2
14	Система життєзабезпечення (Система регулювання тиску)	3,8; 4,3; 7,3; 2,5	3,8; 4,3; 7,3; 2,5	3,8; 4,3; 7,3; 2,5
15	ГС (мережа джерел тиску та прибирання – випуску шасі)	2,8; 3,3; 8,2; 9,4	2,8; 3,3; 8,2; 9,4	2,8; 3,3; 8,2; 9,4
16	ГС (мережа джерел тиску і гальм)	7,3; 2,5; 3,4; 8,2	7,3; 2,5; 3,4; 8,2	7,3; 2,5; 3,4; 8,2
17	ГС (мережа джерел тиску і керування передньою опорою)	2,5; 4,8; 9,5; 7,3	2,5; 4,8; 9,5; 7,3	2,5; 4,8; 9,5; 7,3
18	ГС (мережа джерел тиску та прибирання – випуску закрилків)	3,8; 9,8; 3,2; 7,4	3,8; 9,8; 3,2; 7,4	3,8; 9,8; 3,2; 7,4
19	ГС (мережа джерел тиску та прибирання – випуску трапу)	2,8; 7,3; 8,3; 4,5	2,8; 7,3; 8,3; 4,5	2,8; 7,3; 8,3; 4,5
20	Мережа джерел тиску та керування стабілізатором)	3,5; 7,4; 2,3; 4,8	2,8; 7,3; 8,3; 4,5	2,8; 7,3; 8,3; 4,5
21	Паливна	2,5; 8,4; 3,7; 7,4	2,5; 8,4; 3,7; 7,4	2,5; 8,4; 3,7; 7,4
22	ГС (мережа джерел тиску і гальм)	3,8; 2,1; 4,8; 9,2	3,8; 2,1; 4,8; 9,2	3,8; 2,1; 4,8; 9,2
23	ГС (мережа джерел тиску та прибирання – випуску шасі)	1,8; 3,2; 5,4; 9,2	1,8; 3,2; 5,4; 9,2	1,8; 3,2; 5,4; 9,2
24	ГС (мережа джерел тиску і керування передньою опорою)	2,4; 3,8; 7,2; 8,3	2,4; 3,8; 7,2; 8,3	2,4; 3,8; 7,2; 8,3
25	Паливна	3,7; 9,2; 1,3; 2,9	3,7; 9,2; 1,3; 2,9	3,7; 9,2; 1,3; 2,9
26	ГС (мережа джерел тиску і керування інтерцепторами)	3,7; 2,4; 7,3; 4,2	3,7; 2,4; 7,3; 4,2	3,7; 2,4; 7,3; 4,2
27	Мастильна	1,3; 9,2; 4,0; 5,3	1,3; 9,2; 4,0; 5,3	1,3; 9,2; 4,0; 5,3
28	Висотна	2,8; 3,4; 7,3; 5,2	2,8; 3,4; 7,3; 5,2	2,8; 3,4; 7,3; 5,2
29	ГС (мережа джерел тиску і керування гідропідсилювачем керма направлення)	4,3; 9,3; 7,5; 2,4	4,3; 9,3; 7,5; 2,4	4,3; 9,3; 7,5; 2,4
30	Паливна	1,8; 3,4; 9,8; 7,5	1,8; 3,4; 9,8; 7,5	1,8; 3,4; 9,8; 7,5
31	Висотна	9,4; 8,3; 2,5; 5,8	9,4; 8,3; 2,5; 5,8	9,4; 8,3; 2,5; 5,8
32	ГС (мережа джерел тиску і керування передньою опорою)	4,8; 9,2; 3,2; 5,5	4,8; 9,2; 3,2; 5,5	4,8; 9,2; 3,2; 5,5
33	Паливна	1,8; 2,9; 8,5; 7,3	1,8; 2,9; 8,5; 7,3	1,8; 2,9; 8,5; 7,3
34	Мастильна	3,8; 4,5; 2,3; 7,8	3,8; 4,5; 2,3; 7,8	3,8; 4,5; 2,3; 7,8
35	Висотна	7,5; 9,8; 2,5; 4,5	3,8; 4,5; 2,3; 7,8	3,8; 4,5; 2,3; 7,8
36	ГС (мережа джерел тиску і керування внутрішніми інтерцепторами)	3,2; 4,3; 2,7; 8,4	3,2; 4,3; 2,7; 8,4	3,2; 4,3; 2,7; 8,4
37	ГС (мережа джерел тиску і керування середніми інтерцепторами)	1,8; 9,3; 2,8; 4,5	1,8; 9,3; 2,8; 4,5	1,8; 9,3; 2,8; 4,5
38	ГС (мережа джерел тиску та прибирання – випуску шасі)	2,5; 7,4; 4,3; 8,4	2,5; 7,4; 4,3; 8,4	2,5; 7,4; 4,3; 8,4
39	ГС (мережа джерел тиску і гальм коліс)	8,5; 3,4; 9,8; 2,8	8,5; 3,4; 9,8; 2,8	8,5; 3,4; 9,8; 2,8
40	Паливна	9,4; 3,2; 4,5; 6,5	9,4; 3,2; 4,5; 6,5	9,4; 3,2; 4,5; 6,5
41	Мастильна	3,4; 9,7; 2,4; 5,4	3,4; 9,7; 2,4; 5,4	3,4; 9,7; 2,4; 5,4
42	Гідроазотна (мережа джерел тиску і повороту передньої опори)	2,4; 8,3; 6,8; 4,2	2,4; 8,3; 6,8; 4,2	2,4; 8,3; 6,8; 4,2
43	Паливна	3,7; 7,2; 5,4; 8,3	3,7; 7,2; 5,4; 8,3	3,7; 7,2; 5,4; 8,3

44	Гідроазотна (мережа джерел тиску і гальм)	2,9; 3,74 8,8; 6,6	2,9; 3,74 8,8; 6,6	2,9; 3,74 8,8; 6,6
45	Гідроазотна (мережа джерел тиску і прибирання та випуску шасі)	4,3; 3,2; 7,5; 9,3	4,3; 3,2; 7,5; 9,3	4,3; 3,2; 7,5; 9,3
46	Висотна	3,7; 8,5; 2,3; 5,6	3,7; 8,5; 2,3; 5,6	3,7; 8,5; 2,3; 5,6
47	Гідроазотна (мережа джерел тиску та прибирання – випуску спойлерів)	4,3; 2,1; 5,8; 9,3	3,7; 8,5; 2,3; 5,6	3,7; 8,5; 2,3; 5,6
48	Гідроазотна (мережа джерел тиску і роботи склоочисників)	2,8; 8,3; 4,5; 7,4	2,8; 8,3; 4,5; 7,4	2,8; 8,3; 4,5; 7,4
49	Система прибирання та випуску рампи	7,8; 2,3; 3,9; 6,3	7,8; 2,3; 3,9; 6,3	7,8; 2,3; 3,9; 6,3
50	Мастильна	3,8; 8,4; 2,7; 4,9	3,8; 8,4; 2,7; 4,	3,8; 8,4; 2,7; 4,
51	ГС (джерела тиску і система повздовжнього керування вертольотом)	1,5; 7,9; 6,3; 9,5	1,5; 7,9; 6,3; 9,5	1,5; 7,9; 6,3; 9,5
52	ГС (джерела тиску і система поперечного керування вертольотом)	2,3; 5,1; 1,7; 9,8	2,3; 5,1; 1,7; 9,8	2,3; 5,1; 1,7; 9,8
53	Паливна	4,3; 1,2; 8,5; 7,2	4,3; 1,2; 8,5; 7,2	4,3; 1,2; 8,5; 7,2
54	Мастильна	2,1; 7,9; 1,1; 5,4	2,1; 7,9; 1,1; 5,4	2,1; 7,9; 1,1; 5,4
55	Повітряна	5,1; 1,4; 6,7; 8,5	5,1; 1,4; 6,7; 8,5	5,1; 1,4; 6,7; 8,5
56	ГС (джерела тиску і система керування хвостовим гвинтом)	9,1; 1,4; 2,3; 7,2	9,1; 1,4; 2,3; 7,2	9,1; 1,4; 2,3; 7,2
57	ГС (джерела тиску і система керування загальним кроком несучого гвинта	6,3; 1,8; 7,9; 8,4	6,3; 1,8; 7,9; 8,4	6,3; 1,8; 7,9; 8,4
58	Паливна	2,5; 9,9; 7,1; 1,1	2,5; 9,9; 7,1; 1,1	2,5; 9,9; 7,1; 1,1
59	Мастильна	7,9; 1,8; 9,6; 8,1	7,9; 1,8; 9,6; 8,1	7,9; 1,8; 9,6; 8,1
60	Повітряна	1,8; 6,9; 7,2; 3,2	1,8; 6,9; 7,2; 3,2	1,8; 6,9; 7,2; 3,2
61	Мастильна	1,1; 7,8; 9,8; 3,1	1,1; 7,8; 9,8; 3,1	1,1; 7,8; 9,8; 3,1
62	Паливна	1,7; 2,1; 8,9; 7,4	1,7; 2,1; 8,9; 7,4	1,7; 2,1; 8,9; 7,4
63	Висотна	7,6; 5,2; 2,5; 8,1	7,6; 5,2; 2,5; 8,1	7,6; 5,2; 2,5; 8,1
64	ГС (мережа джерел тиску і гальм)	5,7; 3,4; 1,5; 9,6	5,7; 3,4; 1,5; 9,6	5,7; 3,4; 1,5; 9,6
65	ГС (мережа джерел тиску та прибирання – випуску шасі)	7,2; 3,1; 8,5; 2,1	7,2; 3,1; 8,5; 2,1	7,2; 3,1; 8,5; 2,1
66	ГС (джерела тиску і мережа роботи склоочисників)	3,2; 1,8; 7,9; 8,1	3,2; 1,8; 7,9; 8,1	3,2; 1,8; 7,9; 8,1
67	ГС (мережа джерел тиску і керування передньою опорою)	7,4; 1,8; 4,1; 9,5	7,4; 1,8; 4,1; 9,5	7,4; 1,8; 4,1; 9,5
68	Мастильна	3,2; 2,1; 8,5; 7,1	3,2; 2,1; 8,5; 7,1	3,2; 2,1; 8,5; 7,1
69	Паливна	8,1; 1,9; 5,3; 4,1	8,1; 1,9; 5,3; 4,1	8,1; 1,9; 5,3; 4,1
70	Висотна	9,5; 7,2; 1,2; 5,4	9,5; 7,2; 1,2; 5,4	9,5; 7,2; 1,2; 5,4

Вплив втрати працездатності основних споживачів ФС на виникнення ОСП

Основні ФС	Споживачі системи	Параметри споживачів	Умовне позначення параметрів споживача	Відхилення фактичних значень параметрів від нормативних	Характеристика стану споживача	Вид ОСП
Гідравлічна система						
Забезпечення прибирання-випуску шасі	Опори літака	Час випуску	$t_{\text{вип}}$	$t_{\text{вип}} < t_{\text{вип}}^{\text{норм}}$ $t_{\text{вип}} \rightarrow \infty$	Уповільнений випуск шасі	R1
			$t_{\text{приб}}$	$t_{\text{приб}} > t_{\text{приб}}^{\text{норм}}$ $t_{\text{приб}} \rightarrow \infty$	Невипуск шасі	R3
					Повільне прибирання шасі	R1
					Не прибирання шасі	R2
Випуск (прибирання) закрилків	Закрилки	Кут відхилення	$\delta_{\text{зак}}$	$\delta_{\text{зак}} < \delta_{\text{зак}}^{\text{зад}}$ $\delta_{\text{зак}} = 0$	Неповний випуск закрилків	R1
			Невипуск закрилків	R2		
Керування інтерцепторами	Інтерцептори	Кут відхилення	$\delta_{\text{інт}}$	$\delta_{\text{інт}} = 0$ $\delta_{\text{інт}1} = 0$ $\delta_{\text{інт}2} = \delta_{\text{інт}}^{\text{зад}}$	Не випуск інтерцепторів.	R1
					Несиметричний випуск інтерцепторів	R2
Керування передньою опорою шасі	Передня опора шасі	Амплітуда коливань			Вібрація передньої опори	R1
		Час повороту	$t_{\text{пов}}$	$t_{\text{пов}} > t_{\text{пов}}^{\text{норм}}$	Млявий розворот.	R1
		Кут повороту	$\alpha_{\text{пов}}$	$\alpha_{\text{пов}} < \alpha_{\text{пов}}^{\text{зад}}$	Відмова керування поворотом коліс	R2
Гальмування коліс	Гальмівні колеса	Гальмівний момент	$M_{\text{гальм}}$	$M_{\text{гальм}} < M_{\text{гальм}}^{\text{норм}}$	Зниження ефективності гальмування	R1
				$M_{\text{гальм}1} = M_{\text{гальм}}^{\text{норм}}$ $M_{\text{гальм}2} \rightarrow 0$	Не гальмування коліс однієї з опор шасі (виникнення розгортального моменту)	R3

Основні ФС	Споживачі системи	Параметри споживачів	Умовне позначення параметрів споживача	Відхилення фактичних значень параметрів від нормативних	Характеристика стану споживача	Вид ОСП
Керування перестановкою стабілізатора	Стабілізатор	Кут установки	$\delta_{\text{стаб}}$	$\delta_{\text{стаб}} = \delta_{\text{стаб}}^{\text{зад}}$	Відмови керування або мимовільний хід від стабілізатора.	R2
		Час перестановки	$t_{\text{пер}}$	$t_{\text{пер}} > t_{\text{пер}}^{\text{норм}}$	Повільна перестановка стабілізатора	R1
Система життєзабезпечення						
Кондиціонування повітря в гермокабіні	Гермокабіна	Температура повітря	$T_{\text{пов}}$	$T_{\text{пов}} > T_{\text{н}}$	Підвищена температура	R1
		Вміст Вуглекислого газу	$C_{\text{со2}}$	$C_{\text{со2}} > C_{\text{со2}}^{\text{норм}}$	Незабезпечення необхідної кратності обміну повітря	R2
Регулювання тиску повітря в гермокабіні	Гермокабіна	Абсолютний тиск	$P_{\text{абс}}$	$\Delta P_{\text{абс}} < \Delta P_{\text{абс}}^{\text{норм}}$	Розгерметизація гермокабіни.	R3
		Перепад тиску	ΔP	$\Delta P < \Delta P^{\text{норм}}$	Розгерметизація гермокабіни.	R3
				$\Delta P > \Delta P^{\text{норм}}$	Перенаддув гермокабіни	R2
		Швидкість зміння тиску.	dP/dt	$dP/dt > (dP/dt)^{\text{норм}}$	Невідповідність швидкості зміння тиску	R1
Паливна система						
Подача палива до двигунів	Двигуни	Тяга двигунів	$P_{\text{дв}}$	$P_{\text{дв}} < P_{\text{дв}}^{\text{норм}}$	Зниження тяги двигуна.	R1
				$P_{\text{дв}} = 0$	Відмова двигуна у польоті	R2
Виробіток палива	Повітряне судно	Повздовжня	$dm_x/d\beta$	$dm_x/d\beta > 0$	Відмова двох двигунів.	R3

Основні ФС	Споживачі системи	Параметри споживачів	Умовне позначення параметрів споживача	Відхилення фактичних значень параметрів від нормативних	Характеристика стану споживача	Вид ОСП
		стійкість			Порушення повздовжньої стійкості через несиметричний виробіток палива з баків	R1
Система змащення						
Забезпечення змащування	Двигуни	Збільшення тертя		$P_{\text{тер}} > P_{\text{тер}}^{\text{норм}}$	Підвищене тертя у вузлах (збільшення температури масла)	R2
				$P_{\text{тер}} \gg P_{\text{тер}}^{\text{норм}}$		

Особливі умови і випадкі польоту ПС для варіантів КП

Номер особливої умови і випадку польоту	Варіант КП
1	1, 2, 9, 10, 11, 12, 20, 24, 26, 29, 31, 32, 39, 40, 41, 42, 48, 49, 52, 53, 59, 61, 63, 70
2	1, 2, 9, 10, 11, 12, 20, 24, 26, 29, 31, 32, 39, 40, 41, 42, 48, 49, 52, 53, 59, 61, 63, 70
3	2, 10, 12, 26, 32, 40, 41, 48, 53, 60, 61, 71
4	1, 2, 9, 10, 11, 12, 20, 24, 26, 29, 31, 32, 40, 41, 42, 48, 49, 52, 53, 59, 61, 70
5	1, 2, 9, 10, 11, 12, 20, 24, 26, 29, 31, 32, 39, 40, 41, 42, 48, 49, 52, 53, 59, 61, 63, 70
6	1, 2, 9, 10, 11, 12, 20, 24, 26, 29, 31, 32, 39, 40, 41, 42, 48, 49, 52, 53, 59, 61, 63, 70
7	4, 5, 7, 8, 14, 15, 16, 21, 22, 23, 28, 34, 35, 37, 38, 44, 45, 47, 51, 56, 57, 62, 64, 65
8	6, 17, 19, 25, 35, 36, 46, 47, 55, 58, 67
9	3, 13, 18, 27, 30, 33, 34, 43, 50, 54, 66, 68, 69
10	1, 2, 9, 10, 11, 12, 20, 24, 26, 29, 31, 32, 40, 41, 42, 48, 49, 52, 53, 59, 61, 63

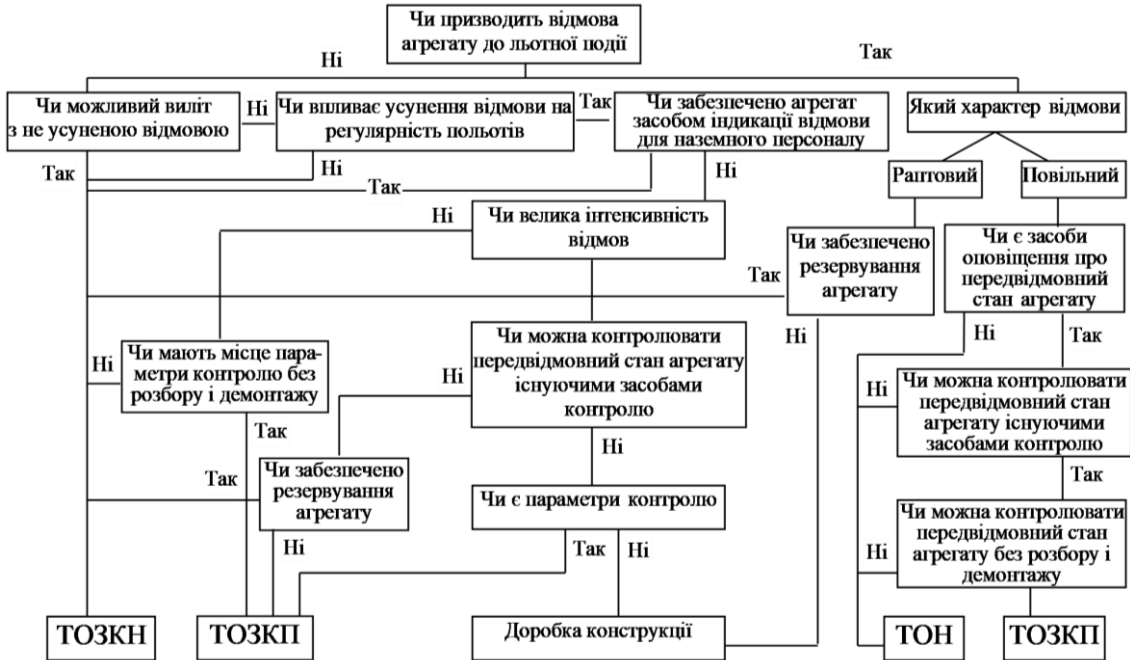
Перелік особливих умов, що виникають у польоті

1. Політ в зоні обмерзання.
2. Політ в зоні грозової діяльності та потужних зливових опадів.
3. Польоти в турбулентній атмосфері.
4. Польоти в зоні підвищеної електричної активності атмосфери.
5. Польоти в умовах пильної бурі.
6. Польоти в гірській місцевості.
7. Політ в малоорієнтованій місцевості.
8. Політ над водною поверхнею.
9. Польоти в полярних районах Північної та Південної півкуль.
10. Політ в умовах складної орнітологічної обстановки.

Перелік особливих випадків, що виникають у польоті

1. Відмова двигуна в польоті.
2. Відмова двигуна при наборі висоти, на зниженні і на передпосадочному планеруванні.
3. Пожежа в двигуні.
4. Відмова двигуна (двигунів) у горизонтальному польоті.
5. Відхід на друге коло з одним (двома) двигунами, що не працюють.
6. Посадка при несиметричній тязі двигунів.
7. Посадка з несправним шасі.
8. Посадка з прибраними засобами механізації крила.
9. Розгерметизація кабіни.
10. Вимушена посадка поза аеродромом.

Логічна схема вибору стратегій ТО



Зразок оформлення титульного аркушу

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
Аерокосмічний факультет
Кафедра Підтримання льотної придатності повітряних суден

КУРСОВИЙ ПРОЄКТ

З дисципліни
«Підтримання льотної придатності повітряної суден (ІСАО Doc.9760)»

УДОСКОНАЛЕННЯ ПРОЦЕСУ ТЕХНІЧНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ

(найменування системи)

(найменування ПС)

Виконав _____
П.І.Б., група

Прийняв _____
П.І.Б., викладача

КИЇВ 202_

Навчальне видання

ПІДТРИМАННЯ ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ
ПОВІТРЯНИХ СУДЕН (ICAO Doc.9760)

Методичні рекомендації до виконання курсового проекту
для здобувачів вищої освіти освітнього ступеня «магістр»
спеціальності 272 «Авіаційний транспорт» освітньо-професійної
програми «Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і
авіадвигунів» денної та заочної форм навчання

Укладачі:

ДМИТРИЄВ Сергій Олександрович
ПОПОВ Олександр Вікторович
ЄВСЮКОВ Євген Юрійович

Редактор

Технічний редактор

Коректор

Комп'ютерна верстка

Підп. до друку 00.00.2023 р Формат 60x84/16. Папір офс.

Офс. дрк Ум. дрк арк. _____. Обл.-вид. арк. _____.

Тираж ____ прим. Замовлення №

Видавець і виготівник

Національний авіаційний університет

03680, Київ-58, проспект Лубомира Гузара, 1

Свідоцтво про внесення до Державного реєстру ДК № 977

від 05.07.2022