МІНІСТЕРСТВО ВНУТРІШНІХ СПРАВ УКРАЇНИ
ХАРКІВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ВНУТРІШНІХ СПРАВ
КРЕМЕНЧУЦЬКИЙ ЛЬОТНИЙ КОЛЕДЖ
Циклова комісія технічного обслуговування авіаційної техніки

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

з навчальної дисципліни
«Технічна діагностика та неруйнівний контроль»

обов'язкових компонент
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів

за темою – «Аналіз рівня контролепридатності АТ і способи його підвищення»

Харків 2022

ЗАТВЕРДЖЕНО
Науково-методичною радою
Харківського національного
університету внутрішніх справ
Протокол від 30.08.2022 № 8

СХВАЛЕНО
Методичною радою
Кременчуцького льотного коледжу
Харківського національного
університету внутрішніх справ
Протокол від 22.08.2022 № 1

ПОГОДЖЕНО
Секцією науково-методичної ради
ХНУВС з технічних дисциплін
Протокол від 29.08.2022 № 8

Розглянуто на засіданні циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, протокол від 10.08.22 № 1

Розробники: викладач циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, спеціаліст, доктор технічних наук, професор Тамаргазін О.А.

Рецензенти:

1. Викладач кафедри машинобудування Кременчуцького національного університету ім. М.Остроградського, к.н.т., доцент, спеціаліст вищої категорії Шаповал О.О.
2. Викладач циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки Кременчуцького льотного коледжу Харківського національного університету внутрішніх справ, к.т.н.,с.н.с. Тягній В.Г.

План лекції.

1. Зв’язок діагностування авіаційної техніки і рівня контролепридатності.
2. Діагностування за зміною функціональних параметрів.
3. Зразок рівня контролепридатності АТ.
4. Вичислення рівня контролепридатності двигуна ТВ2-117А.
5. Схема діагностування за рівнем контролепридатності АТ.

Рекомендована література :

Основна література:

1. Кеба І.В. Діагностика авіаційних ї ГТД, 1980. 220 с.

Допоміжна література:

1. Машошин О.Ф. Діагностика авіаційної техніки. Навчальний посібник. М.: МГТУ ГА, 2007. 141 с.
2. Кеба І.В. „ Конструкція и льотна експлуатація авіаційного двигуна ГТД-350”, М.: Транспорт, 1987. 224с.
3. Мозгалевський А.В., Гаскаров Д.В. Технична діагностика. Навчальний посібник для вузів. — М.: Висш. школа, 1975. 207 с.
4. Лозовський В.Н. Бондал Г.В., Каксис О.В. Діагностика авіаційних деталей. М. : Машинобудування, 1988. 280 с.
5. Лозицький Л.П., Янко А.К., Лапшов В.Ф. Оцінка техничного стану авиаційних ГТД. М.: Повітряний транспорт, 1982. 140 с.

Макаровський И.М. Основи техничної експлуатації и діагностіки авиаційної техніки: Уч. посібник . Самара: СГАУ, 2004. 116 с.

Інформаційні ресурси в Інтернеті

1. http://klk.univd.edu.ua/uk/dir/177/biblioteka
2. URL:http://www.usndt.com.ua/index.htm

Текст лекції
Аналіз рівня контролепридатності АТ і способи його підвищення.

1.Загальні положення

1.1. Методика складання аналізу надійності авіаційної техніки експлуатантами (далі – Методика) розроблена на основі узагальнення практичного досвіду збереження льотної придатності парку повітряних суден (ПС) України, рекомендацій Міжнародної організації цивільної авіації (ІКАО) та з метою надання методичної допомоги експлуатантам з оцінки й підтримання надійності парку ПС.

1.2. Ця Методика встановлює форму аналізу надійності парку ПС експлуатанта та містить інструктивний матеріал щодо визначення експлуатантом контрольних рівнів надійності експлуатованих ПС на підставі накопиченого досвіду експлуатації.

1.3. Кожна держава реєстрації ПС встановлює тип й процедури передачі інформації та забезпечує наявність системи, в рамках якої, експлуатант узагальнює та оцінює досвід технічного обслуговування й експлуатації з точки зору льотної придатності і надає інформацію своїм повноважним органам про усі відмови, несправності, дефекти та інші проблеми, котрі впливають, або можуть мати негативний вплив на збереження льотної придатності повітряного судна.

1.4. Система забезпечення надійності авіаційної техніки (АТ) призначена для збереження льотної придатності ПС в процесі експлуатації, що здійснюється експлуатантами на основі нормування їх діяльності комплексом Авіаційних правил, які встановлюють організаційну структуру робіт по збору, обробці, аналізу, збереженню й передачі інформації з надійності виробів АТ, порядок розробки та виконання програм забезпечення надійності АТ та процедури контролю рівня надійності виробів АТ.

1.5. Ефективність рішення задач, що спрямовані на збереження норм льотної придатності ПС, досягається на основі взаємодії підприємств, координації робіт, максимального використання інформаційного фонду, якості регламентації організаційних, технічних, методичних й інформаційних основ системи забезпечення надійності АТ.

2. Нормативні посилання

Під час розроблення цієї Методики використовувалися такі нормативно-правові акти:

Повітряний кодекс України (введений в дію Постановою Верховної Ради України від 04 травня 1993 р. №3168-XII)

Положення про Державну службу України з нагляджу за забезпеченням безпеки авіації, затверджене Указом Президента України від 05 липня 2004 р. № 803/2004 (із змінами, внесеними Указом Президента України від 16 серпня 2004 року № 912/2004)

Правила сертифікації експлуатантів, затверджені наказом Міністерства транспорту України від 29.05.98 № 204 та зареєстровані в Міністерстві юстиції України 09.09.1998 за №552/2992 (із змінами, внесеними згідно з наказом Міністерства транспорту України №3 від 09.01.01)

Документ ІКАО (Doc 9760-AN/967), 2001 р. "Руководство по летной годности"

Спільні Авіаційні Вимоги JAR-OPS 1 Об’єднаних Авіаційних Властей Європи (JAA)

Приложение 6 к Конвенции о международной гражданской авиации "Эксплуатация воздушных судов"

Приложение 8 к Конвенции о международной гражданской авиации "Летная годность воздушных судов"

Документ ІКАО (Doc 9642-AN/941) "Руководство по сохранению летной годности"

ДСТУ 2860-94. Надійність техніки. Терміни та визначення.

ДСТУ 2863-94. Надійність техніки. Програма забезпечення надійності. Загальні вимоги.

ДСТУ 2862-94. Надійність техніки. Методи розрахунку показників надійності.

ДСТУ 9004-95. Надійність техніки. Методи оцінки показників надійності за експериментальними даними.

3. Перелік використаних скорочень

АД	авіаційний двигун;
АіРЕО	авіаційне і радіоелектронне обладнання;
АТ	авіаційна техніка;
БП	безпека польотів;
ДЗД	дострокове знімання двигунів;
ДСУ	допоміжна силова установка;
ЗІП	запасні частини і прилади;
ЗПЕ	з початку експлуатації;
ІАС	інженерно авіаційна служба;
ІКАО	Міжнародна організація цивільної авіації;
ІТС	інженерно-технічний склад;
КОН АТ	картка обліку несправностей АТ;
НТД	нормативно технічна документація;
ПС	повітряне судно;
ПММ	пально-мастильні матеріали;
ПОР	після останнього ремонту;
РТО	регламент технічного обслуговування;
ТО	технічне обслуговування;
ЦА	цивільна авіація;
ЦЕН АТ	центр експлуатаційної надійності авіаційної техніки.

4. Терміни та їх визначення

Використані в цій Методиці терміни мають такі визначення:

Відмова – подія, яка полягає у втраті об’єктом здатності виконувати потрібну функцію, тобто у порушенні працездатного стану об’єкта.

Виробнича несправність - несправність, спричинена невідповідністю ходу виробництва проекту об’єкта чи установленим виробничим процесам.

Дефект - кожна окрема невідповідність об’єкта встановленим вимогам.

Експлуатаційна несправність – несправність, яка обумовлена порушеннями встановлених правил експлуатації або технічного обслуговування.

Конструкційна несправність –несправність, спричинена недосконалістю проекту об’єкта.

Контролепридатність – властивістьоб'єкта, яка характеризує його пристосованість до попередження і виявлення відмов і ушкоджень, а також причин, що їх обумовили.

Льотна придатність – це характеристика повітряного судна з точки зору закладених і реалізованих в його конструкції й експлуатаційній документації принципів, що дозволяють виконувати безпечний політ у всьому діапазоні очікуваних умов експлуатації.

Несправність – стан об'єкта, за яким він нездатний виконувати хоч би одну із заданих функцій.

Надійність – властивість об’єкта зберігати у часі в установлених межах значення всіх параметрів, які характеризують здатність виконувати потрібні функції в заданих режимах та умовах застосування, технічного обслуговування, зберігання та транспортування.

Показник надійності - кількісна характеристика однієї чи декількох із тих властивостей, які в сукупності складають надійність об'єкта.

Пошкодження – подія, яка полягає у порушенні справного стану об’єкта коли зберігається його працездатність.

Працездатність – стан об’єкта, який характеризується його здатністю виконувати усі потрібні функції.

Програма забезпечення надійності АТ – документ, що встановлює порядок забезпечення норм льотної придатності типа ПС згідно з прийнятими експлуатантами методами і режимами ТО, організацією технологічних процесів, контролем якості робіт з ТО та інше.

Ремонтна несправність – несправність, яка обумовлена низькою якістю ремонту або порушенням технології ремонту об’єкта.

Розрахунковий показник надійності – показник надійності, значення якого визначають шляхом розрахунку.

5. Загальні вимоги

5.1. Головною метою аналізу надійності АТ є розробка заходів, що сприяють підвищенню безпеки і регулярності польотів та удосконаленню процесів технічної експлуатації АТ, які обумовлюють високу ефективність її використання.

5.2. Основні завдання аналізу надійності АТ:

визначення рівня надійності ПС та його функціональних систем;

розрахунок показників надійності в процесі експлуатації;

оцінка відповідності показників надійності ПС контрольному рівню надійності;

виявлення складових частин (комплектуючих виробів, агрегатів, блоків), відмови яких викликають зниження рівня надійності ПС та розробка пропозицій щодо усунення їх конструктивно-виробничих недоліків, які спрямовані на підвищення надійності ПС;

аналіз ефективності заходів, які проводяться з метою підвищення надійності;

розробка програми забезпечення надійності АТ (тобто прийняття управляючих дій з удосконалення процесів технічної експлуатації ПС авіакомпанії).

5.3. Інженерно-авіаційна служба експлуатантів зобов’язана:

організовувати збір первинної інформації, що містить дані про відмови і пошкодження виробів АТ та їх напрацювання;

проводити аналіз надійності АТ, включаючи оцінку показників надійності та їх статистичну достовірність;

здійснювати організаційно-технічні заходи для запобігання появи відмов виробів АТ в польоті;

розроблювати вимоги й рекомендації щодо підвищення надійності виробів АТ та усунення конструктивно-виробничих недоліків;

підвищувати кваліфікацію інженерно-технічного персоналу;

впроваджувати сучасні методи і засоби контролю та діагностування АТ, використовувати автоматизовані системи збору й обробки інформації;

розроблювати пропозиції з удосконалення експлуатаційної документації;

оформлювати у вигляді звіту результати експлуатації парку ПС та аналізу надійності АТ (первинна інформація) відповідно вимог Державіаслужби;

оперативно повідомляти про авіаційні події (АП), інциденти та усі інші експлуатаційні перешкоди.

5.4. Експлуатанти повинні встановлювати організаційну структуру для належного виконання робіт по збору, обробці, аналізу, збереженню й передачі інформації з надійності виробів АТ, виконання й контролю програм забезпечення надійності АТ, призначати відповідальних осіб, визначати їх повноваження та взаємодію.

5.5. Результати аналізу оформлюються окремо для кожного типу ПС у вигляді звіту, форма й зміст котрого викладені в даній Методиці. Аналіз надійності щоквартально направляється в Державіаслужбу для контролю його ефективності і в Центр експлуатаційної надійності авіаційної техніки (ЦЕН АТ) для узагальнення інформації та аналізу надійності усього парку ПС України.

5.6. Система збору, обліку та обробки інформації регламентує організаційно-технічні заходи отримання достовірних і в необхідному обсязі відомостей щодо проведення аналізу надійності АТ, розробки заходів і пропозицій зі збереження льотної придатності ПС та отримання оцінок контрольних рівнів надійності АТ.

Збір, обробка та первинний аналіз інформації з надійності АТ покладається на інженерно-авіаційну службу (ІАС) експлуатантів. Узагальнення інформації з надійності, що являється основою розробки керуючих впливів для забезпечення надійності АТ і охоплює етапи проектування, виробництва, ремонту та експлуатації АТ, та розробку пропозицій щодо збереження льотної придатності ПС проводить ЦЕН АТ.

5.7. Система забезпечення надійності АТ орієнтована на широке використання електронно-обчислювальних машин, що сприяє скороченню працевитрат зі збору і аналізу інформації з надійності, усуненню помилок ІТС при обробці експлуатаційних даних.

6. Організація роботи зі збору, обробки та аналізу інформації з надійності авіаційної техніки в Україні

6.1. Для отримання характеристик надійності виробів АТ, аналізу виникнення причин відмов та розробки заходів щодо підвищення надійності й безпеки польотів ПС необхідними є збір та обробка статистичної інформації про відмови та пошкодження виробів АТ в умовах експлуатації.

Правила та принципи системи збору, обліку та обробки інформації про відмови та несправності АТ, аналіз якої проводиться у відповідності до вимог Авіаційних правил України та рекомендованої практики ІКАО встановлює „Керівництво зі збору, обліку та обробці інформації з надійності АТ в Україні".

6.2. Експлуатанти АТ є відповідальними за своєчасне надання повної і достовірної інформації про відмови, несправності, дефекти та інші експлуатаційні перешкоди, виявлені при експлуатації ПС та їх технічному обслуговуванні.

6.3. Вихідними матеріалами для складання аналізу надійності експлуатантом являються:

картки обліку несправностей авіатехніки;

акти розслідування інцидентів;

оперативні повідомлення про особливо небезпечні та вперше виявлені несправності (відмови) авіаційної техніки;

карти-наряди на технічне обслуговування та відомості дефектації;

бортові журнали ПС;

результати розшифрування та аналіз інформації засобів об'єктивного контролю;

звіти, висновки, акти та інші матеріали за результатами дослідження причин відмов АТ, що виконані науково-дослідними організаціями, ремонтними та промисловими підприємствами;

результати підконтрольної експлуатації та інші матеріали, які містять інформацію про несправності АТ.

6.4. Аналіз причин відмов АТ проводять експлуатаційні підприємства, при цьому вивчають технічний стан виробів АТ, причини та обставини втрати виробами працездатності, механізми відмов, роблять попередній висновок про фактори, які зумовлюють появу даної відмови і дають рекомендації по її запобіганню. Причини відмови виробу АТ відображують у первинному документі обліку інформації про відмови виробів АТ яким є „Картка обліку несправностей авіаційної техніки" (КОН АТ), яка надсилається до ЦЕН АТ.

6.5. Збір інформації організовується за типами повітряних суден. Різноманітний статистичний матеріал групують за класифікаційними ознаками, відсіюють інформацію, яка є непотрібною (помилкові записи, описки, неповнота інформації про дефекти і т.інш.), розмежовують відмови відновлювальних та невідновлювальних виробів та інш.

Інженерний аналіз відмов проводять за сукупністю класифікаційних ознак, чим забезпечується комплексний характер якісного етапу аналізу надійності (Додатки 1, 2 Довідкові).

Проведення якісного інженерного аналізу експлуатаційної інформації про відмови та пошкодження сприяє виявленню факторів, які впливають на надійність виробів АТ, розробці напрямків удосконалення її конструкції, вибору оптимальних режимів експлуатації й забезпечує підготовку даних для їхньої математичної обробки.

6.6. Оцінка і аналіз надійності виробів АТ проводиться на основі накопичених відомостей про відмови виробів АТ, що й визначає основні вимоги до експлуатаційної інформації: повнота інформації, достовірність, однорідність, безперервність та своєчасність.

Аналіз надійності АТ повинен бути спрямований на виявлення експлуатаційних недоліків конструктивно-виробничого характеру, на виявлення недоліків експлуатаційної документації і засоби наземного обладнання, на визначення ефективності проведених заходів щодо усунення недоліків АТ і її експлуатації. Результатом аналізу надійності АТ повинні бути конкретні пропозиції і заходи щодо попередження відмов, несправностей і ушкоджень АТ в експлуатації і на конструктивно-виробничі заходи підвищення надійності АТ.

Під *повнотою інформації* розуміють наявність усіх відомостей, які необхідні для проведення аналізу надійності як виробу в цілому, так й усіх його вузлів і деталей. Повнота інформації забезпечується якістю проведення інженерного аналізу причини відмови, відомостями з кількості відмов виробів й наробітку до появи цих подій, а також даними з наробітку усіх виробів за календарний період часу, який розглядається.

Достовірність інформації – надання усіх відомостей, які сповіщаються, при правильному відображенні об'єктивної дійсності. Вірогідність інформації залежить від кваліфікації та відповідальності осіб, які займаються збором та обробкою інформації, ступеню використання об'єктивних засобів контролю і діагностування АТ.

однорідність інформації передбачає аналіз надійності виробів, які мають однакові властивості і експлуатація яких проводиться в однакових умовах. Однорідність інформації залежить від якості інженерно-технічної обробки результатів експлуатаційних даних і забезпечується повнотою відомостей, які відображують режими роботи виробу, умови його експлуатації, правильною класифікацією виробів.

Безперервність та своєчасність – створення безперервного потоку достовірний інформації з надійності АТ в експлуатації – одна із основних вимог до системи організації обліку та збору статистичних даних.

Оскільки інформація використовується для удосконалення процесу технічної експлуатації, коригування процесів виготовлення або для прийняття заходів щодо усунення конструктивних недоліків АТ, що сприяє підвищенню безпеки польотів та ефективності використання ПС вона має бути своєчасною.

7. Номенклатура показників надійності та їх оцінка

7.1. Для статистичного аналізу надійності повітряних суден в цілому використовують відомості про усі несправності (відмови), що було виявлено в процесі експлуатації ПС за звітний період, на базі яких розраховуються середньостатистичні показники надійності.

7.2. Показники надійності виробів АТ класифікуються на **контрольні** та **фактичні**.

Контрольні показники надійності встановлюються на основі статистичних даних про несправності усього парку кожного типу ПС через визначення математичного очікування показників та їх середньоквадратичних відхилень для кожної системи ПС. Контрольний рівень надійності дорівнює математичному очікуванню плюс три величини середньоквадратичного відхилення.

Фактичні показники надійності оцінюють на основі результатів експлуатації АТ.

7.3. При аналізі надійності виробів АТ порівнюють фактичні значення показників з контрольними й визначають тенденції їх змінювання в процесі експлуатації, ступінь впливу режимів і умов експлуатації на надійність АТ.

7.4. Фактичні показники надійності класифікують на **основні** і **оперативні**.

Для високо надійних виробів АТ в якості основних показників надійності використовують інтенсивність відмов [$\square(t)$] – для оцінки безвідмовності й середній час відновлення ($T_в$) – для оцінки ремонтопридатності виробів АТ.

Ці показники використовують при достатньому обсязі статистичних даних для вирішення таких завдань: формування регламентних робіт з технічного обслуговування (ТО) АТ, оцінка ефективності конструктивно-технологічних доробок, оптимізація режимів контролю та діагностування АТ, розробка рекомендації з підвищення надійності АТ та інш. (ці функції виконує ЦЕН АТ).

7.5. Оперативні показники надійності характеризують результати реалізації надійності виробів АТ за звітний календарний період. Їх використовують для порівняльної оцінки виробничої діяльності експлуатантів, оперативної оцінки результатів експлуатації АТ, попередньої оцінки впливу зовнішнього середовища на надійність АТ, розробки заходів з попередження небезпечних наслідків в умовах експлуатації. Оперативні показники надійності надані у таблиці 1.

Таблиця 1

Оперативні показники надійності АТ

Найменування показників надійності	Позна-чення	Формула оцінки показника надійності	Пояснення до формули
Середній наліт на відмов виробів АТ в польоті, год.	T_n	$T_{\cdot} = \frac{t_{\text{а}}}{m_{\square}}$	$t_{\square}$ - сумарний наліт ПС за звітний період;
Середня кількість несправ-ностей, виявлених у по-льоті на 1000 год. нальоту	$K_{1000П}$	$K_{1000\ddot{I}} = \frac{m_{\ddot{I}}}{t_{\Sigma}} 1000$	m_n - сумарна кіль-кість відмов виробів АТ в польоті.
Середній наліт на відмову виробу АТ (виявлених в польоті й при ТО)	T_C	$T_C = \frac{t_{\Sigma}}{m_C}$	$t_{\square}$ - сумарний наліт ПС за звітний період;
Середня кількість несправ-ностей, виявлених у польоті й при ТО на 1000 год. нальоту	K_{1000C}	$K_{1000C} = \frac{m_C}{t_{\Sigma}} 1000$	m_C - сумарна кіль-кість відмов, виявле-них в польоті й при ТО.
Середня кількість несправ-ностей з виробничих при-чин на 1000 год. нальоту	K_{1000B}	$K_{1000B} = \frac{m_B}{t_{\Sigma}} 1000$	m_B - кількість відмов з виробничих причин;
Середня кількість несправ-ностей з експлуатаційних причин на 1000 год. нальоту	$K_{1000ЕКС}$	$K_{1000EKC} = \frac{m_{EKC}}{t_{\Sigma}} 1000$	$m_{ЕКС}$ - кількість відмов з експлуата-ційних причин.

Закінчення таблиці 1

Найменування показників надійності	Позна-чення	Формула оцінки показника надійності	Пояснення до формули

Середня кількість позапла-нового зняття компонентів з ПС на 1000 год. нальоту	$K_{1000ДЗ}$	$\hat{E}_{1000\,ÄÇ} = \frac{m_{ÄÇ}}{t_{\Sigma}} 1000$	$m_{ДЗ}$ - кількість поза-планового зняття компонентів з ПС.
Середня кількість затри-мок й відмін рейсу за роз-кладом через відмови ви-робів АТ на 1000 вильотів	M_{1000}	$M_{1000} = \frac{m_{ÇÐ} 1000}{N}$	$m_{ЗР}$ - кількість затри-мок та відмін рейсу; N - кількість вильотів ПС за звітний період.
Середня кількість перер-ваних зльотів й вимуше-них посадок на 1000 зльотів	$K_{1000ВП}$	$\hat{E}_{1000\,ÂÏ} = \frac{m_{ÂÏ}}{N} 1000$	$m_{ВП}$ - кількість виму-шених посадок; N - кількість вильотів ПС за звітний період.
Середня кількість достро-ково знятих двигунів на 1000 год. напрацювання	$K_{1000ДЗД}$	$\hat{E}_{1000\,ÄÇÄ} = \frac{m_{ÄÇÄ}}{t_{\Sigma\,Ä}} 1000$	$m_{ДЗД}$ - кількість дос-троково знятих дви-гунів; $t_{Д}$ – сумарне напра-цювання АД.
Середня кількість виклю-чень двигунів у польоті на 1000 год. напрацювання	$K_{1000ВИК}$	$K_{1000\,ÂÈÊ} = \frac{m_{ÂÈÊ}}{t_{\Sigma\,Ä}} 1000$	$m_{ВИК}$ - кількість вик-лючень двигунів у по-льоті; $t_{Д}$ - сумарне напра-цювання АД.
Відносна кількість відмов виробів АТ, які прояви-лися в польоті	K_n	$\overline{K}_n = \frac{m_n}{m_C}$	m_n - кількість відмов виробів АТ в польоті; m_C - кількість відмов, виявлених в польоті й при ТО.

Середня тривалість затримки рейсу	$T_{зр}$	$T_{зр} = \frac{t_{зр}}{m_{зр}}$	$t_{зр}$ - сумарний час затримок рейсів; $m_{зр}$ - кількість затри-мок та відмін рейсу.

7.6. При аналізі надійності агрегатів показники оцінюються з урахуванням їх кількості на ПС за формулами:

$$T_i = \frac{k \cdot t_\Sigma}{m_{від}}; \qquad K_{1000від} = \frac{m_{від}}{k \cdot t_\Sigma} 1000.$$

де k – кількість однотипних агрегатів на ПС;

t_Σ - сумарне напрацювання ПС за звітний період;

$m_{від}$ - кількість відмов агрегатів.

7.7. При розрахунку показників надійності K_{1000} для авіаційних виробів ресурс яких визначається посадками, у формулах замість t_Σ - сумарний наробіток ПС, слід використовувати N - кількість посадок.

8. Форма і зміст аналізу надійності авіаційної техніки

8.1. Аналіз надійності повітряних суден та його функціональних систем

8.1.1. Забезпечення надійності АТ передбачає проведення періодичного аналізу надійності виробів АТ, основними завданнями якого є:

виявлення та усунення відмов виробів АТ, зумовлених недоліками конструктивно-технологічних рішень;

визначення експлуатаційних факторів, які найбільше впливають на працездатність виробів;

оцінка показників надійності виробів АТ й оптимізація режимів та обсягів регламентних робіт;

розробка заходів з підвищення ефективності ТО та забезпечення надійності виробів в експлуатації та інш.

8.1.2. Аналіз надійності виробів АТ включає наступні основні етапи:

інженерний (якісний) аналіз причин відмов виробів АТ;

інженерно-технічну обробку результатів експлуатаційних даних;

математичний (кількісний) аналіз надійності виробів АТ;

процедури, які пов’язані з узагальненням результатів кількісного та якісного аналізу надійності виробів АТ і розробки коригуючих дій.

Метою якісного аналізу причин відмов виробів АТ є визначення фізичних явищ та процесів, які зумовлюють формування відмов виробів АТ, ступінь впливу відмов на працездатність функціональних систем АТ, вивчення ознак появи відмов, на основі яких розробляються й здійснюються заходи з підвищення надійності АТ.

Інженерно-технічна обробка результатів експлуатаційних даних призначена для згрупування статистичного матеріалу, забезпечення його однорідності й підготовки даних для математичного аналізу надійності АТ.

Основною метою математичного аналізу надійності АТ є отримання оцінок показників надійності й проведення порівняльного аналізу з контрольними рівнями надійності.

Узагальнення результатів кількісного та якісного аналізу надійності виробів АТ є основою розробки програми забезпечення надійності АТ експлуатанта.

Прийняття керівних рішень базується на результатах аналізу причин відмов виробів АТ й оцінці кількісних показників надійності.

Якісний аналіз визначає основні напрямки конструктивних удосконалень, розробки експлуатаційних заходів із запобігання відмов виробів у польоті, а кількісний аналіз є засобом виявлення виробів АТ, що підлягають доробці або удосконаленню процесів їх технічного обслуговування. Тільки на основі синтезу кількісного та якісного аналізу причин відмов може бути встановлено причинно-наслідковий зв’язок відмов й розроблені ефективні заходи з підвищення надійності виробів АТ. Слід підкреслити, що необхідно в кожному випадку розробляти комплекс заходів як конструктивно-технологічного характеру, так й експлуатаційного.

Інженерно-технічна обробка результатів експлуатаційних даних забезпечує отримання масиву інформації з надійності однотипних виробів, їх порівняння з попередніми результатами та розробка рекомендацій із забезпечення їх надійності. Узагальнення цієї інформації дозволяє встановити основні види відмов виробів, причини та їх характер, а також визначити заходи по їх удосконаленню.

8.1.3. Для статистичного аналізу надійності повітряних суден в цілому використовуються відомості про усі несправності, які виявлено при експлуатації ПС за звітний період, на основі котрих розраховуються основні показники надійності, вказані в 5 розділі даної методики.

Для розрахунку надійності ПС та його систем слід скласти зведення про несправності та події типу ПС за звітний період (табл. 2) на основі якої визначаються усі показники надійності (табл. 3).

8.1.4. При розрахунку K_{1000K} (з конструктивних причин), K_{1000B} (з виробничих причин)слід враховувати тільки ті несправності, які привели до невиконання виробом (агрегатом) функцій, тобто несправності, що проявилися у вигляді відхилень контрольованих параметрів, шуму, вібрації і т. п. Такі несправності, як руйнування пофарбування, поява корозії, порушення контровок й затяжок кріпильних деталей, що не впливають на функціонування виробу (агрегату), не враховуються так само, як й відхилення параметрів, що виявлено під час профілактичних перевірок в лабораторіях (коли претензій до роботи виробу в процесі експлуатації не було).

8.1.5. Для кожної системи повітряного судна й для ПС в цілому проводиться порівняльний аналіз показників надійності з контрольним рівнем.

У випадках, якщо поточний K_{1000} перевищує контрольне значення K_{1000}, варто виконати уточнений розрахунок фактичних значень показників надійності комплектуючих виробів системи ПС і вжити заходів по забезпеченню надійності до встановленого рівня. Перелік систем ПС і комплектуючих виробів (агрегатів), по яких проводиться аналіз надійності, визначається експлуатантом виходячи з фактичного рівня безпеки польотів та накопиченого досвіду експлуатації. В обов'язковому порядку виконується розрахунок K_{1000} для тих виробів (агрегатів), що експлуатуються за станом на подовжених ресурсах.

8.1.6. Інженерний аналіз даних, внесених у таблицю 3, дозволяє :

визначити системи, відмови яких впливають на безпеку і регулярність польотів;

виявити системи, в яких має місце значний відсоток несправностей та визначити агрегати, які найбільше впливають на надійність систем;

визначити агрегати (блоки), що найчастіше позапланово знімаються з ПС в процесі експлуатації;

визначити системи, відмови яких приводять до повторних дефектів на ПС;

визначити найменш надійні системи.

8.1.7. У процесі проведення статистичного аналізу надійності агрегатів, окремо проводиться аналіз надійності двигунів та допоміжних силових установок.

При розрахунку надійності двигунів та ДСУ враховуються тільки відмови, викликані несправностями агрегатів, вузлів і деталей двигуна, які ввійшли у його комплектацію як готового виробу.

При аналізі надійності АД необхідно окремо враховувати й аналізувати відмови двигунів, внаслідок несправностей усіх інших систем силової установки, тобто агрегатів, вузлів й деталей, які не входять до комплектації двигуна, але входять до масляної, паливної та інш. систем.

8.1.8. Якщо відмови виробів АТ не впливають на безпеку польотів й трудомісткість їх відновлення (заміни) невелика, то доцільна постановка питання про перехід даних виробів на експлуатацію з контролем рівня надійності.

8.2. Аналіз несправностей, що загрожують безпеці польотів

8.2.1. Основною метою збору і вивчення інформації з подій, що впливають на безпеку польотів, є аналіз повторюваності небезпечних відмов за однакових причин і оцінка достатності проведених для їхнього запобігання заходів.

При проведенні такого аналізу повинні використовуватися матеріали по розслідуванню інцидентів та авіаційних подій, технічні акти й акти-звіти науково-дослідних організацій, ремонтних та промислових підприємств.

Рівень контролепридатності двигуна ТВ2-117.

Компресор двигуна ТВ2- 117 АГ

В процесі експлуатації двигунів відзначаються такі характерні несправності вузлів і деталей компресора.

1. Руйнування лопаток ротора, що відбувається за такими основними причинами.

Попадання сторонніх предметів в двигун при технічному обслуговуванні або при стоянці вертольота. Найбільшу небезпеку становить потрапляння в компресор металевих предметів. Тому після закінчення будь-якого виду технічного обслуговування, а також при наявності ймовірності попадання сторонніх предметів перед запуском необхідно ретельно оглянути вхідну частину двигуна і спеціальною рукояткою вручну прокрутити турбокомпресор. Попадання в двигун легких сторонніх предметів на зльоті верб польоті (наприклад, невеликий птиці) менш небезпечно, так як в цих випадках ймовірність руйнування робочих лопаток трохи нижче.

Примерзанню лопаток ротора до корпусу при стоянці, вертольота в умовах знижених температур навколишнього повітря. Внаслідок малої величини монтажних зазорів між торцями робочих лопаток і корпусом потрапляння в ці зазори навіть невеликої кількості вологи може призводити до примерзання робочих лопаток. Волога при стоянці вертольота потрапляє в проточну частину двигуна при нещільно закритих заглушці повітрозабірника, може з'явитися волога при охолодженні двигуна після його виключення. Запуск або навіть холодна прокрутка (стартером) двигуна з примерзлий лопатками ротора призводить до їх поломки або небезпечної деформації.

Ротор компресора ТВ2- 117АГ

Для попередження поломки лопаток в цих умовах слід перед запуском двигуна (або перед холодної прокруткою) провернути ротор турбокомпресора вручну. При виявленні примерзання лопаток (ротор НЕ провертається) необхідно продути проточну частину двигуна теплим повітрям від аеродромного підігрівача.

Неефективність (відмова або неправильне користування) системи обігріву вхідної частини компресора. Обледеніння деталей вхідний частини компресора і двигуна зазвичай супроводжується сколюванням з них шматочків льоду і попаданням їх на лопатки компресора. Внаслідок більшої частоти обертання робочих лопаток першого ступеня компресора потрапляння на них навіть невеликих частинок льоду створює забоіни на лопатках і може викликати в подальшому їх руйнування. Неефективність системи обігріву спостерігається зазвичай при роботі двигуна в умовах обмерзання на низьких режимах через недостатню температури повітря, що відбирається для обігріву.

Особливо значне зменшення температури повітря на вході в протиобмерзних систему можливо при плануванні вертольота. Тому при плануванні з працюючими двигунами в умовах можливого зледеніння не можна допускати зниження птк менше 85%. Відповідно для попередження руйнування лопаток компресора частинками льоду необхідно в умовах обмерзання уникати знижених режимів роботи двигуна і при ручному управлінні системою обігріву включати її завчасно, до настання обмерзання.

Помпаж компресора, в процесі якого виникає підвищена вібрація лопаток і всієї конструкції компресора; лопатки відчувають змінні навантаження і при наявності забоїн, рисок, подряпин можуть руйнуватися. Конструктивні та профілактичні заходи боротьби з помпажа викладені вище.

Перевищення допустимого часу безперервної роботи двигуна на форсованих режимах або робота на режимі вище допустимого для даних польотних умов. У цих випадках після зменшення частоти обертання турбокомпресора з'являється залишкова деформація робочих лопаток. При неодноразовому навантаженні, близькою до руйнує, особливо при наявності пошкоджень і знос лопаток може відбуватися їх руйнування (або обрив). Тому двигуну ТВ2-117А встановлені гранично допустимі режими роботи та допустиме час роботи на форсованих режимах. Ознаками руйнування обриву лопаток ротора компресора в польоті є: різкий хлопок і удар в

двигуні, поява підвищеної вібрації (тряски), падіння оборотів турбокомпресора і підвищення *t З*до величин, вище допустимих для даного режиму. Якщо часткове руйнування лопатки викликає помпаж, то з'являються його ознаки, викладені вище. Якщо шматок зруйнованої лопатки потрапляє в зазор між торцями інших лопаток і корпусом, відбувається заклинювання або загальмування ротора. В результаті зменшення частоти обертання ротора паливна автоматика збільшує подачу палива в камеру згоряння, що призводить до зриву полум'я і самовиключеніе двигуна.

При виявленні в польоті руйнування лопаток компресора двигун слід негайно вимкнути.

Профілактичними заходами, спрямованими на запобігання руйнування лопаток компресора, є: суворе дотримання правил технічної експлуатації компресора технічним і льотним складом, ретельний візуальний і інструментальний контроль стану лопаток, перевірка швидкодії ротора турбокомпресора екіпажем при зупинці двигуна, суворе дотримання рекомендацій по експлуатації двигунів в умовах запиленого повітря і умовах можливого зледеніння вхідної частини.

2. Руйнування підшипників опор, що відбувається за такими експлуатаційних причин.

Вибірка радіальних зазорів підшипників кочення при запуску двигуна в умовах низьких температур без попереднього обігріву. Зазвичай діаметр бігової доріжки внутрішнього кільця підшипника при напресування на шийку вала збільшується на 55--70% від величини номінального натягу, чому відповідно вибирається зазор в підшипнику і при низьких температурах зовнішнього повітря може бути обраний повністю. В процесі роботи двигуна зазори в підшипнику збільшуються внаслідок нагрівання підшипника і валу.

Масляне голодування (недостатність мастила), при якому кульки (ролики) підшипника нагріваються значно швидше кілець, так як мають меншу масу, а крім того, від кілець тепло частково відводиться через посадочні поверхні. При нагріванні кульки розширюються і заклинивают між кільцями, що призводить до їх оплавлення.

Ознаками руйнування підшипників в польоті є: збільшення вібрації двигуна, різке підвищення температури масла і температури газу

перед турбіною, поява характерного скреготу і падіння птк. Руйнування підшипників також визначається по зменшенню вибігання турбокомпресора, по нерівномірності зусиль, необхідних для ручної прокрутки турбокомпресора, і наявності металевої стружки на маслофільтра. При виявленні руйнування підшипників в процесі підготовки двигуна до запуску запуск і подальша експлуатація його забороняється. якщо руйнування підшипників виявлено в польоті, двигун слід вимкнути.

Профілактичними заходами, спрямованими на запобігання руйнування підшипників, є: попередній підігрів двигуна перёд запуском від аеродромного підігрівача при температурі зовнішнього повітря нижче --2510 С,

3.2 Дефекти порушують роботу камери згоряння

1. Зрив полум'я і припинення горіння паливоповітряної суміші, що відбувається внаслідок помпажа компресора, різкого зменшення витрати повітря при попаданні на вхід в двигун сторонніх предметів, зменшення тиску палива перед форсунками нижче допустимої величини, різкого падіння частоти обертання турбокомпресора, особливо на великій висоті.

Визначається дефект по самовиключеніе двигуна.

Камера згоряння двигуна ТВ2-117АГ

2. Прогар жарової труби і корпусу камери згоряння, що може відбуватися за такими основними причинами:

§ через неповного згоряння палива (наприклад, при помпажа) і відкладення нагару, ізолюючого окремі ділянки жарової труби від охолоджуючого повітря, що призводить до місцевих перегрівів і, як наслідок, до появи місцевих температурних напружень, викривлення, тріщинах і прориву газів з високою температурою у вторинний повітря; аналогічне явище може бути викликано застосуванням сортів палива, що не рекомендуються для даного типу двигуна;

§ при перевищенні встановленого часу безперервної роботи на форсованих режимах або при роботі двигуна на температурному режимі вище допустимого;

§ через засмічення або обгорання паливної форсунки, а також незадовільного розпилу палива, внаслідок чого факел полум'я спрямований непаралельність осі камери згоряння і може досягати секцій жарової труби.

3. Деформація жарової труби, корпуса, камери згоряння і, як наслідок, прогар або поява тріщин, що може відбуватися з таких причин:

§ при запуску двигуна в умовах низьких температур (нижче --25 ° С) без попереднього прогріву від аеродромного підігрівача;

§ через різкі теплових ударів, що виникають при виведенні непрогрітого двигуна на підвищений режим або при виключенні двигуна без попереднього охолодження на режимі малого газу через перевищення встановленого часу безперервної роботи на форсованих режимах або при роботі двигуна на температурному режимі вище допустимого.

Порушення роботи камери згоряння в польоті призводить до зменшення потужності двигуна і, для підтримки її - до автоматичного збільшення подачі палива в двигун. При цьому значно збільшується температура газу перед турбіною. Якщо порушення роботи камери згоряння супроводжується прогаром жарової труби і корпусу, то можливі виникнення пожежі та спрацьовування протипожежної системи. При виявленні цього явища двигун слід негайно вимкнути.

У процесі технічного огляду ймовірність прогара корпусу визначається за наявністю місць з явними квітами мінливості або тріщин. Загальна зміна забарвлення корпусів камери згоряння, виконаних з титанових сплавів, в процесі експлуатації не є ознакою перегріву, а є властивістю сплавів.

Профілактичними заходами, спрямованими на попередження вищевикладених дефектів, є суворе виконання основних правил технічної та льотної експлуатації двигуна, застосування встановлених сортів палива і ретельний контроль основних параметрів, що визначають працездатність двигуна.

3.3 Несправності турбін та їх попередження

Охолодження турбін *:* Збільшення надійності і року служби турбін досягається охолодженням їх найбільш навантажених в тепловому

відношенні деталей. Охолодження деталей турбін здійснюється вторинним повітрям і повітрям, що забирається за VIII щаблем компресора.

Внаслідок великої залежності механічних і теплових навантажень, що діють на деталі турбін, від експлуатаційних факторів і польотних умов в процесі експлуатації двигунів можлива поява ряду несправностей. Найбільш характерними з них є наступні.

Турбіна двигуна ТВ2-117АГ

1. Витяжка робочих лопаток турбіни. Внаслідок тривалого впливу на робочі лопатки відцентрових сил в умовах високої температури в них можуть виникати пластичні деформації, що виражаються в поступовому подовженні лопаток. Це явище називається ползучестью матеріалу. Витяжка робочих лопаток викликає зменшення радіального зазору між торцями лопаток і металокерамічними вставками корпусу і може призводити до заїдання лопаток у вставках і поломку лопаток або вставок. Розрахунками і експериментальними дослідженнями встановлено, що при строгому дотриманні температурних режимів і режимів по частоті обертання протягом встановленого. для даного двигуна заводом-виробником терміну служби витяжка турбінних лопаток знаходиться в допустимих межах. Основними причинами витяжки робочих лопаток в процесі експлуатації двигуна є:

§ підвищення температури газу перед турбіною вище допустимої в результаті несправностей в системі автоматичного регулювання подачі палива і в системі синхронізації режимів роботи дводвигуновому вертолітної силової установки, ранньої подачі робочого палива в двигун при запуску, помпажа компресора і т. П .;

§ перевищення допустимого часу безперервної роботи двигуна на форсованих режимах. Так як при роботі двигуна на номінальному і злітній режимах не тільки температура газу перед турбіною максимальна або близька до максимальної, а й механічні навантаження на

§ лопатки (особливо від дії відцентрових сил) досягають максимальних значень; тому час роботи на цих режимах обмежується.

Необхідно також мати на увазі, що при роботі двигуна на малому газі температура газу перед турбіною висока, а ефективність

системи охолодження турбіни, внаслідок низького тиску повітря, створюваного компресором, недостатня. З цієї причини час безперервної роботи двигуна на малому газі також обмежується.

Вільна турбіна двигуна ТВ2-117АГ

При надмірній витяжці лопаток заїдання їх у вставках корпусу виявляється по збільшенню зусиль, необхідних для ручної прокрутки ротора турбіни. Дуже важливим фактором, що дозволяє екіпажу своєчасно виявити неприпустиму витяжку робочих лопаток, є зменшення швидкодії ротора після зупинки двигуна. При значній витяжці лопаток і появі на металокерамічних вставках доріжок, вироблених на металокерамічних вставках гребінцями лабіринтів лопаток, відбувається гальмування обертання ротора і у відповідь на це автоматично збільшується подача палива в двигун для збереження постійними потужності і частоти обертання ротора. Це призводить до зростання температури газу істотно вище допустимої. Заїдання лопаток в вставках корпусу може бути виявлено також на появу стороннього звуку в роторі двигуна.

2. Обгорання соплових і робочих лопаток турбіни. Це відбувається через порушення процесу згорання палива в камері згоряння, значного збільшення температури газу і при великій нерівномірності температурного поля перед турбіною. Основними причинами створення нерівномірного поля температур газу перед турбіною є помпаж компресора і неправильна робота камери згоряння. Обгорання лопаток призводить до зміни опору проточної частини турбіни потоку газу, зменшення потужності і, як наслідок, до ще більшого зростання температури газу перед турбіною. Це ще більше погіршує роботу лопаток і може призводити до їх руйнування.

Обгорання лопаток турбіни виявляється по зростанню температури газу перед турбіною, викидання з вихлопного пристрою пучків іскор, а при технічному огляді - по характерним- слідах залишаються частинками металу на внутрішній поверхні проточної частини вихідного пристрою і зовнішнім виглядом лопаток останнього ступеня турбіни, що переглядаються через вихідний пристрій .

3. Обрив або руйнування робочих лопаток турбіни. Цей дефект є одним з найнебезпечніших. Основні експлуатаційні причини обриву або руйнування турбінних лопаток наступні.

Закид температури газу перед турбіною при запуску двигуна або висновок непрогрітого двигуна на підвищений режим. При цьому, як було викладено вище, профіль лопатки нагрівається нерівномірно і виникають температурні напруги можуть викликати утворення мікротріщин ,, які значно знижують запас міцності матеріалу лопатки.

Зупинка двигуна без попереднього охолодження на режимі малого газу, що становить особливу небезпеку при експлуатації двигуна в умовах низьких температур навколишнього середовища.

Попадання на робочі лопатки сторонніх предметів або елементів зруйнувалися деталей проточної частини двигуна (компресора, камери згоряння, соплового апарату та будівництв опор ротора).

Підвищена вібрація двигуна або силової установки, що призводить до втомного руйнування лопаток. Вібрація двигуна може виникати внаслідок часткового руйнування лопаток компресора, помпажа компресора, обгорання або часткового руйнування лопаток турбіни. Втомне руйнування лопатки може відбуватися у ніжки або по перу. Положення небезпечногоперетину залежить від величини напружень, від межі втомної міцності, на величину яких впливає нерівномірність температури по висоті лопатки, а також місця розташування забоин і температурних тріщин. Зазвичай небезпечне перетин знаходиться на відстані 1/3 висоти лопатки. Іноді робочі лопатки руйнуються по замковій частині.

Втомне руйнування лопатки відбувається не відразу. Тріщина поширюється поступово вглиб перетину лопатки, а коли перетин стане недостатньо міцним для сприйняття відцентрових зусиль, лопатка обривається. Час розвитку тріщини складає приблизно від 5 до 25 год роботи двигуна.

Витяжка робочих лопаток, що відбувається з причин, викладених в п. 1. Обрив лопаток внаслідок їх витяжки відбувається з утворенням шийки і теж не відразу.

Імовірність обриву і руйнування робочих лопаток необхідно визначати завчасно, а двигун, схильний до таких дефектів, повинен зніматися з експлуатації. Основними способами визначення ймовірності руйнування лопаток турбіни при огляді перед зльотом є:

§ візуальний огляд проточної частини вихідного пристрою двигунами проточної частини турбіни в межах видимості;

§ ручна прокрутка ротора турбокомпресора і ротора вільної турбіни (прокрутка ротора вільної турбіни виробляється за лопатки останнього ступеня проти ходу обертання для відключення муфти вільного ходу);

§ перевірка швидкодії роторів двигуна при його зупинці і прослуховування на предмет виявлення сторонніх шумів (при заїдання ротора час вибігу менше допустимого і може прослуховуватися сторонній шум).

Обрив робочої лопатки турбіни в польоті супроводжується різким бавовною в двигуні і появою шлейфу сизого диму з вихідного пристрою. Падіння частоти обертання в початковий момент може не відбуватися. Подальший розвиток дефекту залежить від величини відірвалася частини лопатки і наслідків, які цей обрив викликає. Зазвичай відірвалася частина зруйнованої лопатки, потрапляючи в зазор між корпусом турбіни і торцями наступних по потоку лопаток, викликає вигин цих лопаток і випинання корпусу турбіни або руйнування металокерамічних вставок. Шматок зруйнованої лопатки рухається в напрямку вихідного пристрою і викликає аналогічні деформації лопаток наступних ступенів.

Якщо двигун продовжує працювати, але на меншій частоті обертання, то при цьому збільшується подача палива і зростає температура газу перед турбіною. При значному падінні частоти обертання і відповідному перезбагаченні суміші в камері (через збільшення подачі палива) відбувається зрив полум'я і двигун самовключается.

Якщо відірвався шматок лопатки викликає заклинювання інших, то двигун відразу вимикається.

При обриві турбінної лопатки на високих режимах роботи двигуна сила удару лопатки про корпус настільки велика, що вона пробиває його і може викликати руйнування елементів силової установки і елементів конструкції вертольота. У <цьому випадку не виключена можливість виникнення пожежі у відсіках силової установки, якщо пошкоджуються паливні та масляні комунікації.

При виявленні в польоті ознак руйнування або обриву турбінних лопаток двигун необхідно вимкнути.

4. Руйнування підшипників опор роторів турбіни. Причини і профілактичні заходи проти руйнування підшипників описані в гл. П.

Основними профілактичними заходами, спрямованими на попередження дефектів турбінного вузла двигуна, є:

§ ручна прокрутка і візуальний огляд проточної частини двигуна перед кожним запуском на предмет виявлення сторонніх предметів;

§ суворе дотримання правил запуску, прогріву і охолодження двигуна;

§ закриття проточної частини двигуна заглушками після зупинки для зменшення вентиляції і більш рівномірного охолодження проточної частини двигуна;

§ суворе дотримання рекомендацій для льотної експлуатації по витримуванню температурних режимів і максимально, допустимої частоти обертання на різних етапах польоту;

ретельний контроль параметрів, що характеризують роботу двигуна в польоті, і своєчасне виявлення передумов до відмов.

3.4 Умови роботи та можливі несправності вихлопний пристрій при експлуатації

В процесі роботи двигуна на деталі вихлопного пристрою діють:

§ радіальні і осьові сили, викликані перепадом тисків; величина їх в вертолітних ГТД незначна;

§ крутний момент, який передається на вихідний патрубок від стійок, спрямляющий потік газу за турбіною;

§ вигинає момент, який виникає від дії інерційних сил повороту газового потоку;

§ вібраційні навантаження, які передаються з корпусу двигуна і виникають внаслідок нерівномірного витікання газів;

§ теплові навантаження, що досягають найбільшої величини в момент запуску і зупинки двигуна.

Надійність вихлопного пристрою забезпечується його охолодженням шляхом ежектування атмосферного повітря через отвори, виконані в кінці обтічника.

Вихлопний пристрій двигуна ТВ2-117АГ

Характерними несправностями деталей вихлопних пристроїв вертолітних ГТД є наступні:

1. Тріщини вихлопного патрубка. Зазвичай тріщини з'являються поблизу або в місцях зварювальних швів, у фланців кріплення або на самих фланцях. Причинами утворення тріщин може бути вібраційне горіння в камері згоряння, часткове руйнування лопаток роторів і збільшення вібрації двигуна, а також збільшення вібрації внаслідок порушення співвісності валів двигуна і вертолітного редуктора порушення співвісності побічно можна судити по потемніння масла в маслосистемі двигуна.

2. Викривлення і деформація окремих ділянок вихлопного патрубка, що призводять до виникнення тріщин. Тріщини виникають в основному через великі термічних напруг, що досягають максимальної величини при запуску і зупинці двигуна. Небезпека виникнення тріщин полягає в тому, що розвиток їх може привести до випадання ділянок матеріалу. При цьому гази, що виходять з двигуна з високою температурою, можуть потрапляти в відсік вертолітного редуктора, що призводить до виникнення пожежі.

Своєчасне виявлення виник дефекту при технічному огляді двигуна перед польотом може запобігти серйозну аварію або відмову силовий установки в польоті. Виявлені тріщини засверливают і при необхідності заварюються.

Руйнування вихідного пристроєм під час польоту призводить до виникнення великих гідравлічних опорів потоку газів, що виходять з двигуна і, як наслідок до збільшення температури газу перед турбіною. При попаданні газу в відсік головного редуктора відбувається різке збільшення температурного режиму редуктора і можливо спрацьовування сигналізації і першої (автоматичної) черги протипожежної системи. Двигун в цьому випадку слід вимкнути.

Основними профілактичними заходами, спрямованими на запобігання руйнування вихідних пристроїв двигунів є:

суворе виконання вимог керівних документів, що регламентують роботу двигунів за температурними режимами; зменшення вентиляції проточної частини двигуна після його виключення, особливо в умовах експлуатації при низьких температурах зовнішнього повітря, шляхом установки в повітрозабірник і вихідний патрубок спеціальних заглушок.

3.5 Можливі несправності системи змащення при експлуатації та їх попередження

Система змащення двигуна ТВ2-117АГ

Досвід експлуатації двигунів показує, що найбільш вірогідні наступні несправності системи змащення і суфлювання.

1. Падіння тиску масла на виході з нагнітає масляного насоса. При цьому різко зменшується кількість масла, що надходить на змащення підшипників опор і зубчастих передач двигуна. Найбільш несприятливо падіння тиску масла позначається на роботі підшипників, які при недостатньому мастилі можуть руйнуватися.

Основними причинами падіння тиску масла є:

§ засмічення фільтра тонкого очищення масла механічними домішками, частинками нагару або іншими продуктами коксування масла;

§ підсмоктування повітря через негерметичні з'єднання на лінії масляний бак - нагнітає масляний насос; в цьому випадку при непрацюючому, двигуні в місці негерметичність можлива поява підтікання масла;

§ недостатня кількість масла в масляному баку внаслідок недостатньої заправки, витоків, великої витрати масла при роботі двигуна, через недостатню відкачування масла (часткова закупорка маслорадиатора);

§ зменшення в'язкості масла внаслідок його перегріву або зміни хімічного складу; при цьому Кількість масла, що надходить у двигун, збільшується, що змазує здатність масла погіршується і забезпечується нормальна змащення тертьових поверхонь.

§ заїдання редукційного клапана у відкритому положенні, найчастіше через потрапляння під його фаску частинок нагару або

випадкових механічних домішок; при цьому тиск масла на підвищених режимах роботи Двигуна може зберігатися в допустимих межах, але при зменшенні режиму різко зменшується, так як через клапан безперервно перепускается масло з літії нагнітання назад на вхід в насос;§ освіту повітряної пробки в трубопроводі підведення масла до нагнітати насосу або закупорка суфліруюшей трубки маслобака; в цьому випадку падіння тиску масла (або відсутність тиску) спостерігається відразу після запуску двигуна.

Як показує досвід експлуатації, повітряна пробка на вході в нагнітає насос утворюється при тривалій стоянці двигуна, після заміни масла в маслосистемі після зйомки для огляду масляного фільтра, при заїдання в відкритому положенні запірного клапана і при роботі двигуна з недостатньою кількістю масла в баку. Залежно від причини, що викликала несправність, падіння тиску масла в маслосистемі двигуна може бути усунуто наступними способами:

§ промиванням масляного фільтра; якщо виявляється значне забруднення олії механічними домішками або продуктами коксування, то необхідна заміна масла;

§ усуненням негерметичність з'єднань на лінії маслобак - нагнітає насос;

§ дозаправкою маслом бака до встановленого рівня;

§ заміною масла в разі виявлення зміни його хімічного складу або значного забруднення; промиванням редукційного клапана, а при необхідності і його регулюванням; підігрівом масла перед запуском двигуна при температурах нижче мінус 40 ° С; видаленням повітряної пробки з магістралі підведення масла до нагнітати насосу зазвичай шляхом заливання невеликої кількості масла на вхід в насос через порожнину фільтра заливальним шприцом.

вертоліт двигун відмова посадка

2. Підвищення температури масла на виході з двигуна. При цьому значно зменшується відведення тепла від підшипників та інших деталей, що труться двигуна, що може призводити до руйнування підшипників опор двигуна.

Причинами підвищення температури масла можуть бути:

недостатня кількість масла в баку, внаслідок чого час циркуляції його зменшується і збільшується кількість тепла, що відводиться маслом від змащувальних вузлів; для усунення цієї причини необхідно дозаправити масляний бак маслом до встановленого рівня; засмічення сот маслорадиатора із зовнішнього боку, для усунення чого необхідно очистити соти радіатора вручну;

недостатній обдув маслорадиатора внаслідок неправильної установки поворотних лопаток направляючого апарату вентилятора; усувається дефект правильним регулюванням поворотних лопаток;

несправність маслорадиатора, т. е. термостатичний клапан радіатора перепускає масло повз охолоджуючих сот в масляний бак; такий маслорадіатор підлягає заміні.

Підвищений витрата масла з системи двигуна. Ця несправність може не викликати зовнішніх порушень в роботі двигуна і визначається практично після польоту при перевірці рівня масла в баку. Однак значна витрата масла може викликати падіння тиску і підвищення температури масла, т. Е. Порушення нормальної роботи маслосистеми.

Система суфлювання двигуна ТВ2-117АГ

Причини підвищеної витрати масла можуть бути наступні:

1. Течі масла в зовнішніх з'єднаннях маслопроводів і агрегатів маслосистеми. Місця течі масла визначаються при технічному огляді силової установки після польоту за наявністю слідів підтікання масла. Підтікання масла з зовнішніх з'єднань елементів маслосистеми не допускається. При виявленні негерметичності з'єднань маслопроводів або слідів підтікання масла з-під фланців кріплення агрегатів несправність усувається шляхом підтяжки гайок, заміни прокладок ущільнювачів або заміни відповідних елементів маслосистеми.

Викид масла з системи суфлювання. При цьому не тільки збільшується витрата масла, але зростає його температура з подальшим падінням тиску. Викид масла може відбуватися внаслідок попадання води в масло, зміни хімічного складу масла, прориву повітря і газів всередину масляних порожнин через руйнування ущільнень або забруднення жиклерів системи суфлювання предмасляних порожнин. В окремих випадках викид

масла може бути викликаний несправністю повітряно-масляного радіатора або відкачує масляного насоса.

Інтенсивне проникнення масла в газоповітряний потік двигуна через підвищений зносу ущільнень масляних порожнин або забруднення жиклерів системи суфлювання масляних порожнин. При згорянні масла в газовоздушном потоці на деталях проточної частини двигуна утворюється значний шар нагару, який погіршує охолодження деталей і може викликати їх перегрів.

При виявленні підвищеного витрати масла внаслідок проникнення його в газоповітряний тракт двигуна перевіряється стан системи суфлювання, і в разі несправності її двигун підлягає зняттю з вертольота.

У польоті, як було зазначено вище, несправності системи змащення виявляються по падінню тиску і зростання температури масла .. Якщо тиск масла зменшується до 2 кгс / см2 і збільшується його температура, то щоб уникнути руйнування підшипників опор двигун слід вимкнути. В окремих випадках не виключена можливість відмови системи виміру тиску або температури масла. Якщо, наприклад, стрілка покажчика тиску масла не показує тиску (зайшла за електричний нуль), але температура масла нормальна і двигун продовжує працювати без зовнішніх, ознак руйнування, то це є ознакою відмови приладу. Двигун в цьому випадку вимикати не слід, але необхідно посилити контроль за його роботою.

Різке падіння тиску масла може бути наслідком руйнування масляних комунікацій. Так як ємність маслосистеми двигуна невелика, то все масло може вийти з системи протягом 50-60 с, а ротори двигуна можуть заклинитися. Тому при падінні тиску масла необхідно уважно контролювати температуру масла і температуру газу перед турбіною яка в разі руйнування підшипників і гальмування ротора збільшується внаслідок збільшення регуляторами подачі палива). У разі відхилення цих параметрів від встановлених для даного режиму значень або появи стороннього шуму двигун слід вимкнути.

3.6 Заправка маслосистема

Заправка маслом. Перед заправкою вертольота маслом заправникові необхідно виконати ті ж вимоги, що і при заправці паливом. Заземлити вертоліт і маслозаправщики, відкривши кришку заливної горловини однієї з баків, встановити в горловину воронку з

сіткою саржевого плетіння. За допомогою заправного пістолета заправити бак маслом. При відсутності маслозаправщики дозволяється виконувати заправку маслом з чистих опломбованих бідонів через лійку з сіткою, розмір вічка якої 63 мкм. За допомогою щупа проконтролювати кількість заправленого масла, після чого аналогічним чином заправити інший бак. Мінімальна кількість масла в баку має бути не менше 6 л. Заправні засоби, що застосовуються для масла Б-ЗВ, повинні мати напис із зазначенням сорту масла. Змішувати масло Б-ЗВ з мінеральними маслами не допускається. Олія, пролите на елементи конструкції, має бути видалено за допомогою серветки, змоченої нефрасом. При відсутності масла в маслосистема двигунів заправку виконують в два етапи. На першому етапі баки заправляють маслом до позначки 10 л, на другому виробляють прокрутку двигунів електростартером, після чого в баки доливають масло до позначки 10 л. При надмірній заправці баків зайве масло слід злити. Якщо в процесі експлуатації масло буде забруднено або в ньому буде перебувати металева стружка, необхідно масло замінити. Крім того, замінюють масло не рідше 1 разу на рік. При заміні масла його потрібно злити не тільки з баків, але і з маслорадіаторів, трубопроводів, магістралей і агрегатів двигуна. Для зливу масла з маслосистеми двигунів необхідно встановити деко під крани зливу, на один з кранів надіти спеціальний шланг, вивести другий кінець шланга за борт вертольота і опустити його в передбачену для зливу ємність. Відкрити кришку маслобака тієї маслосистеми, з якої зливають масло, і відкрити зливний кран.

Злив масла з масляної системи двигунів через блок зливних кранів:

1 масляний радіатор; 2 заглушка; 3 блок зливних кранів; 4 масляний бак; 5 зливний кран масляного бака; 6 пробка заливної горловини; 7-рукоятка блоку зливних кранів; 8- тара для масла; 9-заглушка від забруднення трубопроводу зливу

3.7 Можливі несправності паливної системи

Агрегати паливної системи двигуна ТВ2-117АГ

Порушення нормальної роботи системи топлівопітанія, як правило, призводить до зміни подачі палива в камеру згоряння, що відповідним чином позначається на роботі двигуна. Іншими ознаками порушення нормальної роботи системи топлівопітанія можуть бути: зміна тиску палива, яке визначається за вказівником

манометра Уіз-3, підтікання палива через негерметичність системи, обумовлене візуально пли але запаху.

З несправностей системи топлівопітанія найбільш вірогідні наступні.

1. Відмова підкачувальних насосів видаткового бака (практично відмова електричного приводу насосів). В цьому випадку гасне табло «Витрата, бак» і частота обертання турбокомпресорів двигунів падає на 2--5%, а несучого гвинта - на 1, також можливе падіння тиску палива перед робітниками форсунками по измерителю Уіз-3. Відмова підкачувальних насосів при польоті на висотах понад 1000 м може супроводжуватися вимиканням одного або двох двигунів. Відбувається це внаслідок того, що на великих висотах подача палива в двигун дросселируется регуляторами до мінімального значення за стійкістю горіння в камері згоряння. Крім того, простір над паливом в баках повідомляється з атмосферою і при зменшенні атмосферного тиску зменшується гідростатичний підпір палива на вході в насос високого тиску. У цьому випадку навіть незначне зменшення тиску палива на вході в насос і, відповідно, перед робітниками форсунками може призводити до зриву полум'я і самовиключеніе двигуна. Тому, якщо відмова топливоподкачивающих насосів супроводжується тільки падінням частоти обертання турбокомпресорів двигунів і несучого гвинта, необхідно знизитися до висоти 400-500 м над рельєфом місцевості, зменшити загальний крок несучого гвинта до

рекомендованої частоти обертання гвинта і продовжувати політ до місця можливого виконання нормальної посадки. Якщо відмова насосів супроводжується відмовою одного з двигунів, то необхідно знизитися до висоти близько 500 м, провести запуск заглушив мотор. Політ відмовили насосами не безпечний і тому необхідно здійснити посадку на найближчій посадочній площадці. При відмові обох двигунів спробу запуску їх рекомендується проводити в тому випадку, якщо час запуску двигуна і виходу на робочий режим менше часу зниження вертольота в режимі авторотації. Так, для вертольота Мі-8 час запуску і виходу двигуна на робочий режим відповідає часу зниження вертольота в режимі авторотації з висоти близько 1000 м.

2. Заїдання клапана дренажу другого контуру робочих форсунок у відкритому положенні. Основною причиною цієї несправності є потрапляння під фаску клапана твердих частинок смоли або

продуктів механічного зносу насоса високого тиску. В цьому випадку двигун не збільшує частоти обертання з режиму приблизно 66% при повороті рукоятки корекції вправо (при переміщенні важеля управління насосом-регулятором на збільшення режиму роботи двигуна) внаслідок недостатнього надходження палива до форсунок. Визначається дефект за наявністю великої кількості палива в дренажному бачку. При тривалій роботі з такою несправністю дренажний бачок переповнюється паливом, яке зливається з бачка в атмосферу через дренажну трубку. Усувається дефект заміною блоку дренажних клапанів.

3. Засмічення робочих паливних форсунок. Дефект є наслідком наявності великої кількості механічних домішок в паливі і засмічення фільтра тонкого очищення. У цьому випадку, як було зазначено вище, паливо надходить в систему двигуна через фільтр грубого очищення і перепускний клапан. Механічні домішки палива засмічують систему фільтрів частина форсунок, які також можуть засмічуватись продуктами зносу плунжерних: пар насоса високого тиску при виключенні двигуна пожежним краном, або смолистими речовинами, осідають на деталях топливорегулююча апаратури при застосуванні недоброякісної палива. Небезпека засмічення форсунок полягає в нерівномірному подачі ними палива в камеру згоряння і отриманні нерівномірного поля температур газу перед турбіною. Це може призводити до руйнування турбіни, а в окремих випадках - до прогару жарової труби камери згоряння. Виявляється дефект по збільшенню тиску палива перед форсунками і одночасного «зависання» або зменшення температури газу. У разі, якщо тиск палива перевищить 60 кгс / см2, двигун слід вимкнути і перейти на однодвігательний політ.

3.8 Можливі несправності системи регулювання та управління та їх попередження

Несправності системи регулювання і управління викликають порушення нормальної роботи двигунів і визначаються за відхиленнями від встановлених значень основних параметрів, що характеризують роботу силової установки вертольота. Досвід експлуатації вертольота Мі-8 показує, що основні несправності системи регулювання двигунів викликають наступні порушень роботи силової установки:

1. Двигун в процесі запуску мимовільно виходить на підвищений режим. Явище це надзвичайно небезпечно і неприпустимо, так як

супроводжуюча його різке підвищення температури-газу перед турбіною може викликати руйнування або деформацію »її основних вузлів. Несправність виникає внаслідок неправильної установки важелів управління (важеля «крок-газ», рукоятки корекції або важеля роздільного управління) у вихідне положення перед запуском двигуна, неправильного регулювання-насоса-регулятора або заїдання золотникових пар регуляторів. Найбільш частою причиною цієї несправності є залипання золотника клапана мінімального тиску в закритому положенні. Таке явище помічається при заправці паливом, що не володіє високою хімічною стабільністю або містить велику кількість водної емульсії.

При виявленні такої несправності запуск двигуна необхідно припинити і вирішити питання про можливість подальшої експлуатації паливного насоса-регулятора або його заміні. У випадках крайньої необхідності дефект можна спробувати усунути повторенням запуску. При цьому змінна тиск, що діє на торець золотника може зрушити його з місця, і надалі він буде працювати нормально.

2. Несинхронна робота двигунів на сталих режимах. При роботі автоматичної системи підтримки постійним заданого значення Nтк різниця частот обертання компресорів двигунів («вилка») не повинна перевищувати 2% .Цю завдання вирішує синхронизатор оборотів СО-40 Основними причинами разнорежімності роботи двигунів є такі:

§ неправильне регулювання системи управління «крок - газ». При цьому свідомо насоси-регулятори налаштовуються на різну подачу палива в двигуни. Усувається несправність перевіркою і регулюванням системи «крок - газ».

§ негерметичність сполучних шлангів повітряного системи синхронізаторів потужності або замерзання конденсату в них. Остання несправність найбільш характерна для експлуатації вертольота при температурах атмосферного повітря, близьких до (УС. Усувається дефект заміною пошкоджених сполучних шлангів і трубок приводу повітря до мембранних пристроїв синхронізаторів, підтяжкою місць їх підключення, а також видаленням замерзлого конденсату шляхом прогріву і продувки шлангів повітрям. З метою профілактики утворення та замерзання конденсату перед польотом вертольота необхідно перевіряти відстійник шлангів і видаляти з них

накопичилася вологу або прод увать шланги, якщо відстійники не встановлені.

Несинхронність роботи двигунів необхідно виявляти в процесі випробування двигунів на землі. Якщо при випробуванні на основних режимах виявляється різниця в частотах обертання турбокомпресорів більше 2%, слід двигуни вимкнути і усунути несправності. При появі «вилки» більше 2% в польоті необхідно зміною загального кроку підібрати такий режим роботи двигунів, при якому разнорежімность буде в межах допуску. Несинхронність двигунів може рости внаслідок несправності проточної частини одного з двигунів (наприклад, надмірної витяжки турбінних лопаток, руйнування підшипників) або руйнування топливопроводов системи регулювання. Тому, коли зміна режиму роботи двигунів не усуває несинхронности, а навпаки, призводить до її збільшення, необхідно виявити несправний двигун і вимкнути його.

3. Розгойдування частоти обертання турбокомпресорів. Ця несправність може бути викликана наступними причинами:

§ нестійкою роботою системи автоматичного підтримання сталості оборотів або регулятора обертів турбокомпресора внаслідок утворення у внутрішніх паливних порожнинах регуляторів повітряних пробок або парів палива; зазвичай ця несправність має місце після заміни палива в системі або огляду паливних фільтрів;

§ нестійкою роботою системи синхронізації потужності внаслідок розгерметизації повітряних з'єднувальних шлангів синхронізаторів, утворення конденсату в цих шлангах або заїдання золотників;

§ падінням тиску палива в магістралі перед насосами високого тиску, що можливо при засміченні паливних фільтрів механічними домішками або при попаданні в них води (особливо в умовах низьких температур), а також при відмові підкачувальних насосів;

§ нестійкою роботою системи обмеження температури газу перед турбіною при роботі на режимі з максимально допустимою температурою газів.

§ розгойдування частоти обертання турбокомпресорів не допускається, так як при цьому виникають змінні механічні та теплові навантаження на деталі проточної частини двигуна і можливість їх руйнування. При появі розгойдування в польоті необхідно зміною загального кроку підібрати такий режим роботи

двигунів, на якому розгойдування відсутня або зменшується до мінімуму. Якщо зміна режиму не усуває розгойдування, необхідно вимкнути автоматичну систему підтримки обертів НВ == const поворотом корекції вліво і ручним управлінням підібрати стійкий режим роботи двигунів. При неможливості підтримки стійкого режиму необхідно вимкнути несправний двигун або зробити посадку.

4. Велико час прийомистості двигунів (більше 15 с). Як правило, несправність виявляється в процесі роздільного випробування двигунів або спільного важелем «крок-газ». Приемистость двигунів вважається достатньою, якщо при встановленому темпі переміщення важеля «крок-газ» на збільшення режиму недобір NH.B не перевищує допустимого значення. Наприклад, для вертольота Мі-8 з нормальною злітною масою при переміщенні важеля «крок-газ» в положення, відповідне злітному режиму роботи двигунів, за час 10 з не повинно відбуватися падіння Nнв нижче 89%. Час приемистости, якщо не проводилася заміна дросельних пакетів системи регулювання, може рости внаслідок зносу проточної частини двигуна, а також смолоотложенія на елементах паливної автоматики і на дросельних пакетах. Виконання польотів з двигунами, мають збільшений час прийомистості, небезпечно можливістю перётяжеленія гвинта, особливо у випадках вертикального зльоту і посадки, а також на перехідних режимах польоту. Для попередження перётяжеленія гвинта і помпажа компресора темп переміщення важеля «крок-газ» на збільшення режиму необхідно узгодити з часом приемистости двигунів. Регулювання приемистости проводиться на непрацюючих двигунах підбором пропускної здатності (проливки) дросельних пакетів системи регулювання.

5. Закид температури газу перед турбіною в процесі приемистости перевищує допустиму величину (875 ° С на землі). Як було зазначено вище, закид температури газів призводить до теплових ударів і може викликати руйнування турбіни. Тому при виявленні закидання температури необхідно зменшити темп затяжеленія гвинта (або, що в системі «крок-газ» те ж саме, підвищення режиму роботи двигуна). Зменшення закидання температури газу при приемистости досягається установкою дросельних пакетів з меншою проливкой.

6. Мимовільна розкрутка несучого гвинта, що може виникати на режимах роботи автоматичної системи підтримки заданої частоти обертання гвинта. На вертольоті це завдання вирішує регулятор

оборотів РВ-40М. Причинами несправності є: заїдання клапана зливу палива регулятора обертів вільної турбіни (несучого гвинта) в закритому положенні, замерзання конденсату в сполучних повітряних шлангах синхронізаторів, заїдання золотника одного з синхронізаторів в положенні дросселирования подачі палива і т. І. Так як в системах регулювання, обладнаних синхронизаторами потужності, мимовільний вихід одного з двигунів на підвищений режим призводить до синхронного збільшення режиму другого двигуна, виявити несправний двигун досить важко. Тому необхідно поворотом корекції вліво вимкнути автоматичну систему підтримки частоти обертання несучого гвинта і встановити вручну Nнв, відповідне злітному режиму. У разі самовільного зниженні Nнв нижче 92--93% зменшити крок гвинта до значеніяNнв, Відповідного злітному режиму, і подальше виконання завдання припинити. Що стосується труднощі виконання посадки (польоти над водою, пересіченою місцевістю і т. П.) Необхідно плавним поворотом корекції вправо і затяжеленіем гвинта підібрати режими, необхідні для продовження польоту до місця безпечної посадки.

7. Великий закид частоти обертання несучого гвинта при збиранні кроку з злітної режиму до режиму малого газу при темпі скидання, відповідному часу прийомистості двигуна. Закид Nнв не повинен перевищувати 103% (при темпі скидання кроку не швидше 10 с). Перевищення цих значень може призводити до руйнування трансмісії силової установки і тому неприпустимо. Закид зазвичай викликається неправильної регулюванням синхронізаторів потужності, регуляторів обертів несучого гвинта або системи управління поворотом лопаток компресора одного з двигунів. Темп скидання кроку пілот повинен витримувати таким, щоб закидання частоти обертання несучого гвинта не відбувалося.

Розкрутка несучого гвинта в процесі планування вертольота з працюючими двигунами. Порадником з льотної експлуатації вертольота допускається збільшення частоти обертань несучого гвинта при плануванні з працюючими двигунами на режимі малого газу до Nнв = 105% в протягом не більш-5 с, а при роботі двигунів на режимах вище малого газу - до Nнв = 103% в протягом не більше 30 с. Перевищення цих величин може бути викликано ненормальною роботою регулятора обертів несучого гвинта або синхронізатора потужності, які дросселирующие злив палива з порожнини сервомеханизма дозуючої голки насоса-регулятора.

НР-40ВГ. Усувається несправність регулюванням цих елементів. При виявленні розкрутки несучого гвинта необхідно збільшенням загального кроку встановити рекомендоване значення.

3.9 Несправності гідравлічної системи

Несправності гідравлічної системи порушують нормальну роботу її агрегатів також і двигуна в цілому. Вони визначаються за відхиленням від встановлених значень основних параметрів, що характеризують роботу силової установки.

Несправності гідравлічної системи викликають такі порушення роботи силової установки.

1. Занадто раннє (при Nтк <57%) або занадто пізніше (при Nтк> 63 ° / о) відключення електростартера.

При ранньому відключенні стартера двигун може не виходити на режим малого газу; при пізньому відключенні можливе перевищення допустимої температури газу перед турбіною в процесі запуску, що зменшує надійність турбіни. Зазвичай причиною раннього чи пізнього відключення стартера є неправильне регулювання блоку електроконтактів агрегату КА-40.

Усувається несправність регулюванням моментів спрацьовування мікровимикачів.

2. Несинхронна робота двигунів на сталих режимах. Несправність можлива внаслідок незадовільної роботи агрегату КА-40. Наприклад, при попаданні сторонніх параметрів в трубопровід датчика повної температури повітря порушується нормальна робота датчика командного тиску і порушується синхронність повороту лопаток компресорів двох двигунів. Аналогічне явище можливо при засміченні паливного фільтра агрегату КА-40, освіті повітряних пробок і т. Д.

Агрегати гідросистеми двигуна двигуна ТВ2-117АГ

При виявленні несинхронної роботи двигунів в польоті (коли різниця по частоті обертання турбокомпресорів перевищує 2% «а робочих режимах) необхідно зміною режиму роботи двигунів усунути цю різницю. Якщо це не вдається і різниця збільшується, необхідно визначити несправний двигун і вимкнути

його. Усувається несправність перевіркою роботи агрегатів гідросистеми і, при необхідності, їх регулюванням або заміною.

3. Розгойдування частоти обертання ротора турбокомпресора, що виникає внаслідок розгойдування командного тиску за агрегатом КА-40, пульсації силового тиску за агрегатом ПН-40 і несправності гідромеханізмів.

При виникненні несправності в польоті необхідно зміною режиму роботи двигунів зменшити розгойдування до мінімального значення. Якщо вона не припиняється, необхідно визначити несправний двигун і вимкнути його. Усувається несправність перевіркою роботи агрегатів гідросистеми і, при необхідності, їх заміною.

3.10 Технічне обслуговування гідросистеми двигуна ТВ2-117АГ

Безвідмовна робота гідравлічної системи може бути гарантована лише при своєчасному виконанні певного комплексу робіт відповідно до регламенту технічного обслуговування вертольота. Основними видами робіт за цією системою є: контроль стану і надійність кріплення агрегатів і трубопроводів системи, перевірка системи на герметичність, заправка гідросистеми АМГ-10, контроль фільтрів і зарядка гідроакумуляторів. Тріщини на агрегатах гідросистеми не допускаються, пошкоджені агрегати підлягають заміні. Негерметичність усувається підтяжкою гайок рознімних з'єднань або заміною прокладок ущільнювачів. Ослаблені гайки кріплення підтягують з певним моментом тарованими ключами. Порушену контровку замінюють. Відстань між трубопроводами на вигинах має бути не менше 3 мм, між трубопроводами і нерухомими елементами конструкції вертольота не менше 5 мм, а між трубопроводами і рухливими елементами не менше 10 мм. Допустима овальність в місцях вигину трубопроводів не повинна перевищувати 5 мм. Подряпини, риски, потертості і корозію глибиною до 0,1 мм видаляють шляхом зачистки шліфувальною шкуркою до повного видалення слідів пошкодження, а потім пошкоджені ділянки гарантують і покривають емаллю зеленого або кульового кольору в залежності від приналежності трубопроводу системі. Шланги гідросистеми, які мають негерметичність, викликану надривами і потертостями, замінюють. 1 мм видаляють шляхом зачистки шліфувальною шкуркою до повного видалення слідів пошкодження, а потім пошкоджені ділянки гарантують і покривають емаллю зеленого або

кульового кольору в залежності від приналежності трубопроводу системі. Шланги гідросистеми, які мають негерметичність, викликану надривами і потертостями, замінюють. 1 мм видаляють шляхом зачистки шліфувальною шкуркою до повного видалення слідів пошкодження, а потім пошкоджені ділянки гарантують і покривають емаллю зеленого або кульового кольору в залежності від приналежності трубопроводу системі. Шланги гідросистеми, які мають негерметичність, викликану надривами і потертостями, замінюють.

При виявленні помутніння масла, механічних домішок і води:беруть повторну пробу, якщо і в ній є такі, то АМГ-10 в гідросистемі замінюють. З гідробака масло зливають через бортові клапани всмоктування за допомогою спеціального шланга з наконечником, що забезпечує відкриття їх зворотних клапанів. Для цього вивідний кінець шланга попередньо встановлюють в передбачену для зливу ємність. З трубопроводів нагнітання масло зливають шляхом віджимання зворотних клапанів бортових клапанів нагнітання. Злив масла в ємність ведуть через шовковий (батистову) фільтр. Після зливу масла слід промити гідросистему, для чого під'єднати шланг нагнітання гідроустановки до бортового клапану всмоктування основної гідросистеми, а шланг всмоктування гідроустановки опускають в ємність з профільтрованим маслом, раніше злитих з гідросистеми. Включивши гідроустановка і поспостерігавши за рівнем масла в порожнинах гидробака, коли рівень масла дійде до верхніх рисок масломірного скла бака, гідроустановка вимикають. Знову зливають масло з гідросистеми, перевіривши його чистоту, а потім знімають і промивають фільтри тонкого очищення гідросистеми і встановлюють їх на місце.

Заправка гідгосістеми: Заправляють бак гідросистеми закритим способом. Для цього слід перевірити наявність дозволу на заправку маслом з гідроустановки в паспорті (контрольному талоні). Перед заправкою бака злити відстій масла з гідроустановки в скляну тару і проконтролювати його на предмет наявності бруду, механічних домішок і води. Підготувати гідроустановка і перевірити чистоту наконечників і перехідників. При виявленні бруду і пилу наконечники і перехідники промивають гасом і після їх протирання чистою серветкою через них проливають 0,5 л АМГ-10 шляхом включення гідроустановки. Переміщаючи ручки управління, стравити тиск в гідросистемі за манометром до нуля і, відкривши кришку люка бортових клапанів, відвернути заглушку всмоктуючого клапана основний гідросистеми. Приєднати до

клапану нагнітає шланг з перехідником і включити гідроустановка. Контроль заправки вести по масломірного стеклам ємностей бака. При досягненні рівня гідрожідкості верхніх рисок на масломірного стеклах необхідно вимкнути гідроустановка. Від'єднавши від бортової панелі шланг з перехідником гідроустановки, навернути на клапан заглушку і законтрить її. Аналогічним чином заправити бак дублюючої гідросистеми. Для заправки можна використовувати наземні гідроустановки типу УПГ-250, УПГ-250мг, УПГ-300, ЕГУ-3. Після закінчення заправки гідросистеми слід перевірити її роботу від двигунів або наземної гідроустановки, знову проконтролювати рівень масла в гідробаку і при необхідності дозаправити. Установку кришки заливної горловини, гайок трубопроводів і гайок-заглушок бортових штуцерів всмоктування і нагнітання виробляють з попереднім їх оглядом на предмет справності і подальшої контровку.

Перевірка гідросистеми: для перевірки гідросистеми на герметичність і працездатність без запуску двигунів використовують установку УПГ-250. При цьому вивертають заглушки зі штуцерів всмоктування і нагнітання основний і дублюючої гідросистем і на них навертають наконечники відповідних шлангів установки. До вертольоту підключають джерело аеродромного харчування і перемикач АКУМУЛЯТОР - аеродромний ХАРЧУВАННЯ встановлюють в положення аеродромного ХАРЧУВАННЯ. На лівій панелі АЗС включають вимикачі АЗС аеродромного ХАРЧУВАННЯ 115 - ПЕРЕТВОРЮВАЧ 115, гідросистеми ОСНОВНА, гідросистеми дублюють, а на середній панелі електропульт встановлюють перемикач ПЕРЕТВОРЮВАЧ 115 В -генератори 115 В в положення ПЕРЕТВОРЮВАЧ 115 В, вимикачі гідросистеми ОСНОВНА, гідросистеми дублює в ПОЛОЖЕННЯ ВКЛЮЧЕНО, має загорітися табло ПРАЦЮЄ ПЕРЕТВОРЮВАЧ 115 В. На правій панелі приладів перемикач трансформатор ДІМ встановити в положення ОСНОВНИЙ, на середньої панелі електропульт стрілки покажчика УІ-1 стануть на 0. Включити установку УПГ-250 і простежити за показаннями покажчиків УІ-1. При підвищенні тиску в основний гідросистемі за вказівником (3,5 ± 0,5) МПа [(35 ± 5) кгс / см2] має спалахнути табло ОСНОВНА гідросистеми ВКЛЮЧЕНА, а тиск за вказівником дублюючої гідросистеми має дорівнювати 0. При плавному переміщенні командних важелів управління в діапазоні їх відхилення зі швидкістю не більше 10 циклів на хвилину стрілка покажчика УІ-1 основний гідросистеми повинна коливатися в межах (4,5 ± 0,3) МПа [(45 ± 3) кгс / см2]. Пересування важелів

управління повинно бути легким і плавним без заїдань, ривків, вібрацій і затяжеленій. Після перевірки роботи основної гідросистеми вимикачі включення гідросистем і установку УПГ-250 необхідно вимкнути і стравити тиск в гідросистемі шляхом переміщення командних важелів управління. Перевірити стан тяг і качалок в системі управління вертольотом на предмет наявності перекосів, заїдань, зазорів і ослаблення кріплення гідропідсилювачів, яких не повинно бути. Поперечний зазор опор гідропідсилювача допускається не більше 0,5 мм. При наявності дефектів в системі управління їх усувають і виробляють повторну перевірку працездатності основної гідросистеми. Крім контролю рухомих елементів системи управління вертольотом, перевіряють відсутність підтікання гідрожідкості, ослаблення з'єднання агрегатів, трубопроводів і штуцерів, зриву різьблення гайок і пошкоджень развальцовок трубок. Після перевірки основної гідросистеми в такому ж порядку перевіряють роботу дублюючої гідростеми. В цьому випадку вимикач гідросистеми ОСНОВНА необхідно вимкнути. Тоді при падінні тиску гідрожідкості в основній системі за вказівником УІ-1 до (3 ± 0,5) МПа [(30 ± 5) кгс / см2] повинна включитися дублююча гідросистема, про що свідчить загоряння табло дублюється гідросистеми ВКЛЮЧЕНА, а табло ОСНОВНА гідросистеми ВКЛЮЧЕНА має згаснути. Решта операції аналогічні перевірки основної гідросистеми. Після перевірки роботи дублюючої гідросистеми слід включити вимикач гідросистеми ОСНОВНА і простежити за показанням покажчиків УІ-1. При наростанні тиску в основній системі до (3,5 ± 0,5) МПа [(35 ± 5) кгс / см2] тиск в дублюючої системі повинно плавно впасти до (3 ± 0,2) МПа [(30 ± 2) кгс / см2], а потім різко до 0. При цьому, загориться табло ОСНОВНА гідросистеми ВКЛЮЧЕНА. У разі перевірки роботи основної гідросистеми перевіряють роботу автопілота. Після проведення перевірки працездатності основної та дублюючої гідросистем перевіряють зарядку гідроакумуляторів. Перевірку здійснюють методом стравлювання тиску в системі шляхом переміщення командних важелів управління після виключення гідроустановки. При правильній зарядці гідроакумуляторів азотом характерно різке падіння тиску в гідросистемі за манометрами з (3 ± 0,2) МПа [. (30 ± 2) кгс / см2] до 0. Вимкнення гідросистем вертольота і гідроустановки виробляють в послідовності, зворотної включенню. У разі падіння тиску в гідросистемах до 0 з величини, більшою чи меншою (3 ± 0,2) МПа [(30 ± 2) кгс / см2], необхідно перевірити зарядку гідроакумуляторів азотом спеціальним пристосуванням Для цього слід, знявши ковпачок зарядного штуцера акумулятора, навернути на штуцер пристосування і,

повертаючи шток пристосування за рукоятку, відкрити зарядний клапан гідроакумулятора і по манометру пристосування визначити тиск азоту. Якщо тиск азоту виявиться менше 2,8 МПа (28 кгс / см2), то потрібно зарядити гідроакумулятор азотом. Для цього слід закрити зарядний клапан гідроакумулятора, вивернути шток пристосування і зняти заглушку з пристосування для заряджання шланга. Виконавши підготовку аеродромного балона і зарядного шланга до роботи, під'єднати останній до балона і штуцера зарядного пристрою. Поворотом штока пристосування за рукоятку відкрити зарядний клапан гідроакумулятора, а вентилем балона подати азот, регулюючи за манометром пристосування зростання тиску в гидроаккумуляторе При показаннях манометром тиску (3,2 ± 0,2) МПа [(32 ± 2) кгс / см2] закрити вентиль балона і зарядний клапан гідроакумулятора, запірної голкою стравити тиск в шлангу, зняти зарядний шланг і пристосування. При перезарядці гідроакумулятора за допомогою запірної голки пристосування слід стравити тиск до необхідного. Герметичність зарядного клапана акумулятора перевіряють шляхом зволоження клапана мильним розчином. Аналогічним чином перевіряють і заряджають азотом інші гідроакумулятори. Зарядку гідроакумуляторів виробляють при відсутності тиску в гідросистемах. При перезарядці гідроакумулятора за допомогою запірної голки пристосування слід стравити тиск до необхідного. Герметичність зарядного клапана акумулятора перевіряють шляхом зволоження клапана мильним розчином. Аналогічним чином перевіряють і заряджають азотом інші гідроакумулятори. Зарядку гідроакумуляторів виробляють при відсутності тиску в гідросистемах. При перезарядці гідроакумулятора за допомогою запірної голки пристосування слід стравити тиск до необхідного. Герметичність зарядного клапана акумулятора перевіряють шляхом зволоження клапана мильним розчином. Аналогічним чином перевіряють і заряджають азотом інші гідроакумулятори. Зарядку гідроакумуляторів виробляють при відсутності тиску в гідросистемах.

3.11 Можливі несправності системи запуску

табло «Автомат включений» і ротор турбокомпресора не розкручувалася стартером. Надійність роботи системи запуску двигуна в значній мірі визначається строгим виконанням інструктивних матеріалів з технічного обслуговування двигунів та льотної експлуатації вертольота. Досвід експлуатації вертолітних двигунів показує, що зменшення надійності роботи системи запуску викликається переважно експлуатаційними

причинами. Характерними порушеннями нормальної роботи двигунів в процесі запуску є наступні.

1. При натисканні на кнопку «Запуск» не світиться табло.

Зазвичай причиною цієї несправності є неповне проведення підготовки до запуску (наприклад, не расторможен несучий гвинт) або пошкодження електропроводки. Необхідно підготовку До запуску двигуна проводити відповідно до контрольної картою обов'язкових перевірок обладнання кабіни екіпажу. У разі, якщо підготовка до запуску проведена згідно «Керівництву з льотної експлуатації», а автоматика пусковий панелі не включається, необхідно перевірити електропроводку і усунути несправність.

2. Не запалюється пусковий паливо. Визначається дефект по відсутності температури газу на покажчику ИТГ-1. Якщо після подачі в камеру згоряння робочого палива (визначається по появі тиску на покажчику) займання його не відбувається, запуск слід припинити, щоб уникнути надходження великої кількості палива в двигун і небезпеки пожежі.

Можливі причини цієї несправності такі.

Несправність свічки або агрегату запалювання. В окремих випадках стан свічки можна прослуховувати по характерному тріску, створюваному в момент іскроутворення. Відсутність такого тріска свідчить про відмову свічки або агрегату запалювання. Для усунення несправності необхідно перевірити роботу свічок, агрегату запалювання і подачу живлення до агрегату запалювання і від нього - до свічок. При необхідності рекомендується послідовно замінити свічки, високовольтний провід або агрегат запалювання.

Відсутність подачі палива до пускових запальник або незадовільний розпил палива пусковими форсунками. Для більш точного визначення причини несправності необхідно перевірити тиск пускового палива під час помилкового запуску з відкритим стоп-краном. Якщо тиску пускового палива немає і справна електричний ланцюг управління електромагнітними клапанами, слід замінити блок електричних клапанів.

Якщо тиск пускового палива нормальне, замінюється пусковий запальник.

Мала частота обертання при розкручуванні турбокомпресора від бортових акумуляторних батарей. Нормальна частота при розкручуванні турбокомпресора як від бортових акумуляторів, так і від аеродромного джерела живлення повинна відповідати встановленим інструкцією по експлуатації двигуна. Зазвичай причиною цієї несправності є розрядка акумуляторних батарей. Якщо при «зависанні» Nтк під час запуску напруга в бортсети впаде нижче 16 В або коли прі не підпалі палива встановилася частота обертання розкрутки буде менше допустимої, акумуляторні батареї необхідно замінити.

Малі частоти обертання при розкручуванні турбокомпресора від аеродромного джерела живлення. Характерними причинами несправності є "недостатня напруга на аеродромному джерелі живлення або велика сила струму в ланцюзі якоря стартера. Початкова напруга аеродромного джерела живлення повинна бути .24--30 В. В разі невідповідності нормального значення його необхідно відрегулювати.

4. При великій силі струму в ланцюзі якоря стартера (більше 90 А в кінці помилкового запуску) необхідно перевірити легкість обертання турбокомпресора при ручному прокручуванні, перевірити справність стартера-генератора і перевірити опір ланцюга згідно електросхемі запуску двигуна.

5. Занадто раннє або пізніше відключення електростартера ГС - 18МО. При ранньому відключенні стартера можливо зависання частоти обертання ротора турбокомпресора і припинення запуску. Пізніше вимикання стартера може призводити до закидання частоти обертання турбокомпресора і зриву полум'я в камері згоряння внаслідок зменшення подачі палива паливної автоматикою, налаштованої на підтримку Nнв = const (відповідно до положення важелів управління). Причиною несправності є неправильне регулювання автоматичних пристроїв відключення стартера. Усувається несправність відповідним регулюванням.

6. Звісно частоти обертання турбокомпресора в початковий період запуску. Зазвичай причинами зазначеної несправності є:

§ неправильне регулювання автомата запуску, внаслідок чого слив дозованого палива через його клапан не дросселируется і відповідно не зростає подача палива в двигун;

§ засмічення повітряного фільтра або вхідного повітряного жиклера автомата запуску, що особливо характерно при експлуатації вертольота на запорошених майданчиках;

§ несправність клапана дренажу першого контуру робочих форсунок; при цьому значна частина палива зливається через дренажний клапан в дренажний бачок вертольота; для усунення несправності необхідно перевірити кількість палива в дренажному бачку (чим визначається справність дренажного клапана), перевірити і, при необхідності, промити повітряний фільтр і вхідний жиклер автомата запуску; в разі справності дренажного клапана, чистоти фільтра і жиклера відрегулювати автомат запуску.

Звісно частоти обертання турбокомпресора в кінцевий період запуску. Несправність викликається негерметичність в повітряному тракті автомата запуску або його незадовільною регулюванням; усувається після відповідної перевірки і, при необхідності, регулювання.

Інтенсивне зростання температури газу при запуску, що відбувається в разі неправильного регулювання автомата запуску або засмічення вихідного жиклера повітряної системи автомата запуску; усувається промиванням повітряного жиклера і, при необхідності, регулюванням автомата запуску. Запуск «гарячого» двигуна без імпульсатора І-2 в деяких випадках може бути нестабільним. На вертольотах, не обладнаних системою запуску з імпульсатора, для забезпечення запуску необхідно попередньо провести холодну прокрутку двигуна.