

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

М. М. Орловський

ТЕХНІЧНЕ ОБСЛУГОВУВАННЯ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН І АВІАДВИГУНІВ

Навчальний посібник

Харків «ХАІ» 2020

УДК 629.735.33.083(075.8)
О-66

Рецензенти: д-р техн. наук, проф. С. А. Калкаманов,
д-р техн. наук В. В. Логінов

Орловський, М. М.

О-66 Технічне обслуговування повітряних суден і авіадвигунів
[Текст] : навч. посіб. / М. М. Орловський. – Харків : Нац. аерокосм.
ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т», 2020. – 184 с.

ISBN 978-966-662-742-4

Наведено загальні поняття дисципліни «Технічне обслуговування повітряних суден і авіадвигунів», виконано аналіз факторів, що впливають на технічний стан повітряних суден. Розглянуто питання контролю технічного стану і обслуговування планера та функціональних систем повітряного судна, впливу експлуатаційних факторів на довговічність силових установок, а також особливості експлуатації й обслуговування вертольотів.

Для студентів вищих навчальних авіаційних закладів, слухачів авіаційних коледжів і курсів підвищення кваліфікації інженерно-технічних працівників цивільної авіації.

Іл. 33. Табл. 3. Бібліогр.: 16 назв

УДК 629.735.33.083(075.8)

© Орловський М. М., 2020

© Національний аерокосмічний
університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут», 2020

ISBN 978-966-662-742-4

ВСТУП

Науково-технічний прогрес в галузі авіації є надзвичайно високим. Систематично з'являються нові типи літаків, вертольотів, двигунів з більш удосконаленими льотно-технічними, експлуатаційними й економічними характеристиками, поширюється сфера дії авіації на всій території земної кулі. Незважаючи на різноманітність типів повітряних суден і їх двигунів, на відмінність умов їх експлуатації, можна відзначити, що, по-перше, всі вони виконують єдину функцію – перевезення людей і вантажів, по-друге, повітряні судна, які експлуатуються в цивільній авіації, існують двох різновидів: літаковий і вертолітний, а двигуни – трьох різновидів: турбореактивний, турбогвинтовий, поршневий. Відповідно до цього розподілу розрізняються і конструктивні особливості повітряних суден (ПС) і авіадвигунів (АД). Усі ж типи літаків, вертольотів, турбореактивних, турбогвинтових і поршневих двигунів мають подібні конструктивні рішення. Це наводить на думку, що вся діяльність зі збереження їх льотної придатності має подібний характер. Це значить, що роботи, які виконуються при підготовці до польотів, технічному обслуговуванні, ремонті, збереженні і транспортуванні всіх типів ПС і АД, багато у чому є однаковими.

Крім того, внаслідок спільності виконуваних функцій, конструктивних рішень, застосовуваних матеріалів, технологій виготовлення слід очікувати багато однакового в процесах зносу, втоми, старіння та й в цілому виробітку ресурсного запасу. Як свідчать статистичні дані, зібрані за багато десятиліть експлуатації літаків, вертольотів і їх двигунів, дійсно існують характерні відмови й ушкодження в цілому для всіх типів літаків, вертольотів та АД і, що важливо, такі відмови і ушкодження являють собою більшість.

Звичайно, певні конструктивні особливості, розходження у виконуваних функціях і умовах експлуатації накладають свій відбиток, що призводить до появи специфічних відмов, ушкоджень для кожного типу ПС і АД і виконання робіт з їх технічного обслуговування. Однак таких відмов і ушкоджень значно менше і вони не є скільки-небудь принциповими. На основі досвіду експлуатації і зібраних статистичних даних систематизовано, класифіковано й описано характерні відмови та ушкодження планера, систем та вузлів ПС, їх причини, ознаки, наслідки, а також проаналізовано характерні роботи з технічного обслуговування цих систем. Для полегшення розуміння подано короткі загальні пояснення щодо функцій, роботи, конструкцій ПС і АД і наведено значення, що стосуються безпеки польотів розглянутих систем і їх вузлів.

1. АНАЛІЗ ФАКТОРІВ, ЩО ВПЛИВАЮТЬ НА ТЕХНІЧНИЙ СТАН ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

У процесі експлуатації ПС їх вузли, агрегати і деталі зазнають постійного впливу ряду факторів, що по-різному впливають на їх технічний стан, а значить, і на їх експлуатаційну надійність і працездатність.

Повітряні судна експлуатуються у специфічних умовах, які значно відрізняються від умов роботи наземних видів транспорту. Ця специфічність полягає в такому:

- значному ускладненні умов роботи, тобто збільшенні кількості діючих навантажень і їх абсолютних величин (температури, тиску, вібрації та ін.);
- швидкій зміні в часі і просторі діючих на ПС факторів (напруги, температури);
- широкому діапазоні зміни цих факторів (аеродинамічних навантажень, перевантажень, температури та ін.).

Фактори, що впливають на зміну технічного стану ПС, можна поділити на конструктивно-виробничі, які визначають початкову якість об'єктів, і експлуатаційні, що відбивають зміну технічного стану в процесі експлуатації.

До конструктивно-виробничих факторів належать:

- вибір схемних і конструктивних рішень, елементів і матеріалів;
- технологія виготовлення деталей і вузлів, складання й випробування об'єктів;
- якість виробництва;
- характеристики поточного і вихідного контролю.

Як правило, ці фактори є причинами виникнення раптових відмовлень.

Експлуатаційні фактори можна поділити на кілька груп:

1. Навантажувальні (об'єктивні) фактори, тобто фактори, пов'язані з особливостями застосування ПС і умовами його льотної експлуатації:

- зовнішні навантаження: аеродинамічні навантаження, перевантаження, тиски, вібрації, акустичні навантаження, аеродинамічне нагрівання, нагрів від працюючої силової установки, електричні навантаження;
- режими роботи авіаційних двигунів і функціональних систем.

2. Фактори, що характеризують зовнішні умови:

- кліматичні умови: температура, тиск і вологість атмосферного повітря, їх добове і річне коливання, зміни і перепади по висоті і довжині траси, опади (дощ, сніг, лід, туман), насиченість повітря агресивними речовинами (солями, лугами та ін.);
- умови, що характеризують стан аеродромів: запыленість атмосфери, якість покриття злітно-посадкових і рульових доріжок, ступінь їх чистоти;
- біологічні фактори: цвіль, комахи, гризуни, птахи. Цвіль спричиняє гниття матеріалів органічного походження. Гризуни і комахи засмічують

системи й агрегати, поїдають ізоляцію, деталі й т.д. Птахи попадають у двигун, ушкоджують засклення і обшивку.

3. Людський фактор:

– якість роботи льотного складу: кількість зльотів і посадок, використання режимів польоту і режимів роботи двигунів, уміння правильно діяти в особливих випадках і особливих умовах польоту, вміння правильно готуватися до польоту і правильно його розраховувати й т.д. Усе це залежить від ступеня навченості і тренуваності льотного складу;

– якість робіт інженерно-технічних працівників: їх кваліфікація, якість і своєчасність виконання робіт з обслуговування і ремонту, транспортування і збереження ПС, організація їх експлуатації.

При виконанні робіт з технічного обслуговування, з одного боку, поліпшується стан систем, агрегатів і вузлів ПС, попереджаються несправності (змащення агрегатів, регулювання параметрів і т.п.), з іншого боку, у результаті неякісного виконання роботи може погіршитись їх технічний стан і навіть з'явиться несправність.

Залежно від характеру впливу на технічний стан агрегатів і систем можна виділити ще дві групи факторів:

4. Якість матеріалів, що застосовуються (паливно-мастильних (ПММ) та ін.): ступінь їх окислення і старіння, забруднення сторонніми частинками, наявність вологи і т.д.

5. Часові фактори. Це в першу чергу процес старіння, тобто процес повільної зміни фізико-хімічних властивостей матеріалів. Швидкість процесу старіння може змінюватись під впливом зовнішніх факторів: тепла, вібрації, кисню, озону, вологи і т.д.

Для багатьох матеріалів процес старіння протікає без видимих ознак погіршення властивостей матеріалів. Ці зміни нагромаджуються і в окремих випадках можуть призвести до раптового стрибка – руйнування. Найбільшою мірою процесу старіння піддаються матеріали органічного походження.

У кожному з трьох станів, у яких може знаходитися ПС (у польоті, на землі, при технічному обслуговуванні), на його системи і агрегати діє специфічна для даного стану група факторів, причому ступінь впливу цих факторів є різним.

Так, у польоті на системи, агрегати і деталі ПС діють експлуатаційні фактори, пов'язані з особливостями застосування й умовами його льотної експлуатації, кліматичні фактори і фактори, пов'язані з роботою льотного складу, якість ПММ.

До факторів, що діють на ПС на землі, належать кліматичні, біологічні, часові фактори, стан аеродромів і т.д.

Вплив експлуатаційних факторів на технічний стан об'єктів виявляється у вигляді відхилень від номіналу їх параметрів унаслідок зносу, старіння деталей і розрегулювання агрегатів. Ці фактори є причинами виникнення повільних відмов.

Зміна параметрів і характеристик елементів у часі є наслідком фізико-хімічних процесів, що відбуваються в них. Процес виникнення відмови являє собою, як правило, деякий часовий процес, внутрішній механізм і швидкість якого визначається властивостями матеріалу, напругами, впливом кліматичних та інших факторів.

Різноманітність і стохастичний характер впливу експлуатаційних факторів на об'єкти авіаційної техніки призводять до того, що при одному й тому ж напруженні або тривалості експлуатації об'єкти мають різний фактичний технічний стан, що, природно, має враховуватися при розробленні стратегій технічного обслуговування і ремонту цих об'єктів.

2. КОНТРОЛЬ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ І ТЕХНІЧНЕ ОБСЛУГОВУВАННЯ ПЛАНЕРА ПОВІТРЯНОГО СУДНА

Планер містить фюзеляж, крило, хвостове оперення, кабінку для екіпажу і салон для пасажирів, системи й устаткування. Його призначено для створення аеродинамічних сил, що дозволяють здійснювати політ.

Планер складається із силових елементів, з'єднаних у загальну силову схему, і неслових. За допомогою перших сприймаються навантаження в польоті і на землі, за допомогою інших створюються потрібні аеродинамічні форми літака. Крім того, неслові елементи сприймають і передають розподілене навантаження на силові елементи. До силових елементів герметичної кабіни належать шпангоути, стрингери, рами, балки, обшивка; крила – лонжерони, нервюри, стрингери, силова обшивка та ін.

На деталі, вузли й обшивку планера в польоті, особливо при великих швидкостях польоту і перевантаженнях, а також при посадці діють значні постійні і знакозмінні навантаження. Усі навантаження, що діють на планер літака, можна поділити на два типи: навантаження регулярні, величина і повторюваність яких протягом польоту можуть бути визначені, і навантаження, величина і чергування яких є хаотичними. До першого типу навантажень належать аеродинамічні сили при усталених режимах польоту; навантаження, що виникають при відхиленні закрилків, випуску і прибиранні шасі, а також навантаження під дією надлишкового тиску в герметичній кабіні. До другого типу навантажень належать такі, що виникають під дією маневрених перевантажень і перевантажень під впливом поривів вітру.

На землі конструкція планера піддається впливу зовнішнього середовища, зокрема, вологості і запиленості атмосферного повітря, температури, опадів, сонячної радіації, агресивних аерозолей та інших факторів.

На міцність, твердість і довговічність конструкції планера істотно впливають фактори, що залежать від якості пілотування, якості і повноти технічного обслуговування.

2.1. Класифікація характерних відмов і ушкоджень конструктивних елементів планера повітряного судна

Залежно від діючих навантажень і фізичної сутності процесів, що відбуваються, типові відмови і ушкодження конструктивних елементів планера можна класифікувати за такими групами:

1. Тріщини, деформації і руйнування, спричинені дією багаторазово повторюваних в експлуатації навантажень. Ці відмови і ушкодження поширені у вигляді тріщин від утомленості. Вони виникають в обшивці і елементах внутрішнього силового набору. Дуже небезпечні тріщини на силових панелях крила в районі дії зосереджених навантажень (наприклад, вузлах навішення шасі і закрилків), а також у місцях концентрації напруг (наприклад, зміни товщини у лонжеронах).

У загальному випадку розвиток тріщин є аналогічним зносу із трьома вираженими зонами інтенсивності їхнього розвитку.

Перша зона характеризується спочатку високою, а потім поступово зменшувальною швидкістю; друга зона – періодом сталого розвитку тріщини; третя зона – катастрофічним збільшенням тріщини, що закінчується руйнуванням елемента.

При експлуатації на основі ретельного аналізу надійності і живучості конструкції встановлюються гранично допустимі розміри тріщин.

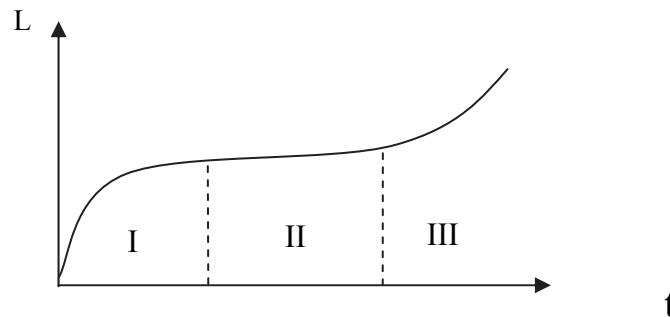


Рис. 2.1. Типове збільшення розміру тріщини від утомленості в обшивці планера (L – розмір тріщини, t – напруження)

2. Ушкодження у вигляді тріщин, деформацій і руйнувань, спричинені випадками надмірного навантаження повітряних суден при експлуатації. Вони не є локальними, а являють собою загальні залишкові ушкодження основних частин планера. Надмірні перевантаження можуть виникнути в результаті грубих посадок, потрапляння в зону грозової та турбулентної атмосфери, неприпустимих маневрених перевантажень та ін.

3. Корозійні ушкодження і руйнування лакофарбових та інших видів захисних покриттів.

4. Різні види механічного зносу, що виникають від тривалого впливу перемінних експлуатаційних навантажень, наприклад, люфтів рухомих з'єднань і заклепочних швів, потертості елементів конструкції та ін.

5. Несправності, що виникають через старіння деталей, виготовлених з органічних матеріалів (скла, гуми, пластмас та ін.). Процесу старіння сприяють кліматичні фактори (опади, температура і її зміни, сонячна радіація, вологість й ін.), фактори навколишнього середовища (насиченість атмосфери солями, пил, бруд та ін.). Цей процес відбувається приховано і найчастіше виявляється у вигляді ушкоджень раптово.

6. Різні механічні ушкодження обшивки, підлог та інших елементів, спричинених недбалістю при технічному і комерційному обслуговуванні, ремонті та ін.

Перелічені несправності й ушкодження впливають на довговічність планера і лімітують міжремонтні й призначені ресурси.

2.2. Контроль аеродинамічного стану планера

Для зменшення опору ПС конструктори розробляють кінцеві шайби на крилі, обтічники гондол двигунів, зализи крила й оперення, змінюють передні краї горизонтального і вертикального оперення, поліпшують технологію виробництва ПС.

Поряд із проблемою удосконалення виробництва ПС у цивільній авіації (ЦА) існує проблема удосконалювання технології технічного обслуговування і ремонту ПС щодо підтримки їх аеродинамічного стану в процесі експлуатації. Це забезпечує збереження розрахункової аеродинамічної якості ПС і заданих конструктором витрат палива, відповідність льотно-технічних характеристик розрахунковим і гарантію обмежень граничних режимів щодо безпеки польотів.

Погіршення аеродинамічних характеристик ПС у процесі експлуатації насамперед обумовлено факторами, що створюють додатковий опір ПС.

Так, забруднення поверхні обшивки збільшує витрату палива на 1,5 %, наявність тріщин на поверхні шару фарби фюзеляжу і крила веде до перевитрати палива на 5–7 %, вибої на обшивці збільшують опір на 0,3 %, дефекти герметизації – до 3 %; припасування передкрилка зменшує опір до 3 %, герметизація мотогондол – на 0,1 %, регулювання органів керування – на 1 %.

В'язкий опір ПС становить близько половини сумарного аеродинамічного опору дозвукового транспортного літака й приблизно одну третину прямих експлуатаційних витрат. При поліпшенні ламінарності обтікання ПС можна скоротити витрату палива на 45 кг/год. При збільшенні шорсткості поверхні в'язкий опір значно зростає, особливо це стосується геометрії передніх крайок крила. Відомо, що при експлуатації ПС носок крила зазнає значного впливу аеродинамічного пилу, ударів сторонніх тіл, льодинок, граду, дощу, комах, птахів і т.д. Виникаючі

механічні ушкодження руйнують ламінарний прикордонний шар, що переходить у турбулентний. Усе це обумовлює необхідність ретельного і систематичного контролю стану передніх крайок крила.

Для поліпшення стану зовнішньої поверхні ПС усувають нещільне прилягання заклепок, люків, крайок механізації, дефекти герметизації, вибої на поверхні, згладжують крайки підсилювальних накладок, підганяють зазори мотогондол, зменшують кількість виступних у потік деталей.

Існуючі засоби автоматизованого контролю параметрів польоту, наявні бортові і наземні засоби збору й аналізу польотної інформації дозволяють здійснювати систематичне спостереження за зміною аеродинамічних характеристик у процесі експлуатації ПС і робити діагностику його аеродинамічного стану.

Особливий інтерес для експлуатантів має контроль і визначення причин і наслідків зміни балансування ПС. Це призводить до непередбаченої поведінки ПС в особливих випадках польоту, підвищення опору і перевитрати палива. Приведемо деякі геометричні дані одного із широко використовуваних типів літаків після тривалої експлуатації:

- лівий елерон відхилено догори на 2 мм;
- правий елерон – униз на 3 мм;
- руль напрямку знаходиться у положенні «нейтрально»;
- хвостова частина зовнішніх закрилків на лівому крилі відхилена догори на 5 мм;
- на правому крилі – униз на 11 мм;
- хвостова частина внутрішніх закрилків на лівому крилі – униз на 4 мм;
- на правому крилі – униз на 15 мм.

Перевитрата палива на такому літаку становить більше 100 кг/год в горизонтальному польоті.

Контроль балансувального стану ПС успішно застосовується на авіапідприємствах за допомогою наявних засобів автоматизованого контролю параметрів польоту.

При відомих індивідуальних особливостях ПС, наприклад, при балансуванні елеронами-інтерцепторами, рулем напрямку, асиметрією тяги двигунів, зміною геометрії планера, положенням фокуса і центрування, істинна поведінка ПС порівнюється з еталонною.

Еталонні аеродинамічні характеристики ПС найбільш зручно використовувати в автоматизованих системах діагностики у вигляді математичних моделей. Вимоги льотної придатності кожного ПС при цьому мають відповідати сертифікатам.

Зменшення перевитрати палива є можливим завдяки активному впливу на балансування розроблених методів тримування двигуном і паливом. При цьому досягається велика економія палива.

2.3. Корозія конструктивних елементів планера та її усунення

З усіх факторів, що знижують довговічність і працездатність деталей, вузлів і агрегатів авіаційної техніки, найбільшу шкоду заподіює корозія. Тому запобігання появі корозії, її своєчасне виявлення й усунення є найважливішими вимогами при обслуговуванні планера.

Корозія є небезпечною у такому:

1. Зменшує поперечний переріз (товщину) і тим самим знижує міцність деталі, особливо границю витривалості. При корозії ненавантажених або сприймальних стаціонарне навантаження деталей звичайно виникає захисна окисна плівка, що гальмує розвиток корозії всередину металу. Через наявність змінних навантажень ця плівка систематично руйнується, утворюючи тріщини, через які корозійне середовище проникає всередину металу. Практично кожен новий цикл навантаження супроводжується поглибленням тріщини.

2. Стає небезпечним концентратором напруг. Волога, що містить хоча б сліди солей, кислот або лугів, утворює електроліт, який спричиняє корозію. Місця, вражені корозією, стають гігроскопічними і всмоктують вологу з повітря, і корозія розвивається значно швидше.

До факторів, що сприяють будь-якому виду корозії, належать:

- неоднорідність металу (металевої фази);
- неоднорідність внутрішніх напружень, що виникають у металі після його оброблення;
- наявність вологи;
- наявність навіть у мінімальних кількостях солей, кислот або лугів;
- підвищена температура;
- механічні впливи, особливо змінні навантаження;
- механічні ушкодження;
- нерівномірне нагрівання поверхні;
- нерівномірний доступ повітря до різних частин поверхні металу, наприклад, у заклепочних швах, що підвищує значення різниці електрохімічного потенціалу.

У водних середовищах найбільш небезпечними в корозійному відношенні є ті ділянки на літаку, куди за якимись причинами утруднено доступ кисню. Місця постійного надходження кисню, що мають більш позитивний потенціал, руйнуватися не будуть. Звичайними місцями застою повітря в заклепочному шві є ділянки між листами, тому корозія там відбувається більш інтенсивно. Небезпечні анодні зони розташовуються там, де бракує кисню.

Наявності конденсату в застійних зонах і утриманню його на конструкції фюзеляжу сприяє теплозвукоізолюючий матеріал і недостатнє дренажування підпільної герметичної частини фюзеляжу.

До найбільш імовірних місць пошкодження корозією внутрішніх

поверхонь ПС належать:

- підпільна частина фюзеляжу в районі багажних приміщень;
- зона стику між герметичною і негерметичною частинами фюзеляжу;
- зона розташування туалетних кімнат і буфетів;
- стики крила із центропланом або фюзеляжем;
- місця установаження акумуляторів;
- відсіки агрегатів висотного устаткування, через які повітря випускається з гермокабіни в атмосферу;
- ділянки контакту металу з гігроскопічними матеріалами (теплозвукоізоляцією, прокладками, килимами і т.д.);
- ділянки контакту різнорідних в електрохімічному відношенні металів;
- місця кріплення стрічок металізації, статрозрядників.

Із зовнішнього боку обшивки поразці корозією більше всього піддаються:

- місця скупчення пилу, бруду і вологи (ніші шасі, нижня поверхня фюзеляжу);
- місця попадання на обшивку і деталі ПС кислот, лугів, ПММ та інших шкідливо діючих рідин і їх парів (обшивка щитків у зоні мотогондол, місця обшивки біля заправних горловин і кранів зливу і т.д.);
- ділянки елементів конструкції з механічними ушкодженнями;
- ділянки обшивки, що зазнають дії відпрацьованих газів двигуна.

На обшивку літака діють відпрацьовані гази двигуна, сонячні промені, пил, атмосферні опади. Усе це руйнує захисний шар обшивки і призводить до появи корозії, що знижує міцність обшивки літака. Лакофарбові покриття під дією вологи і сонця руйнуються, розтріскуються, коробляться і відстають.

Процес корозії внутрішньої поверхні обшивки фюзеляжу є результатом постійного впливу вологи, що конденсується з повітря пасажирської кабіни. Чим вище температура, тим більше вологи може міститися в 1 м³ повітря.

Температура обшивки літака з урахуванням нагріву від швидкості польоту значно нижче температури повітря в кабіні літака. Кабінне повітря, що має температуру 20...25 °С і відносну вологість 40 – 50 %, циркулюючи всередині фюзеляжу, стикається з холодною оболонкою, що супроводжується випаданням вологи.

Для кожного металу є свої характерні ознаки корозії у вигляді зміни кольору деталей, потьмяніння, утворення матової поверхні, окремих виразок, точок, пухкого нальоту, здутості лакофарбового покриття.

Корозія на поверхні сталевих деталей являє собою іржу у вигляді коричнево-червоного нальоту.

Ознакою корозії алюмінієвих сплавів є поява на поверхні деталей білих і сірих плям, окремих виразок або чорних точок. При руйнівній корозії в металі з'являються раковини, заповнені дрібнозернистим порошком білого або сірого кольору. Продукти корозії алюмінію і його сплавів мають

вигляд сірувато-білого нальоту дуже пухкої структури.

Деталі з мідних сплавів або з мідним покриттям, окислюючись, утворюють на поверхні суцільну чорну плівку або окремі чорні крапки. Іноді корозія має зелений колір.

Деталі з магнієвих сплавів більш схильні до корозії, ніж деталі з інших матеріалів, і тому потребують ретельного і систематичного догляду і спостереження за ними. При корозії деталей з магнієвих сплавів з'являється пухкий і вологий сольовий наліт брудно-білого (сіруватого) кольору.

Корозія на деталях з нікелевих сплавів або з нікелевими покриттями виявляється у вигляді окремих або суцільних точок зеленого кольору, з кадмійовими покриттями – у вигляді плям або точок від сірого до чорного кольору. На оцинкованих деталях продукти корозії мають сірий або білий колір. На деталях, що мають лакофарбові покриття, корозія виявляється у вигляді здутин і облущувань лакофарбової плівки і наявності в цих місцях продуктів корозії, характерних для основного металу.

Основним методом запобігання і захисту деталей від корозії є створення на їх поверхні захисних водонепроникних плівок:

- металевих;
- окисних;
- лакофарбових;
- масляних.

До конструктивних заходів, що запобігають корозії, належить також поліпшення вентиляції і підвищення температури повітря в замкнутих місцях, установлення спеціальних дренажних отворів і клапанів для видалення вологи, герметизація стикових з'єднань і т.д.

Для попередження корозії в процесі експлуатації необхідно виконувати такі дії:

- утримувати поверхні в чистоті, охороняти їх від пилу, бруду, вологи;
- охороняти поверхні від попадання нафтопродуктів, кислот, лугів;
- зберігати захисні покриття від ушкоджень;
- провітрювати кабіни, багажні приміщення, підпільну частину фюзеляжу, відкривати двері, люки і кватирки для видалення вологи;
- регулярно чистити дренажні клапани й отвори в крилі і нижній частині фюзеляжу для зливу конденсату;
- видаляти вологу з усіх місць її можливого скупчення;
- вчасно підфарбовувати ушкоджені ділянки обшивки;
- вчасно і якісно відновляти мастила;
- вчасно і сповна видаляти електроліти акумуляторних батарей, що пролилися;
- якісно обробляти відповідні деталі після спрацьовування літакових протипожежних балонів;
- промивати ПС тільки такими мийними засобами, які передбачені в посібниках з технічної експлуатації.

Щоб уникнути ушкодження антикорозійного покриття, не допускається ходіння по обшивці літака у взутті без спеціальних чохлів, якщо немає м'яких килимів або матів; торкання обшивки драбинами, шлангами, заправними пістолетами та іншим обладнанням, яке не обшито в місцях дотику гумою або м'якою тканиною; видалення льоду з поверхні літака механічним шляхом. Не дозволяється класти на деталі інструменти й інші предмети. Зняті з літака рулі, закрилки, носки і панелі крила необхідно укладати на стелажі з м'якою оббивкою.

Будь-які забруднення необхідно вчасно видаляти з обшивки і зовнішню поверхню літака регулярно мити, не допускаючи потрапляння води в літак. Мокрі деталі й агрегати протирають насухо чистою серветкою, а з важкодоступних місць видаляють воду за допомогою шприца і потім сушать поверхню теплим повітрям з підігрівника. Не слід допускати контакту металевих виробів з мокрою теплозвукоізоляцією.

Для видалення кислоти і лугу, що потрапили на літак, кілька разів ретельно промивають уражене місце теплою водою з нейтральним милом, а потім протирають чистою серветкою. Особливо ретельно протирають і просушують стисненим повітрям зазори. Випадки проливання кислоти або лугу записують у формуляр літака і протягом місяця систематично спостерігають за обливою ділянкою.

Для захисту від атмосферних опадів, забруднення і пошкодження літак вкривають чохлами. Перед зачохленням обшивку промивають чистою водою і протирають чистою тканиною, а сирі чохли просушують, інакше пари, що утворюються між чохлами й обшивкою, будуть сприяти руйнуванню захисних покриттів і розвитку осередків корозії.

Корозію із зовнішнього боку обшивки виявляють візуально. На внутрішній поверхні обшивки корозію часто знайти важко, тому що цьому заважає теплозвукоізоляція. Для виявлення корозії без зняття теплозвукоізоляції використовують переносну рентгенівську установку.

Розвиток корозійних процесів у прихованих і важкодоступних місцях ускладнює своєчасне виявлення корозії існуючими методами візуального контролю як при ремонті, так і при експлуатації, і тому потребує впровадження більш ефективних неруйнівних засобів контролю.

Продукти корозії видаляють за допомогою твердих волосяних, трав'яних або щетинних щіток. Для зняття корозії з обшивки не можна застосовувати наждакову шкурку або металеві щітки, тому що вони можуть пошкодити захисний шар, а також погіршити декоративний вигляд ПС. Допускається усувати продукти корозії на деталях з алюмінієвих сплавів усередині літака, якщо щітками вони не видаляються, дрібним наждаковим пилом, що наноситься на тканину, змочену чистим бензином. Корозію на деталях з магнієвих сплавів усувають дрібною скляною шкуркою, а всередині виразок – шабером. При цьому не слід прагнути до видалення корозійних виразок, досить видалити лише продукти корозії.

Для відновлення лакофарбового покриття звичайно спочатку після

видалення корозії на поверхню наносять шар ґрунту, а потім один або кілька шарів емалі чи лаку. При температурі нижче +5 °С на захищену поверхню можна тимчасово нанести шар технічного вазеліну або мастила ЦІАТІМ-201 і з першою ж нагодою відновити лакофарбове покриття.

Технологія усунення дрібних осередків корозії з кожного сплаву має свої особливості.

У процесі технічного обслуговування ПС робиться дослідження причин відмов і ушкоджень авіаційної техніки, у тому числі встановлення причин корозії і розроблення заходів щодо її усунення і попередження.

Для збору і статистичного аналізу корозійних ушкоджень запроваджуються їх карти. Аналіз цих карт дозволяє визначити найбільш імовірні місця корозійних ушкоджень, що є основою для визначення частоти оглядів місць конструкції в процесі експлуатації.

2.4. Технічне обслуговування обшивки

На обшивку діють відпрацьовані гази двигуна й атмосферні опади (дощ, сніг). Гравій, що відкидається від коліс шасі при посадці і зльоті, буває причиною ушкодження обшивки. Верхня частина обшивки може бути ушкоджена в результаті ходіння по ній обслуговуючого персоналу без спеціального запобіжного взуття. Усе це руйнує захисний шар обшивки і призводить до появи корозії.

При дефектації обшивки особливу увагу слід приділяти заклепувальним з'єднанням, поверхням, які обдуваються вихлопними газами; місцям зливу конденсату, дренажним отворами; вирізам під вікна, двері, оглядові люки і т.д. Виявляються тріщини, забоїни, глибокі вм'ятини, подряпини, деформації, порушення лакофарбових покриттів, ослаблення заклепочних швів і болтових з'єднань.

На обшивці рулів, яка має стільникову конструкцію, виявляються непроклеєні місця, які можна знайти шляхом простукування, а на обшивці закрилків, передкрилків та інтерцепторів – потертості в місцях прилягання до крила.

Обшивка герметичної частини фюзеляжу, крім звичайних навантажень, сприймає навантаження від внутрішнього тиску. Це потребує ретельного контролю за її станом. За допомогою спеціального індикатора робиться вимір глибини подряпин. Ушкодження обшивки глибиною до 0,1 мм зачищаються, після чого відновлюється лакофарбове покриття. При виявленні на обшивці тріщин, а також подряпин глибиною понад 0,1 мм і товщиною до 1,2 мм, а також глибиною 0,15 мм і товщиною 1,5...3 мм експлуатація літака не дозволяється без ремонту ушкоджених місць. Якщо ушкодження обшивки мають довжину до 4 мм, то їх усувають просвердлюванням ушкодженої ділянки з наступним установленням заклепок. За наявності більш значного ушкодження обшивка в цих місцях має бути підкріплена посилювальною накладкою.

Жорсткі вимоги до стану поверхні герметичного фюзеляжу обумовлено тим, що подряпини, які є концентраторами напруг, можуть бути причиною руйнування обшивки, що супроводжується вибуховою декомпресією.

Перевіряється стан заклепочних швів, де можливою є корозія або ослаблення заклепок. Негерметичність заклепочних швів призводить до збільшення навантажень, появи залишкових деформацій і видавлювання тіколової замазки. Ознаки ослаблення заклепок: відшаровування лакофарбового покриття навколо голівки, загин назовні країв потайних голівок, утворення навколо них темних слідів. Ослаблені заклепки підтягуються, якщо ж це неможливо, то їх слід видалити і поставити заклепки більшого діаметра.

За наявності пробоїни на гермокабіну, щоб уникнути порушення аеродинамічних форм, накладається потайна латка.

При дефектації обшивки особливу увагу звертають на виявлення тріщин від утомленості. Для обліку ушкоджень обшивки планера на кожне повітряне судно заповнюється формуляр силових елементів планера, в якому відзначаються всі ушкодження обшивки глибиною більш 0,1 мм. При експлуатації ПС, як правило, виникають несправності, що повторюються у певних місцях, аналіз яких дозволяє розробляти відповідні заходи попередження їхньої появи, а також контролю при технічному обслуговуванні (ТО). Враховується також періодична перевірка стану теплозвукоізоляції герметичних кабін і її просушування гарячим повітрям.

2.5. Технічне обслуговування засклення

Для засклення кабін літаків у наш час використовуються матеріали органічного (з нафтопродуктів) і неорганічного (силікатного) походження.

Авіаційне органічне скло має високу прозорість, світлостійкість, морозостійкість, достатню бензо- і маслостійкість, вогнестійкість і зберігає свої властивості при температурах від -60°C до $+60^{\circ}\text{C}$.

Силікатне скло має більшу теплостійкість, ніж органічне, але й більшу крихкість. Крім того, воно більш міцне, але й більш важке. Тому у вигляді моношару воно не застосовується, а використовується як триплекс – комбіноване скло з двох шарів силікатного скла і прошарку між ними з м'якого органічного скла. Деякі з них мають електричний обігрів.

У процесі експлуатації засклення літаків піддається впливу великих напруг від аеродинамічних зусиль, температурних перепадів, вологи, ультрафіолетового опромінення, що діють у різних з'єднаннях. Усі ці фактори змінюють властивості стекол.

Сонячні промені спричиняють погіршення прозорості органічного скла, появу відлипів («бульок») і утворення «срібла». Нагрівання скла в значній мірі знижує його механічну міцність, що призводить до деформації і розтріскування.

Руйнування засклення, особливо в герметичних салонах і кабінах, у польоті зовсім неприпустимо, тому що це може призвести до важких наслідків. У зв'язку з цим догляд за заскленням літаків у процесі експлуатації набуває великого значення.

Наведемо характерні дефекти й ушкодження засклення:

1. «Срібло» – ділянки поверхні органічних стекел, на яких виявляється велика кількість дрібних блискучих вузьких тріщинок глибиною до 0,5 мм, розташованих паралельно або хаотично, які при певному висвітленні додають склу срібlistий блиск. Сприяють цьому явищу напруги, що виникають через відхилення від технології виготовлення або монтажу, порушення правил догляду при експлуатації (місцевий нагрів стекел, видалення льоду з поверхні тепловим способом, попадання органічних розчинників і їх парів, помилки при шліфуванні та ін.).

На площу і кількість ділянок «срібла» діють допуски. Необхідно стежити за розвитком «срібла» і вживати заходів для його усунення. Якщо воно з часом поширюється, то скло підлягає заміні.

2. Тріщини, подряпини, риски, забоїни та інші механічні ушкодження, що знижують міцність внаслідок концентрації напруг і погіршують прозорість. Вони утворюються в результаті впливу піщано-гравійного пилю, піднятого повітряним потоком на аеродромі, а також недбалого поводження зі стеклами обслуговуючого персоналу.

3. Відлипання шару скла, який склеює, що виявляється у відбитому світлі.

4. Бульки – видимі включення газів у склі, які утворюються внаслідок витікання плівки, що склеює. На всі вказані дефекти і ушкодження існують допуски.

5. Відлипання струмопровідної плівки в електронагрівальній зоні.

6. Іскріння електронагрівального елемента.

7. Тріщини зовнішнього і внутрішнього стекел. Стекла, що мають тріщини, до експлуатації не допускаються.

8. Ослаблення кріплення стекел і прилягання їх до каркаса.

Перелічимо характерні роботи, виконувані під час технічного обслуговування засклень:

– дефекація;

– усунення дефектів і ушкоджень;

– заміна стекел;

– полірування засклення, що мають велику кількість дефектів, які заважають видимості. Воно виконується полірувальною пастою за спеціальною технологією;

– очищення і миття стекел.

При технічному обслуговуванні літаків необхідно застосовувати всі можливі заходи для запобігання ушкодження поверхні стекел, а саме:

1. Охороняти засклення від ударів твердими предметами та інших механічних ушкоджень, а також від місцевих перегрівів.

2. Не допускати дії на скло органічних розчинників і їх парів (ацетону, дихлоретану, етилового спирту, клею 88 та ін.), які спричиняють утворення поверхневих мікротріщин.

3. Від дії сонячних променів і атмосферних опадів під час тривалої стоянки ПС засклення рекомендується захищати від ушкодження чохлами, які мають бути чистими і сухими.

4. Очищати стекла від пилу і бруду м'якою чистою тканиною, змоченою у чистій воді з наступним протиранням досуха. Для видалення масляних плям стекла промивають 3...5 %-ним розчином нейтрального (без лугу) мила в теплій воді.

5. При утворенні на склі шару льоду, інею і примерзлого снігу не дозволяється видаляти їх механічним способом, а тільки теплим повітрям або водою температурою 50...60 °С, після чого ретельно протирати засклення. Лід зі стекол можна видаляти також рідиною «Арктика» таким же способом, як і при обробленні фюзеляжу. Після цього стекла не протирають.

6. При застосуванні на заскленні вологиопоглиначів у вигляді осушувальних патронів із силікагелем їх треба в міру повного насичення водяними парами регенерувати і сушити.

7. Під час фарбування літака і каркаса деталей засклення треба знімати або заклеювати папером.

2.6. Технічне обслуговування стикових з'єднань частин планера

При періодичному ТО проводиться огляд стикових з'єднань частин планера літака: центроплана з крилом; килія з фюзеляжем; роз'єднань фюзеляжу.

Для огляду стикових вузлів знімаються зализи, зйомні панелі, стикові стрічки і носки крила. Стикові вузли і болтові з'єднання (рис. 2.2) піддаються ретельній дефектації щодо відсутності корозії, раковин та інших ушкоджень. Різьблення болтів не повинно мати задирів, ум'ятин, зірваних і прибитих брудом або стружкою ниток і т.д. Необхідно, щоб торець гайки був чистим, без шорсткостей і забоїн, гайки не хитались, прилягання торця було рівномірним, без однобокого зазору. Гайки не мають описувати вісімки.

Зализи і стикові стрічки перевіряються на відсутність тріщин, корозії і на розроблення отворів під вінці кріплення. Допускаються ушкодження глибиною до 0,2 мм, потертості глибиною до 0,5 мм.

Затягування гайок має бути рівномірним і нормованим. Контроль затягування проводиться тарувальним динамометричним ключем. За допомогою такого ключа перевіряється момент затягування гайок стиків. Цей момент встановлюється залежно від матеріалу, діаметра і параметрів різьблення болта та умов його роботи (розтягання або зрізу).

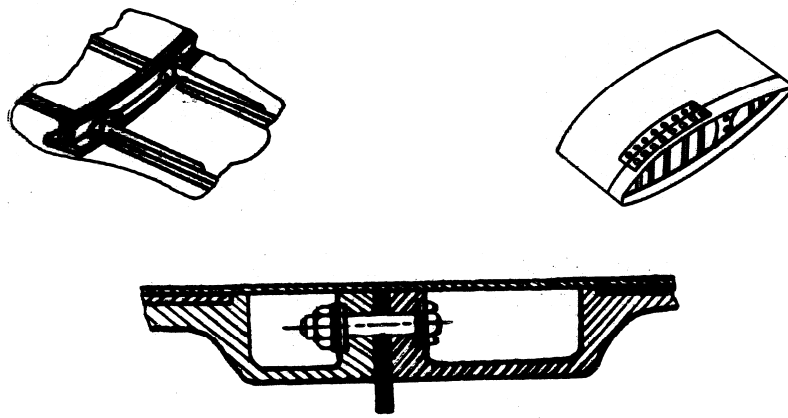


Рис. 2.2. Стикові з'єднання частин планера

У багатоболтових з'єднаннях для виключення перекосів або перенапруги деталей, які з'єднуються, гайки необхідно затягувати поступово, дотримуючись при цьому певної послідовності.

Динамометричні ключі слід періодично (не менше одного разу на місяць) перевіряти в метрологічній лабораторії, про що має бути зроблена запис у паспорті ключа з указанням дати перевірки.

На всіх з'єднаннях застосовуються конструктивні елементи, які захищають їх від самороз'єднання. Для цього на болтах і гайках використовуються контровочні та стопорні деталі. У процесі експлуатації не допускаються порушення контровок, заміна одного типу іншим і повторне застосування контровочних деталей.

Корозія і порушення антикорозійного покриття в стикових вузлах усуваються зачищенням наждачним папером з наступним відновленням антикорозійного покриття.

Колодязі стикових фітингів на верхньому поясі заповнюються мастилом ЦІАТІМ-201 до половини голівок болтів, а частини інших болтів і гайок, що виступають, покриваються мастилом АМС-3.

2.7. Перевірка кабіни літака на герметичність

Забезпечення повної герметизації кабіни літака коштувало б дуже дорого, а маса конструкції літака набагато б збільшилась. Для практичних цілей герметичність фюзеляжу вважається достатньою, якщо вона не перевищує максимально припустимої величини витoku повітря, заданої технічними умовами.

Величина припустимого витoku повітря з фюзеляжу пасажирських літаків має бути в межах 2...6 кг/год з розрахунку на 1 м³ обсягу кабіни. Цю величину задають, виходячи з умов забезпечення комфортного перебування в літаку людей без кисневих приладів у випадку припинення подачі повітря у фюзеляж і термінового зниження літака до безпечної висоти (менше 3000 м).

Потрібний ступінь герметизації кабіни фюзеляжу досягається шляхом герметизації заклепочних швів, болтових з'єднань стиків, гермовиводів, ущільнень дверей, люків, вікон. Конструкція герметичної кабіни при експлуатації зазнає навантажень, які спричиняють деформації, здатні порушити герметичність з'єднань елементів конструкції. Крім того, у процесі експлуатації відбувається знос і старіння герметизуючих елементів. У результаті герметичність кабіни погіршується і може виникнути небезпечна ситуація, коли витoki через нещільності фюзеляжу стануть настільки великими, що навіть при закритих випускних клапанах системи регулювання тиску закон зміни тиску за висотою не буде дотримуватись. Така ж небезпечна ситуація може виникнути при неякісному ремонті силового набору герметичної частини фюзеляжу або заміні засклення.

Тому за регламентом ТО після певного налітання годин (або календарного часу), після значного ремонту силового набору гермокабіни або заміни засклення проводиться випробування кабіни на герметичність.

Перевірка герметичності кабіни передбачає порівняння фактичного витoku повітря із заданими його значеннями за технічними умовами і проводиться двома методами:

- 1) компенсацією витoku повітря;
- 2) виміром швидкості зниження тиску в гермокабіні.

Суть першого методу полягає в тому, що при постійному перепаді тиску всередині фюзеляжу витoki компенсуються за допомогою компресора. Порівнюючи виміряну витрату повітря із значеннями за технічними умовами, визначають стан герметичності (рис. 2.3).

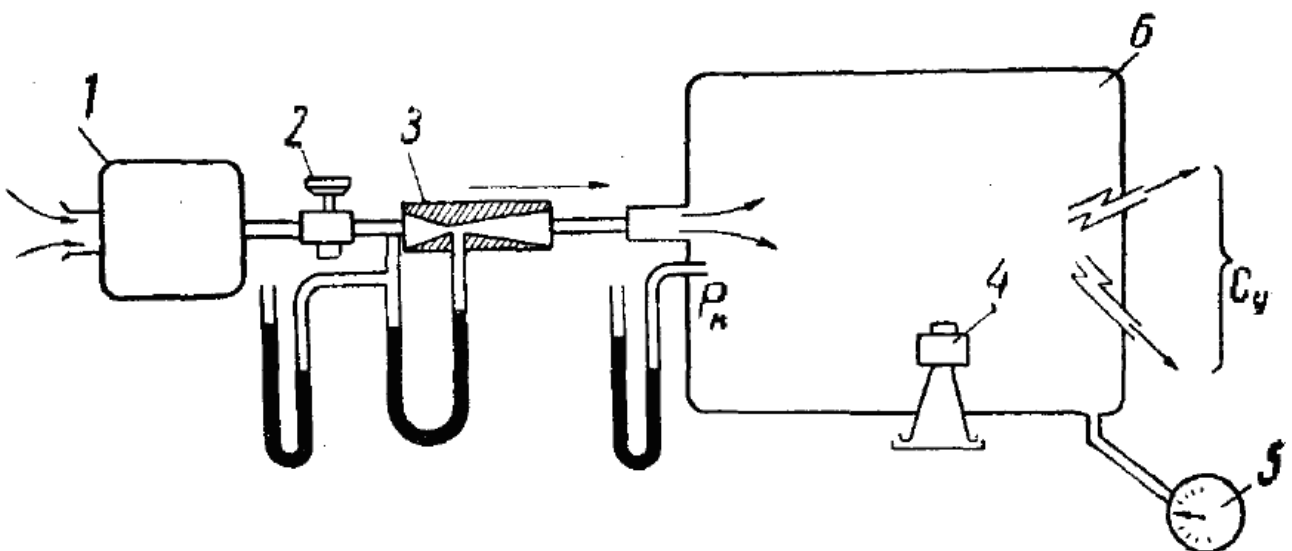


Рис. 2.3. Схема перевірки герметичності кабіни методом компенсації витоків повітря:
 1 – компресор; 2 – кран; 3 – витратомір; 4 – регулятор тиску;
 5 – варіометр; 6 – герметична кабіна

Суть другого методу полягає в тому, що в кабіні за допомогою компресора створюється перепад тиску P_k , близький до експлуатаційного. Через якийсь час після припинення подачі повітря в кабіну перепад тиску знизиться за рахунок витоків повітря через нещільності до деякої заданої величини P (як правило не більше $0,1 \text{ кг/см}^2$). Якщо час витікання повітря залежно від перепаду тиску P_k до P для даного типу літака буде відповідати технічним умовам, то кабіна вважається герметичною (рис. 2.4).

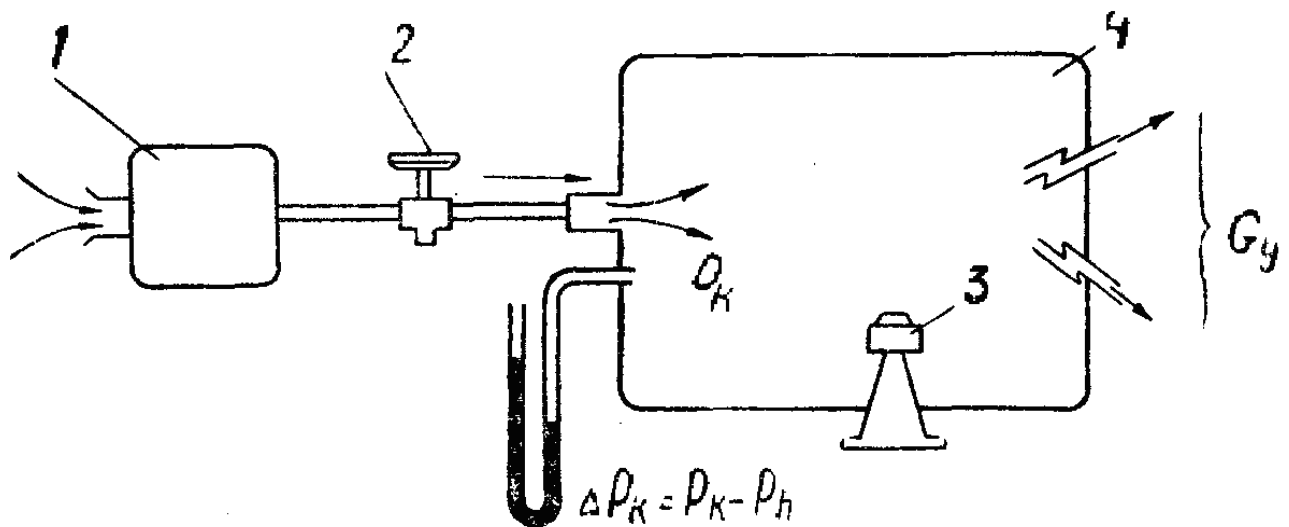


Рис. 2.4. Схема перевірки герметичності кабіни методом виміру швидкості зниження тиску: 1 – компресор; 2 – кран; 3 – регулятор тиску; 4 – герметична кабіна

Як наземне джерело підвищення тиску в кабіні використовується компресор низького тиску або стаціонарна повітряна мережа. Компресор низького тиску (на виході до $1,0 \text{ кг/см}^2$) являє собою причіпний агрегат, що приводиться в дію двигуном внутрішнього згорання або електродвигуном.

Метод компенсації витоків повітря з кабіни використовується в заводських умовах, у льотно-випробувальних організаціях і для перевірки герметичності кабін невеликих літаків. В умовах експлуатації застосовується метод виміру швидкості зниження тиску.

Перевіряти кабіну на герметичність необхідно при температурі навколишнього повітря не вище $20 \pm 5 \text{ }^\circ\text{C}$. Тому влітку зручно виконувати цю перевірку вранці, а взимку слід підігрівати кабіну до температури $16...18 \text{ }^\circ\text{C}$. При перевірці забороняється виконувати на літаку будь-які роботи. Не можна проводити перевірку з неприпустимими ушкодженнями обшивки і застелення.

Перед перевіркою необхідно виконати такі підготовчі роботи:

- прибрати від літака наземне устаткування;
- підготувати компресор і прилади контролю (манометр, варіометр, годинник та ін.);

- заглушити (а на деяких типах літаків зняти) частину приладів, у конструкцію яких входять анероїди, що можуть бути ушкоджені надлишковим тиском (варіометр, показчик висоти і перепаду тиску та ін.);
- рукоятки кранів регуляторів тиску встановити у положення «Перевірка герметичності»;
- переконатись у відсутності людей у кабіні;
- переконатись у справності вхідних дверей, люків багажників, кватирок ліхтаря в кабіні пілотів і закрити їх на замки.

Послідовність перевірки:

– увімкнути подачу повітря в кабіну і спостерігати за підвищенням тиску в кабіні. Для безпеки роботи швидкість наростання тиску в кабіні не має перевищувати 0,02 кг/см² за хвилину;

– при досягненні заданого значення надлишковий тиск у кабіні слід підтримувати протягом 5 хвилин, а потім вимкнути подачу повітря і спостерігати за зниженням тиску. У цей час необхідно перевірити щодо наявності витоків такі елементи конструкції:

- місця стиків обшивки герметичної частини фюзеляжу;
- герметичні днища шпангоутів;
- застосування кабіни екіпажу і пасажирського салону;
- контури вхідних дверей, стулок багажних люків і аварійних виходів;
- гермовиводи;
- водозаправні панелі і панелі санвузлів;
- вихідні отвори випускних клапанів.

Застосовуються такі методи перевірки наявності витоків повітря: на слух, на дотик, мильною емульсією, спеціальними (галогенними) шукачами витоків.

Після перевірки слід виконати такі дії:

- стравити залишковий тиск із кабіни, від'єднати шланг подачі повітря, а бортовий штуцер закрити заглушкою, законтрити і опломбувати;
- від'єднати прилади контролю;
- триходові крани регуляторів тиску встановити в положення «Включено», законтрити і опломбувати;
- прилади, що зняли з літака (або загнушили), встановити на свої місця.

Усунення негерметичності необхідно виконати заміною:

- гумових профілів на дверях і люках;
- гумових прокладок на вікнах;
- гумових осердь на гермовиводах;
- ремонтом швів і обшивки фюзеляжу.

2.8. Особливості технічного обслуговування ПС після польоту в турбулентній атмосфері

Унаслідок нерівномірного розподілу температури, а отже, щільності і тиску повітря, в атмосфері завжди є повітряні течії (вертикальні й горизонтальні потоки). Поле швидкостей атмосферних течій складається з упорядкованого руху (певної усередненої усталеної величини) і накладених турбулентних поривів. На виникнення турбулентності атмосфери впливає наявність різких фронтів погоди, струменевих потоків, рельєф місцевості, висота.

В усталеному горизонтальному польоті сума вертикальних сил, що діють на ПС, дорівнює нулю, а перевантаження дорівнює одиниці. При дії на ПС пориву вітру відбувається швидка зміна кута атаки, а отже, і підйомної сили. Це спричиняє вертикальні і кутові переміщення ПС, які додатково впливають на зміну кута атаки, що призводить до зростання перевантаження:

$$\Delta n_y = \frac{Y_a + \Delta Y_a}{mg} = 1 + \Delta n_y.$$

Оскільки пориви вітру можуть бути висхідними і низхідними, то і збільшення перевантаження може мати як додатні, так від'ємні значення, тобто:

$$\Delta n_y = \pm \frac{\Delta Y_a}{mg}.$$

Цей приріст перевантаження спричиняє додаткові напруги в силових елементах конструкції.

У неспокійній атмосфері повітряні пориви можуть бути циклічними з різними значеннями амплітуди ω_0 і довжини хвилі L . При польоті в циклічних повітряних поривах можуть виникати як коливання всього літака (його центра тяжіння), так і його окремих частин. Через різноманітність повітряних поривів їх частоти Θ іноді можуть збігатися з власною частотою згинальних коливань крила літака, тобто виникає резонанс. Найбільш небезпечним цей резонанс буде для крила важкого літака, у якого власна частота низька, а таким частотам відповідають більш значні величини амплітуди.

При значній турбулентності атмосфери перевантаження, які виникають, можуть спричиняти небезпечні напруги в силових елементах конструкції. Особливо високі напруги виникають у вузлах кріплення зосереджених навантажень (двигуна, шасі, рулів, елеронів, засобів механізації і т.д.).

Тому передбачено спеціальне ТО літаків і вертольотів, які можуть опинитися в складних умовах польоту (турбулентності або атмосферних явищ). У цьому разі обсяг робіт з ТО встановлюється регламентом технічного обслуговування.

Повітряне судно, яке опинилось в складних умовах польоту, надалі до проведення спеціального обслуговування випускати у політ забороняється. При цьому підставою для зняття ПС з польоту і проведення спеціального ТО є:

- запис командира екіпажу ПС в бортовому журналі про те, що трапилось;

- записи бортових приладів об'єктивного контролю;

- ушкодження, отримані ПС при польоті в складних умовах.

Для визначення технічного стану ПС після польоту в складних умовах керівник (головний інженер) авіапідприємства створює комісію, яка опитує екіпаж про обставини польоту, аналізує записи приладів об'єктивного контролю, оглядає ПС і за отриманими результатами визначає необхідний обсяг робіт щодо його огляду, обслуговування або ремонту. У разі потреби до роботи в комісії залучаються фахівці заводів цивільної авіації (ЦА), підприємств і організацій авіапромисловості.

У цілому на повітряних суднах після їх потрапляння в складні умови польоту проводяться такі обов'язкові роботи:

- ретельна дефектація обшивки (заклепочних швів, місць стикування, самої обшивки);

- ретельна перевірка вузлів кріплення і можливого зсуву зосереджених навантажень. З цією метою перевіряються зазори між закрилками і елементами крила, елеронами і кінцевою частиною крила;

- перевірка стану органів керування;

- перевірка натягу тросів;

- перевірка стану замків прибраного положення шасі (при грубій посадці – перевірка стану замків випущеного положення шасі);

- при дуже великих перевантаженнях після польоту в турбулентній атмосфері або після грубої посадки може бути призначено нівелювання ПС.

2.9. Запитання для самоконтролю

1. Перелічити фактори, які впливають на технічний стан ПС і дати їм характеристику.

2. Навести класифікацію характерних відмов і ушкоджень конструктивних елементів планера ПС.

3. Назвати причини погіршення аеродинамічних характеристик ПС у процесі експлуатації.

4. У чому полягає контроль аеродинамічного стану планера?

5. Пояснити, у чому полягає шкода від корозії, і назвати фактори, які сприяють корозії.
6. Назвати найбільш імовірні місця ураження корозією внутрішніх і зовнішніх поверхонь ПС та ознаки корозії.
7. Перелічити конструктивні й експлуатаційні заходи із запобігання корозії та назвати способи усунення корозії.
8. Указати характерні ушкодження обшивки та їх причини.
9. Охарактеризувати роботи з ТО обшивки.
10. Указати характерні дефекти й ушкодження скла.
11. Охарактеризувати основні роботи з ТО застосування та заходи щодо запобігання ушкодження скла.
12. У чому полягає ТО стикових з'єднань частин планера?
13. Пояснити, навіщо потрібна перевірка кабіни літака на герметичність.
14. Розглянути методи перевірки кабін літака на герметичність.
15. Охарактеризувати процес перевірки кабіни літака на герметичність методом виміру швидкості падіння тиску.
16. Указати методи перевірки витоків з гермокабіни і методи усунення негерметичності.
17. Розглянути особливості польоту ПС в турбулентній атмосфері і перевантаження, які виникають при цьому.
18. У чому полягають особливості ТО ПС після польоту в турбулентній атмосфері?

3. КЕРУВАННЯ ПРАЦЕЗДАТНІСТЮ ВИСОТНОЇ СИСТЕМИ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

3.1. Короткі відомості про конструкцію і експлуатацію висотної системи

Висотна система являє собою комплекс функціонально з'єднаних елементів, призначених для захисту пасажирів і екіпажу від негативного впливу зовнішнього середовища та забезпечення необхідних умов для їхньої життєдіяльності і працездатності під час польоту літака. Негативний вплив навколишньої атмосфери при польоті виявляється в зниженому тиску і зниженій або підвищеній температурі повітря. На висотах польоту більше ніж 4...4,5 км потрібні спеціальні заходи захисту екіпажу і пасажирів від негативної дії знижених тисків. Ці заходи мають забезпечити в кабіні й салоні ПС комфортні умови перельоту людини, абсолютні тиск, температуру, вологість і чистоту повітря. Основним засобом забезпечення безпечних висотних польотів пасажирських літаків є застосування герметизованих кабін і комплексу елементів висотного устаткування.

Гермокабіна – це внутрішня частина фюзеляжу літака, яка наддувається і в якій підтримується підвищений стосовно зовнішньої

атмосфери тиск, регульований за певною програмою. Всі сучасні пасажирські літаки цивільної авіації мають гермокабіни вентиляційного типу, де підвищений барометричний тиск створюється різницею між кількістю повітря, що нагнітається в них від компресорів двигунів, і кількістю повітря, що випускається в атмосферу. Основним джерелом обігріву гермокабіни є тепло, яке утворюється при стисненні повітря в компресорах двигунів до температури 200...300 °С.

Тепловий стан людей і устаткування в кабіні визначається конвекцією, випромінюванням, теплопровідністю і масообміном. Підтримка заданих параметрів повітря в гермокабіні забезпечується необхідною його подачею і витратою, а також певною температурою.

У висотне устаткування входять системи, що дозволяють здійснювати наддув, вентиляцію, обігрів, а також підтримувати необхідний тиск і температуру в кабіні. Наддув кабіни, вентиляцію і обігрів забезпечує система кондиціонування, а підтримання необхідного тиску – система регулювання тиску.

Крім цього висотне устаткування має спеціальні пристрої і системи, які здійснюють відсмоктування повітря з кухні, обігрівання допоміжної силової установки на землі та в польоті, заправних і зливних клапанів в туалетах і зливного клапана в кухні, а також штуцер наземного кондиціонування.

Висотне устаткування літака містить також кисневу систему для живлення киснем членів екіпажу на робочих місцях і в разі потреби – при їх пересуванні по розгерметизованій кабіні, а також для живлення хворих пасажирів при кисневому голодуванні.

Системи кондиціонування сучасних літаків являють собою складні пристрої, які містять десятки всіляких агрегатів, механізмів і електропровідних пристроїв, керування якими потребує застосування різних автоматичних пристроїв і багатоканальних зв'язків керування. Незважаючи на загальну подібність вузлів, системи кондиціонування різних типів літаків розрізняються принциповими схемами. Ця відмінність може полягати в тому, що кабіни екіпажу і пасажирські салони обслуговуються разом або окремо; системи обігрівання і вентиляції кабіні працюють разом або роздільно, незалежно одна від одної і т.д.

Система регулювання тиску повітря підтримує за допомогою спеціальних автоматичних пристроїв задану величину абсолютного тиску P_k і швидкість зміни тиску dP_k / dt шляхом зміни кількості повітря, що випускається з кабіни.

У наш час на літаках цивільної авіації застосовуються електропневматичні і пневматичні принципи регулювання тиску.

Прийняту програму регулювання тиску повітря в кабіні при підйомі літака на висоту наводять у вигляді графіка $P_k = f(H)$ на фоні графіка стандартної атмосфери (рис. 3.1). Як видно, на першому етапі набирання висоти тиск у кабіні підтримується постійним (крива 2), що дорівнює земному, або повільно знижується до певної висоти (крива 1).

На другому етапі набирання висоти абсолютний тиск за висотою знижується, а надлишковий тиск зберігається постійним ($dP_k = \text{const}$).

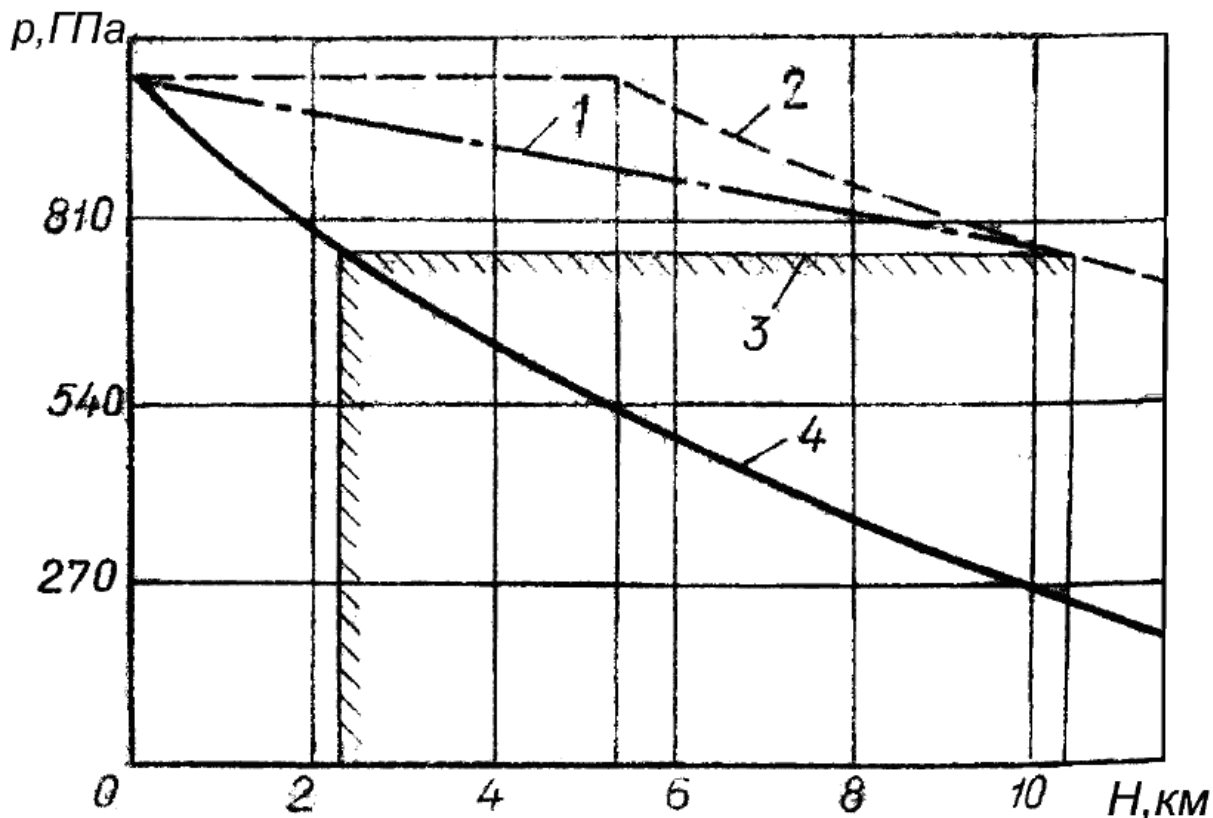


Рис. 3.1. Регулювання тиску повітря в кабіні:

1, 2 – варіанти зміни тиску в гермокабіні з підйомом на висоту; 3 – висота польоту літака, на якій в гермокабіні досягається тиск такий, як на висоті 2,4 км; 4 – зміна тиску за висотою згідно з міжнародною стандартною атмосферою (МСА)

Для кожного типу літака встановлюється певний перепад між тиском у гермокабіні і тиском навколишньої атмосфери залежно від висоти польоту, на якій розраховують характеристики міцності літака.

Барометрична висота в гермокабіні у всьому діапазоні значень висоти польоту не має бути більше 2,4 км, що відповідає барометричному тиску і дорівнює 75.6 кПа (567 мм рт. ст.), для забезпечення потрібного для організму людини парціального тиску кисню, що дорівнює 15,7 кПа у повітрі, яке вдихається.

У випадку відмови системи кондиціонування або при несправностях системи регулювання тиск у гермокабіні має відповідати діапазону 3...4 км після будь-якої малоїмовірної відмови.

Швидкість зміни тиску dP_k / dt в кабіні при підйомі і зниженні літака не має перевищувати 24 Па/с (0.18 мм рт. ст. у секунду), що відповідає

вертикальній швидкості 2 м/с на рівні моря. При більших швидкостях у пасажирів з'являються болючі відчуття в середньому вусі.

3.2. Технічне обслуговування системи кондиціонування

Характеристика експлуатаційних факторів, які впливають на технічний стан системи кондиціонування

Агрегати і вузли систем кондиціонування (трубопроводи, заслінки, турбохолодильники, радіатори, крани, розподільники, змішувачі, компенсатори, патрубки, насадки, глушники шуму і т.д.) зазнають впливу таких факторів:

– високої температури. Так, температура повітря, що відбирається від двигунів літака ТУ-154, дорівнює 240...350 °С. Потім вона знижується в радіаторах і турбохолодильнику, і на вході в кабіну температура повітря дорівнює 10...60 °С;

– високого надлишкового тиску повітря всередині трубопроводів і агрегатів. Так, надлишковий тиск повітря, що відбирається від двигунів літака ТУ-154, дорівнює 0,75...0,9 МПа (7,5...9,0 кгс/см²), а від допоміжної силової установки (ДСУ) – 0,28...0,35 МПа (2,8...3,5 кгс/см²). Потім цей тиск знижується в регуляторі надлишкового тиску до $0,25 \pm 0,02$ МПа ($2,5 \pm 0,2$ кгс/см²), і в кабіні надлишковий тиск становить 0,058...0,07 Па (0,58...0,7 кгс/см²);

– вібрацій від силової установки, що діють на трубопроводи і агрегати, розташовані в мотогондолі; повторно-перемінних навантажень від коливань крила, що діють на трубопроводи і агрегати в крилі;

– кліматичних факторів: температури зовнішнього повітря, опадів;

– засміченості зовнішнього середовища брудом, пилом;

– умов технічного обслуговування і льотної експлуатації: своєчасних і якісних регулювань, організацій технічного обслуговування перевірок при оперативному ТО, правильності використання в польоті.

Характерні відмови і несправності елементів системи кондиціонування і їх технічне обслуговування

1. Повітряно-повітряні радіатори (ППР).

При їх дефектації необхідно звертати увагу на справність приєднаних патрубків гарячого повітря, тому що при порушенні їх герметичності виникають підвищені витоки.

Порушення герметичності внутрішніх порожнин радіатора призводить до надходження в лінію охолодження гарячого повітря, що можна визначити за підвищенням температури в лінії охолоджуючого повітря за ППР. При цьому радіатор знімають і перевіряють його герметичність. На

фланці перевірної порожнини встановлюють заглушки, одна з яких має штуцер для приєднання шланга подачі стиснутого повітря, а друга – штуцер для приєднання манометра. У порожнину подається повітря або азот під тиском 0,1...0,2 МПа (1...2 кг/см²), але не більше робочого тиску. Радіатор занурюють у ванну з водою і, якщо він негерметичний, з нещільностей випливають пухирці газу. Негерметичні ППР відправляють в ремонт. При зніманні й установленні ППР використовуються спеціальні пристосування і лебідки.

2. Турбоохолодильні установки (ТХУ).

ТХУ в системах кондиціонування виконують функцію охолодження другого ступеня і є одним з важливих агрегатів системи. Частоти обертання ротора ТХУ становлять від 2000 до 10000 об/хв і більше, тому для забезпечення працездатності ТХУ потрібно ефективно змащувати підшипники.

У процесі експлуатації контролюється рівень мастила за рисками рівнеміра: верхня риска відповідає максимально допустимому, а нижня – мінімально допустимому рівню мастила. Якщо рівень мастила нижче нижньої риски, його доливають через заливний штуцер за допомогою шприца до верхньої риски рівнеміра.

Після відпрацьовування турбоохолодильником установленої кількості годин мастило замінюють, для чого його зливають через зливну пробку і заливають свіже мастило. Почекавши кілька хвилин, поки мастило заповнить усю масляну порожнину і його рівень трохи понизиться, доливають мастило до верхньої риски.

При ґнотовому змащенні (внутрішня порожнина корпусу підшипників заповнена пористим матеріалом), коли немає рівнеміра, мастило заливають через заливний отвір до його рівня або до рівня мірної ємності.

ТХУ мають надійне кріплення, в них відсутні сліди підтікань із з'єднань. У випадку відмови ТХУ перевіряють легкість і безшумність обертання диска турбіни при відокремленому трубопроводі системи подачі повітря до ТХУ. Обертання диска від руки має бути плавним, без відчутного гальмування. При заїданні або обертанні ротора із зусиллям ТХУ віддають у ремонт.

3. Запірні крани, змішувачі, розподільники.

Конструктивно вони складаються з корпусу й однієї чи декількох заслінок, що приводяться в дію електромеханізмом.

Їх обслуговування полягає в періодичній перевірці зовнішнього стану і надійності кріплення. При включенні з пульта керування перевіряється їх працездатність на слух, за допомогою покажчиків положення заслінки або ламп, що, загоряючись, сигналізують про крайні положення заслінки.

4. Зворотні клапани.

Перед установленням клапана в трубопровід перевіряється вільне переміщення заслінки на осях – пелюстки клапана мають вільно опускатися під власною вагою з відкритого в закрите положення. При

встановленні напрямок стрілки на корпусі клапана має збігатися з напрямком потоку повітря в трубопроводі, а клапан – вільно входити в посадочне гніздо трубопроводу.

При огляді зворотних клапанів, знятих з літака, перевіряють відсутність виробітку в осях і справність поворотної пружини, якщо вона є в конструкції клапана.

5. Регулятори витрати.

У процесі експлуатації характеристики регуляторів витрати можуть мати такі відхилення:

5.1. Після включення системи подачі повітря в систему не надходить. Можливі причини:

- ушкодження ланцюга електроживлення заслінки регулятора витрати (визначається продзвонюванням);
- несправний командний прилад регулятора;
- заклинювання заслінки.

5.2. Не підтримується автоматично постійна витрата повітря. Можливі причини:

- несправний командний прилад;
- порушена герметичність трубок, які з'єднують командний прилад з датчиком витрати.

5.3. Витрата повітря в системі не є постійною і не піддається регулюванню вручну. Причина – заклинювання заслінки регулятора.

5.4. Несталі коливання стрілки покажчика витрати повітря. Причина – несправний командний прилад або покажчик витрати.

Датчик витрати і виконавчі механізми монтуються таким чином, щоб напрямок стрілок на агрегатах збігався з напрямком потоку повітря. Штуцери командного приладу за допомогою сполучних трубок з'єднуються з відповідними штуцерами датчика витрати.

Працездатність регуляторів витрати перевіряється на непрацюючих і працюючих двигунах. При непрацюючих двигунах візуально перевіряється переміщення заслінки регулятора витрати з одного крайнього положення в інше (за покажчиками на корпусі заслінки) після подачі відповідних сигналів від керуючого перемикача. При цьому ручним керуванням перемикач по черзі встановлюється у положення мінімальної і максимальної витрат повітря і перевіряється час переведення регулюючої заслінки з цілком закритого до цілком відкритого положення за візуальним покажчиком або загорянням сигнальних ламп на пульті керування системою. Суть перевірки працездатності регуляторів витрати при працюючих двигунах полягає в перевірці стабільності подачі повітря в систему кондиціонування за показниками покажчика витрати повітря компенсованого (ПВПК) при зміні режиму роботи двигунів.

6. Регулятори надлишкового тиску (РНТ).

У випадку несталі роботи регулятора необхідно насамперед перевірити щільність з'єднання тонкотрубною проводки. Найбільш

імовірними місцями негерметичності проводки є ніпельні з'єднання. Тонкотрубна керуюча проводка має бути надійно закріплена на борту, щоб уникнути поломок трубок. При монтажі РНТ особливу увагу слід звернути на правильність приєднання тонкотрубною керуючої проводки.

7. Глушники шуму.

Глушник шуму звичайно являє собою циліндр, що складається з корпусу й обичайки, між якими розташована звукопоглинаюча набивка із скловолокна. Для підвищення ефективності звукопоглинання деякі типи глушників мають усередині конічні циліндри, внутрішня порожнина яких також заповнена скловолокном.

При дефектації глушників шуму особливу увагу звертають на відсутність корозії і механічних ушкоджень кожуха й обичайки, а також на те, чи не вибивається звукопоглинаюча набивка з отворів обичайки у внутрішню порожнину глушника. Зазначений дефект свідчить про ушкодження шару захисної склотканини, у результаті чого скловолокно, потрапляючи у внутрішню порожнину глушника, виноситься потоком повітря в кабінку, засмічуючи повітря в самій кабіні.

8. Трубопроводи.

Трубопроводи для подачі повітря в систему кондиціонування виготовляють з жароміцної сталі або титанових сплавів для ділянок з високою температурою і тиском повітря, яке подається, і з алюмінієвих сплавів для інших ділянок.

Для усунення монтажних зазорів і перекосів, а також для компенсації подовження трубопроводів під впливом температур установлюються компенсатори у вигляді сталевих гнучких рукавів і сильфонів, кульові компенсатори, муфти-компенсатори та ін.

При дефектації перевіряють стан трубопроводів систем кондиціонування і протиобліднювання. Не допускаються такі дефекти:

- тріщини на трубопроводах і компенсаторах;
- ушкодження теплозвукоізоляції;
- ослаблення хомутів і сповзання полісилоксанових шлангів на стиках трубопроводів;
- гофр труб більше 2 % від зовнішнього діаметра;
- подряпини, забоїни, потертості глибиною і довжиною більше допустимої величини. Допускаються плавні вм'ятини до 10 % від діаметра труби і площею не менш 100 мм².

Трубопроводи періодично перевіряють на герметичність. Для цього після запуску ДСУ або двигунів і включення відбору повітря в систему кондиціонування рукою перевіряють місця з'єднань трубопроводів, місця установлення компенсаторів, фланцеві з'єднання агрегатів для визначення витоків. Таку ж операцію проводять після заміни агрегатів і ділянок трубопроводів, компенсаторів. Сліди підгоряння теплозвукоізоляції у вигляді потемніння свідчать про наявність витоків повітря.

Герметичність трубопроводів в окремих ділянках перевіряють шляхом опресування тиском повітря. Для цього один кінець ділянки трубопроводу з агрегатами, які входять до нього, закривають заглушкою, а до заглушки зі штуцером, установленій на другому кінці, підводиться повітря з робочим тиском у цій ділянці системи. Герметичність перевіряють на дотик або за величиною падіння тиску за показниками манометра, підключеного до трубопроводу, що підводить повітря від джерела тиску.

При заміні компенсаторів потрібно перевіряти справність ущільнювальних кілець і лабіринтів. У кульових компенсаторах перевіряється вільне переміщення кульових наконечників. Заїдання, підвищені люфти не допускаються.

9. Пристрої повітророзподілу в кабінах.

У процесі експлуатації необхідно справність роздавальних трубопроводів і герметичність їх ущільнень періодично перевіряти рукою в місцях стиків трубопроводів і коробів.

Необхідно також перевіряти справність насадків індивідуальної вентиляції при включеній подачі повітря: вільне обертання в кульових гніздах, плавність регулювання подачі повітря. При цілком закритому насадку повітря з нього не має виходити. Якщо при цьому чути свист, що свідчить про нещільну посадку насадка, його потрібно відремонтувати або замінити.

Однією з важливих умов експлуатації системи кондиціонування повітря є забезпечення чистоти кабіни, а отже, повітря, що живить агрегати системи регулювання тиску. Ретельне і систематичне прибирання кабін підвищує надійність роботи систем.

10. Пристрої керування і регулювання.

Можливі несправності системи автоматичного регулювання температури:

10.1. Коливання і закиди температур повітря в магістралях трубопроводів системи кондиціонування. Причиною може бути неправильне регулювання часу роботи і пауз електромеханізмів виконавчих органів – розподільних заслінок і змішувачів. Несправність усувається регулюванням часу роботи і пауз електромеханізмів виконавчих органів.

10.2. Невідповідність температури повітря в магістралях тому значенню температури, на яке встановлено датчик автоматичного регулятора температури. Причинами можуть бути неправильне встановлення перемикача режимів роботи, вихід з ладу самого автоматичного регулятора температури, несправності електропроводки, що з'єднує елементи регулятора, несправності електродвигунів виконавчих механізмів. У цьому випадку необхідно перевірити правильність установлення датчика в положення, що відповідає робочому, в автоматичному режимі. Якщо це не приводить до позитивних результатів, то під час польоту необхідно перейти на ручне керування, а

по закінченні польоту – перевірити роботу системи регулювання температури.

При експлуатації систем автоматичного регулювання температури періодично перевіряється їх працездатність, регулюються час роботи і пауз електромеханізмів виконавчих органів.

До комплектів автоматичних регуляторів температури (АРТ) входить велика кількість елементів автоматики, штепсельних роз'єднань, сполучних проводів, виконавчих реле і т.д. Для їх ефективної перевірки розробляються необхідні технологія і пристрої у вигляді переносних пультів, а в комплекти АРТ вводяться штепсельні роз'єднання в місцях, доступних для огляду і підключення в схему АРТ пультів наземної перевірки. Пульт наземної перевірки оснащено необхідною контрольно-вимірювальною апаратурою і пристроями, що дозволяють імітувати керування роботою АРТ. За допомогою такого пульта можна, наприклад, зробити перевірки справності ланцюгів ручного керування і роботи виконавчих механізмів, приймачів і датчика температури на обрив і коротке замикання сигналів, які видаються блоком керування на виконавчі механізми, і т.д. За допомогою спеціального стенда можна перевірити працездатність термовимикачів шляхом контролю температури замикання контактів, після чого, якщо необхідно, відрегулювати термовимикач чи замінити його.

Обслуговування пристроїв керування системою кондиціонування полягає в перевірці їх працездатності, контролі роботи електромеханізмів на слух, стану електропроводки, щільності штепсельних роз'єднань, заміні агрегатів і демонтажі агрегатів для перевірки.

Перевірка працездатності системи кондиціонування в наземних умовах

На літаках Ан-24, на яких системи кондиціонування в наземних умовах не експлуатуються, перевірка здійснюється при подачі електроживлення від наземних або бортових джерел електроенергії. Відповідні перемикачі засувних кранів, регульовальних і розподільних агрегатів з електромеханізмами ставляться в крайні робочі положення. Працездатність визначається загорянням сигнальних ламп і світлових табло, візуальним покажчиком положення заслінок, на слух по шуму працюючих електромеханізмів.

На літаках, в яких повітря в систему на землі може подаватися від працюючих двигунів або від допоміжної силової установки, перевірка виконується такими способами:

- включенням електроживлення системи кондиціонування;
- установленням АРТ повітря в системі кондиціонування в літній період +10 °С, а взимку – +25 °С; температура повітря, яке подається в

панелі, не має бути вище +50 °С, тому що це може призвести до ушкодження декоративної обшивки панелей;

- установленням у відкрите положення кранів випуску повітря з кабіни або відкриттям вхідних дверей або кватирок літара пілотів;

- включенням подачі повітря в систему; кількість повітря, що подається, має складати приблизно 25 % від номінального значення;

- перевіркою рукою надходження повітря в кабіну через вентиляційні решітки, насадки індивідуальної вентиляції, жалюзі, патрубки та інші пристрої подачі повітря.

3.3. Технічне обслуговування системи регулювання тиску

Характеристика експлуатаційних факторів, які впливають на технічний стан і працездатність системи регулювання тиску

Заданий закон зміни тиску в гермокабіні підтримується випуском певної кількості повітря, що надходить у кабіну по системі кондиціонування, в атмосферу через випускні клапани за командами, які йдуть від регулятора тиску (командного приладу). Регуляторів звичайно два: основний і дублюючий (аварійний). Кількість випускних клапанів залежить від об'єму кабіни, але має бути не менше двох, що дозволяє здійснювати більш рівномірне скидання повітря з кабіни в атмосферу, забезпечує хорошу вентиляцію і виключає виникнення застійних зон. Регулятори і випускні клапани з'єднані між собою, з кабіною й атмосферою системою тонкотрубною проводки.

Командний прилад складається з вузла підтримки абсолютного тиску з вбудованим обмежувачем швидкості зміни тиску в кабіні (демпфером) і вузла підтримки надлишкового тиску.

Випускний клапан випускає в атмосферу задану кількість повітря, чим забезпечує підтримку потрібного тиску в кабіні на всіх режимах і висотах польоту. Він впускає в кабіну атмосферне повітря, якщо тиск в атмосфері більше ніж у кабіні, і забезпечує за допомогою електроклапана скидання тиску при підвищеному наддуванні кабіни. У деяких літаках додатково встановлюються запобіжні клапани.

На кожному командному приладі і випускному клапані розміщено повітряний фільтр для очищення повітря, яке надходить до них з гермокабіни, від механічних домішок і дрібних часток.

У процесі експлуатації параметри режимів регулювання тиску в кабінах можуть відхилятися від заданих. Ці відхилення можуть знаходитися в межах допусків або перевищувати їх. В останньому випадку відхилення параметрів нормального режиму обумовлюється несправністю системи або її окремих агрегатів. До основних відхилень параметрів нормальних режимів регулювання тиску належать: знижений або

підвищений тиск повітря в кабіні, падіння кабінного тиску, підвищена або недостатня швидкість зміни тиску в кабіні.

Причини можливих відхилень криються в особливостях роботи системи регулювання тиску (СРТ). Робочим тілом є кабіне повітря, яке практично завжди забруднене пилом, продуктами спалювання, що містять смолисті речовини, волокнами теплозвукоізоляції, ворсинками тканин, килимів. При русі забрудненого повітря через агрегати системи регулювання тиску засмічуються дюзи, калібровані отвори агрегатів, трубопроводи. З часом відбувається поступове закупорювання повітряних трактів, утворення нашарувань пилу і бруду в місцях прилягання тарілок клапанів до посадкових місць, що в остаточному підсумку призводить до несправностей роботи системи.

Характерні відмови і ушкодження системи регулювання тиску

Можливі стабільні (стійкі) і нестабільні (тимчасові) відмови та несправності. У першому випадку відмова чи несправність усувається виконанням комплексу профілактичних і ремонтних заходів. В іншому випадку несправність може самоусунутися, особливо при різких коливаннях кабінного тиску. Кожний випадок такої відмови слід ретельно аналізувати, щоб ужити заходів з її попередження.

У загальному вигляді причини можливих відмовлень СРТ є такі:

- негерметичність вузлів і агрегатів системи;
- негерметичність клапанних пар;
- забруднення ("зарощування") каналів проходу повітря;
- руйнування елементів агрегатів і систем;
- порушення регулювання агрегатів.

Наведемо характерні прояви відмов і причини можливих відхилень тиску в кабіні від нормальних значень:

– знижений тиск повітря в кабіні. Це є наслідком перевищення витoku повітря з кабіни над подачею, що спричинено або недостатньою герметичністю кабіни, або несправністю системи регулювання тиску;

– спадання кабінного тиску. Уповільнене спадання тиску пов'язане з несправностями в роботі СРТ, а швидке – з порушенням герметичності кабіни;

– підвищений тиск повітря в кабіні, тобто такий, який більше ніж на 0,002 МПа (0,02 кгс/см²) перевищує нормоване значення. Конструкція кабіни при цьому зазнає підвищених навантажень, що впливають на її міцність. Розтяжні сили можуть перевищити припустимі значення і призвести до руйнування кабіни;

– збільшення чи зменшення швидкості зміни кабінного тиску, що є наслідком несправної роботи демпферів регуляторів тиску.

При зменшенні швидкості зміни кабінного тиску вирівнювання кабінного й атмосферного тисків при зниженні літака відбувається не на висоті близько аеродрому посадки, а раніше. Тому при подальшому зниженні літака швидкість зміни висоти тиску в кабіні дорівнює вертикальній швидкості літака, що може перевищити нормоване значення тиску.

При підвищенні швидкості зміни кабінного тиску виникають хворобливі відчуття у вушних раковинах пасажирів і екіпажу.

Характерні роботи при технічному обслуговуванні системи регулювання тиску і її агрегатів

При технічному обслуговуванні СРТ і її агрегатів слід виконувати такі роботи:

1. Обслуговування системи регулювання тиску (СРТ), що містить комплекс робіт з огляду, налагодження агрегатів, і робіт, що забезпечують справність і готовність їх до польоту.

При огляді агрегатів слід звертати увагу на відсутність механічних ушкоджень, надійність кріплення агрегатів і з'єднань трубопроводів, цілість контування.

Ручки триходових кранів на лицьових панелях командних приладів мають знаходитися в положенні "Включено" і бути законтреними (крім випадків перевірки кабін на герметичність і перевірки регулювання). На шкалах приладів, що контролюють надлишковий тиск, початок герметизації і швидкість зміни тиску, стрілки і покажчики мають знаходитися проти значень параметрів, установлених для даного типу літака.

Робочим середовищем випускних клапанів є кабіне повітря, забруднене пилом, частками волокон від килимів і різного побутового устаткування, шаруватими речовинами, що постійно осаджуються на фільтрувальних елементах, посадкових елементах клапанів, погіршуючи їх прилягання. Тому на випускних клапанах перевіряється щільність прилягання виконавчих тарілок елементів клапанів, відсутність на них пилу та бруду. Періодично випускні клапани очищаються від пилу, бруду і смолистих відкладень безпосередньо на літаках або після їх демонтажу. Безпосередньо на літаку пил і бруд прибираються серветкою, змоченою в бензині. При знятті з літака клапани промиваються у ванні, заповненій водяним розчином миючого концентрату.

Перевірка стану фільтрувальних елементів повітряних фільтрів відбувається побічно за часом опускання тарілок клапанів. Ця операція може виконуватися на знятих з літака клапанах і безпосередньо на літаку. Опускання тарілок кожного з випускних клапанів із крайнього верхнього положення в нижнє здійснюється за 40 – 70 с. Якщо цей час перевищує 70 с, що свідчить про забруднення фільтрувального елемента, необхідно

зняти і замінити його. Якщо час опускання клапана виявляється меншим нижньої межі, це свідчить про його ушкодження, в першу чергу гумової мембрани. Такий клапан до експлуатації не допускається.

У тонкотрубній проводці для збору конденсату, який випав у трубопроводах, установлюються вологовідстійники. Періодично конденсат із вологовідстійника зливають через зливну пробку.

2. Контроль працездатності СРТ при працюючих двигунах або ДСУ виконується, як правило, одночасно з перевіркою функціонування всієї системи кондиціонування повітря, тобто при подачі в кабінку повітря від двигунів або ДСУ. Суть перевірки СРТ зводиться до того, що за кабінним показником висоти і перепаду тиску (ПВПТ) перевіряють настройку вузлів абсолютного і надлишкового тисків і вузла регулювання швидкості зміни тиску.

Послідовність виконання операцій при цьому така:

- перевіряється встановлення триходових кранів регуляторів тиску. Кран основного регулятора має бути включеним, кран резервного – виключеним;
- ручкою «Початок герметизації» встановлюється тиск, який відповідає тиску повітря на аеродромі (для інших літаків – трохи вище тиску повітря на аеродромі);
- шкала "Швидкість зміни тиску" встановлюється на значенні 0,18;
- закриваються двері, люки, кватирки;
- запускаються двигуни або ДСУ;
- кранами наддування подають повітря в кабінку із заданою витратою в кожній магістралі.

При справній системі регулювання тиску випускні клапани відкриваються при тиску, що трохи перевищує тиск на аеродромі. Стрілка показника висоти ПВПТ установиться проти значення висоти, що відповідає тиску на аеродромі. Стрілка перепаду тиску встановиться проти нульового значення (для деяких літаків перепад буде трохи вищим).

Під час наземної перевірки системи можуть виникнути відхилення від нормальних характеристик роботи системи: відсутність наддуву в кабінці при включеній системі подачі повітря або збільшення перепаду тиску вище припустимої величини.

Можливі причини відсутності наддування в кабінці:

- відкриті багажні люки, вхідні двері, кватирки ліхтаря пілотів;
- включено кран, який випускає повітря з кабінці;
- несправні випускні клапани.

Можливі причини збільшення перепаду тиску в кабінці:

- знаходження триходового крана регулятора у виключеному положенні;
- порушення герметичності тонкотрубної проводки СРТ;
- несправність вузла абсолютного тиску командного приладу;
- несправність випускних клапанів.

3. Контроль герметичності й відсутності закупорки трубопроводів СРТ.

Тонкотрубна проводка СРТ являє собою статичні, атмосферні й керуючі лінії. Статичні лінії існують для передачі в порожнину приладів абсолютного тиску без збурювань і коливань на даній висоті. Атмосферні лінії з'єднують порожнини приладів з атмосферою за умови витрати тиску в лініях. Керуючі лінії є необхідними для передачі пневматичних сигналів від командних приладів до виконавчих органів, а також для здійснення зворотного зв'язку. Статичні і керуючі лінії є герметичними, атмосферні – негерметичними. Для перевірки пневмосистеми на трубопроводах системи встановлюють штуцери, виведені на літаках у певних місцях, звичайно в нішах передніх стояків шасі або в технічних відсіках.

Перевірка герметичності здійснюється за допомогою комбінованих перевірочних установок типу КПУ-3 чи КПА-ППТ. У КПУ-3 за допомогою ручного насоса може створюватися розрідження або тиск, а у КПА-ППТ – поршнеvim пневматичним насосом, який приводиться в дію електродвигуном. Суть контролю полягає в тому, що в лінії, яка перевіряється, створюється розрідження або тиск, які відповідають робочому перепаду тиску зовні й усередині трубопроводу.

Герметичність трубопроводу визначається величиною зміни тиску в трубопроводі за певний відрізок часу. Ця величина контролюється висотоміром показчика швидкості або мановакуумметром і вказується в технічній документації для кожної лінії системи даного типу літака.

Якщо витік повітря перевищує припустиму величину, необхідно знайти місця витоків у з'єднаннях тонкотрубно́ї проводки. В цьому випадку негерметичність усувається підтягуванням гайок у з'єднаннях. Відсутність закупорки (чистота) тонкотрубно́ї проводки перевіряється продувкою відокремлених від агрегатів трубопроводів чистим і сухим стисненим повітрям або азотом під тиском 0,05...0,1 МПа (0,5...1 кгс/см²).

4. Контроль системи регулювання тиску спеціальними перевірочими установками безпосередньо на літаку. Така перевірка дозволяє:

- визначати причини відхилень від нормального режиму кабінного тиску в польоті;
- контролювати працездатність СРТ після заміни агрегатів;
- перевіряти працездатність командних приладів і випускних клапанів.

У наш час для перевірки агрегатів СРТ застосовується установка типу КПА-ППТ.

Установка за допомогою вакуумних шлангів і перехідників приєднується до бортових штуцерів статичної і атмосферної ліній агрегатів СРТ у кабіні, після чого подаються пневмосигнали в порожнини агрегатів, що перевіряються. Працездатність агрегатів оцінюється за показниками приладів на установці.

Перевірка працездатності агрегатів СРТ здійснюється на двох режимах: постійного надлишкового тиску та підтримання абсолютного

тиску й обмеження швидкості його зміни. На першому режимі агрегати працюють на розрідження, на другому – на тиск. За показниками визначають перепад тиску, висоту перепаду, швидкість зміни висоти тиску.

5. Огляд і контроль працездатності агрегатів СРТ, знятих з літака. Виконується в тому випадку, якщо не можна визначити причину їх відхилення від нормального режиму роботи безпосередньо на літаку і за необхідності перевірити відповідність забезпечуваних параметрів технічним умовам.

Для перевірки працездатності і параметрів агрегатів на авіаційно-технічних підприємствах є спеціальні стенди, наприклад, СВС – стенд висотної системи.

Основними елементами стенда є барокамера, вакуумнасос і пульт керування і контролю. Барокамера поділена на дві частини. Верхня частина умовно являє собою кабіну літака, нижня частина – навколишню атмосферу. У цих частинах барокамери за допомогою вакуумнасоса і стиснутого повітря, яке підводиться від компресора або стаціонарної повітряної мережі, створюється розрідження або наддув, необхідні для перевірки виробів. На стенді є пульт керування і контролю з такими приладами: висотомірами, варіометрами, манометрами, ротаметрами, п'єзометрами. Випускний клапан встановлюється всередині барокамери між кабіною і атмосферою. Регулятор тиску ставиться зовні і з'єднується з кабіною.

Перевірка випускних клапанів проводиться в комплексі з еталонним регулятором тиску, а перевірка регуляторів тиску – у комплексі з еталонним випускним клапаном.

Перевіряються абсолютний тиск, надлишковий тиск, швидкість зміни тиску, тиск початку герметизації.

3.4. Технічне обслуговування кисневого обладнання

Кисневе устаткування використовують для живлення киснем членів екіпажу на робочих місцях і при їх пересуванні по розгерметизованій кабіні, а також хворих пасажирів, які відчувають кисневе голодування під час польоту. Кисневе устаткування містить стаціонарну систему і переносний прилад, стаціонарна система – балон, трубопроводи, кисневі прилади, маски зі шлангами, індикатори потоку кисню, редуктори, манометри, зарядні штуцери. Переносне кисневе устаткування складається з балонів, кисневих приладів і масок.

При перевірці стану кисневого устаткування слід звертати увагу на надійність кріплення кисневих приладів, редукторів, кисневих вентилів, індикаторів потоку, кисневих манометрів, шлангів, а також на надійність приєднання трубопроводів до приладів.

Усі кисневі прилади і з'єднання трубопроводів системи необхідно охороняти від попадання мастила.

При перевірці запасу кисню в балоні відкривається вентиль і манометром перевіряється тиск. Якщо він нижче норми, то систему треба дозарядити.

Стаціонарна система і переносне кисневе устаткування заряджаються медичним киснем, який відповідає вимогам ДСТ. Перед заправленням їх залишковий тиск має бути не менше заданого значення. Якщо ж тиск буде менше, то балони необхідно промити і просушити.

На землі кисень випускається із системи за борт літака через шланг, що приєднується до трубопроводу, відокремленому від кисневого вентиля. Двері і кватирки при цьому мають бути зачиненими. Випуск кисню в кабінку як на землі, так і в польоті забороняється.

Якщо в польоті запас кисню з переносних балонів використано, то дозволяється ці балони заправити за допомогою шланга від стаціонарного балона. Дозаправку переносних балонів у польоті здійснює бортпровідник.

3.5. Запитання для самоконтролю

1. Дайте коротку характеристику конструкції висотної системи.
2. Визначте основні функції системи кондиціонування і системи регулювання тиску.
3. Охарактеризуйте експлуатаційні фактори, які впливають на технічний стан системи кондиціонування.
4. Коротко охарактеризуйте основні відмови і несправності елементів системи кондиціонування.
5. Яким має бути технічне обслуговування повітро-повітряного радіатора і турбохолодильної установки?
6. Яким має бути технічне обслуговування запірних кранів, змішувачів, розподільників, зворотних клапанів?
7. Яким має бути технічне обслуговування регуляторів витрати, регуляторів надлишкового тиску і глушників шуму?
8. Як слід виконувати технічне обслуговування трубопроводів системи кондиціонування?
9. Як виконувати технічне обслуговування пристроїв повітророзподілу і пристроїв керування та регулювання?
10. Як проводити перевірку працездатності системи кондиціонування в наземних умовах?
11. Охарактеризуйте експлуатаційні фактори, які впливають на технічний стан і працездатність системи регулювання тиску.
12. Укажіть характерні відмови і несправності системи регулювання тиску та їх причини.
13. Назвіть і коротко опишіть характерні роботи при технічному обслуговуванні системи регулювання тиску та її агрегатів.
14. У чому полягає технічне обслуговування випускних клапанів і командних приладів?

15. Як проводиться перевірка працездатності системи регулювання тиску на землі?

16. Як проводиться перевірка герметичності трубопроводів і працездатності агрегатів СРТ безпосередньо на літаку?

17. Як перевіряється працездатність агрегатів СРТ у лабораторіях авіаційно-технічних підприємств на спеціальних стендах?

18. Охарактеризуйте функції кисневого устаткування повітряних суден і елементи, які входять до нього.

19. Яким має бути технічне обслуговування кисневого устаткування?

4. УМОВИ ЕКСПЛУАТАЦІЇ І ТЕХНІЧНЕ ОБСЛУГОВУВАННЯ СИСТЕМ КЕРУВАННЯ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

Системи керування повітряних суден (СК ПС) містять сукупність комплексних бортових пристроїв, що забезпечують керування рульом висоти і стабілізатором, елеронами та інтерцепторами, рульом напрямку, тримерами рулів і елеронів, закрилками та передкрилками.

Усі перелічені бортові пристрої поділяють на такі:

– неавтоматизовані механічні, які виготовляються з використанням тросової проводки («гнучка система») або трубчастих тяг («жорстка система»);

– гідромеханічні (з рульовим приводом, пружинним навантажувачем і механізмом тримірування);

– гідромеханічні з включенням додаткового автопілоту і демпфера;

– гідромеханічні з АБСК;

– електрогідролічні з АБСК. У цій системі при відхиленні імітатора штурвала електричний сигнал подається до електродвигунів рульових поверхонь. Така система має 2-3-кратне резервування, а рульовими поверхнями керують 2-3-автономні ЕОМ.

Висока надійність і безпека польотів повітряних суден може бути забезпечена за умови виконання ряду специфічних вимог, поставлених до систем керування ПС.

До таких вимог належать:

– забезпечення доброї стійкості і керованості;

– відсутність автоколивань і резонансних явищ при виникненні зовнішніх збурених впливів;

– відсутність заїдань і заклинювання керування з появою пружних деформацій конструктивних елементів планера;

– невелике тертя в рухливих з'єднаннях;

– мінімальні зазори в рухливих членуваннях;

– висока живучість при тривалій експлуатації і ушкодженнях системи.

4.1. Вплив експлуатаційних факторів на технічний стан і працездатність систем керування

На працездатність системи керування впливають такі експлуатаційні фактори:

- зовнішні кліматичні фактори (температура, тиск, вологість, опади). Вони спричиняють, наприклад, замерзання вологи, що зібралася, і відмовлення електропривода стабілізатора або кінцевих вимикачів електромеханізмів системи стопорення, зміну натягу тросової проводки, а також обледеніння і заклинювання тросів у зоні гермовиводу (при зміні температури зовнішнього повітря);

- умови навколишнього середовища (пил, бруд, насиченість повітря солями, якість покриття злітно-посадкової смуги (ЗПС) і доріжки для руління (РД). Цей фактор спричиняє появу корозії, сталосних явищ в елементах конструкції систем керування;

- аеродинамічні навантаження, що діють на рульові поверхні, важелі, проводку та інші елементи системи керування, і залежать від форми і розмірів рулів (елеронів), щільності навколишнього середовища, швидкості польоту, кутів відхилення рулів (елеронів);

- кваліфікація пілотів і якість пілотування літака, від яких залежать масові сили, що значно зростають під час польоту у турбулентній атмосфері, при виконанні маневрів, створенні несиметричної тяги двигунів;

- якість технічного обслуговування ПС, що виявляється в порушенні технологічної дисципліни і зниженні внаслідок цього рівня безпеки польотів;

Вплив на системи керування перелічених експлуатаційних факторів при тривалій експлуатації ПС призводить до появи ушкоджень і відмов. Так, наприклад, при спрацюванні деталей шарнірних з'єднань з'являються люфти в проводці керування; у тросовій проводці, трубчастих тягах керування – ознаки зносу, несправності у системах стопоріння рулів, системах керування тримерами, а також відбувається руйнування деталей гідроприводу закрилків.

На зниження рівня безпеки польотів найбільше впливають порушення технологічної дисципліни при технічному обслуговуванні ПС.

Розглянемо вплив експлуатаційних факторів на роботу різних типів систем керування, що застосовуються на літаках цивільної авіації.

4.2. Характерні відмови і ушкодження тросових проводок систем керування ПС і типові роботи, які виконуються при їх технічному обслуговуванні

Зважаючи на високу статичну і динамічну навантаженість елементів системи керування в польоті, а також їхню важливість у забезпеченні безпеки польоту, за ними необхідний систематичний догляд і неослабний контроль у процесі експлуатації.

Тросова (гнучка) проводка на ПС виконується зі сталевих тросів типу КСАН (канат сталевий авіаційний, що нерозкручується). Для зміни

напрямку гнучкої проводки в її конструкції використовуються ролики і втулки, по яких переміщуються троси. Кінці тросів з'єднуються за допомогою тандерів, які дозволяють регулювати натяг троса.

Тандер (рис. 4.1) складається з муфти і двох наконечників з лівою і правою різьбою. При встановленні тандерів наконечник із правою різьбою розміщують за напрямком польоту. Правильно підібраний тандер повинен мати шийку наконечника, яка дорівнює діаметру троса або на 1-2 мм більше його, що створює деякий запас міцності в шийці. Нарізні частини наконечників слід вкручувати в муфту на однакову довжину. Щоб уникнути роз'єднання наконечників їх законтрують проводом. При виході з герметичних відсіків трос прокладають через гермовиводи.

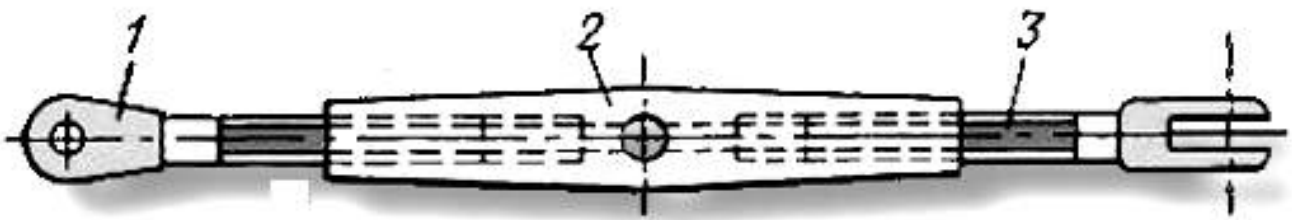


Рис. 4.1. Тандер: 1 – наконечник з лівою різьбою; 2 – муфта; 3 – наконечник з правою різьбою

Трос має знаходитися в площині обертання ролика. Допускається відхилення не більше 2,5-3,0 мм на відстані одного метра від точки спуску троса. Тандер не має доходити до ролика на відстань менше трьох метрів. Трос не має торкатися елементів конструкції. Особливу увагу звертають на проходження тросів поблизу електрожгутів.

Для забезпечення надійної роботи системи керування, в якій є тросова проводка, необхідно стежити за тим, щоб троси мали строго визначену величину натягу. Натяг тросів з часом може змінюватися внаслідок коливань температури зовнішнього повітря, а також під дією зусиль і повітряних навантажень на рулі. Зміна натягу тросів при коливаннях температури зовнішнього повітря пояснюється розходженням коефіцієнтів лінійного розширення матеріалів тросів α (для сталі

$\alpha_{ст} = 12 \cdot 10^{-6} \frac{1}{^{\circ}C}$) і конструкції планера (для дюралюмінію

$\alpha_{д} = 23 \cdot 10^{-6} \frac{1}{^{\circ}C}$). Велике розходження коефіцієнтів лінійного розширення зазначених матеріалів спричиняє ослаблення натягу тросової проводки при від'ємних значеннях температури і збільшення натягу при додатних значеннях.

Зменшення натягу тросів у системі керування може призвести до появи люфтів, порушення нормальної роботи органів керування, виникнення вібрації в польоті, руйнування кронштейнів підвіски рулів та ін.

Значне ослаблення тросової проводки може спричинити зіскакування тросів з роликів, підвищене тертя в проводці і швидке спрацювання або відмовлення системи керування через повне заклинювання.

Для запобігання виникнення цих несправностей троси спочатку натягують з таким розрахунком, щоб провисання їх наставало при температурі зовнішнього повітря мінус 60...90 °С. Величину натягу тросів перевіряють при виконанні періодичного технічного обслуговування, після заміни елементів тросової проводки, а також при переході до осінньо-зимової і весняно-літньої експлуатації.

Натяг тросів у системі керування літаком і двигунами перевіряють тензометром (рис. 4.2), в якому використовується принцип виміру пружної деформації плоскої пружини під впливом сил, що створюються при прогинанні натягнутого троса. Деформація пружини множим механізмом передається на стрілку, що показує на шкалі з безрозмірними розподілами натяг троса, який перевіряється. За кількістю розподілів, зазначених стрілкою на шкалі приладу, визначають силу натягу троса, використовуючи тарувальну таблицю.

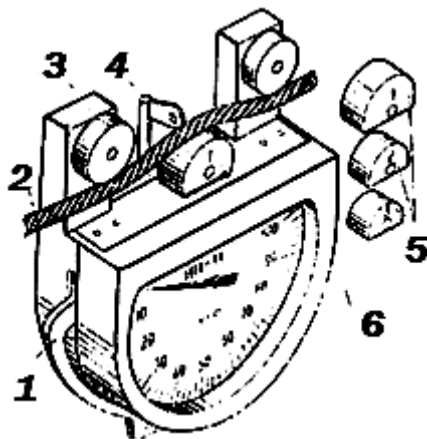


Рис. 4.2. Тензометр: 1 – важіль; 2 – трос; 3 – незйомний упор; 4 – важіль фіксації стрілки; 5 – змінні упори; 6 – шкала приладу

У комплект приладу входять змінні упори, кожен з яких розраховано на певний діаметр троса.

Перевірний трос закладають між рухливими незйомними упорами і зйомним упором. Важіль 1, укріплений шарнірно, використовують для затиску троса між упорами. Важіль 4 призначено для фіксації стрілки приладу перед зняттям його з троса. Для фіксації стрілки необхідно повернути важіль з вихідного положення проти годинникової стрілки.

Далі за графіком (рис. 4.3) визначають зусилля, з яким має бути натягнуто трос при даній температурі повітря.

Отримане за допомогою графіка значення натягу порівнюють зі значенням фактичного натягу троса. Якщо ці величини відрізняються одна від одної, то регулюють натяг тросів використанням допущень.

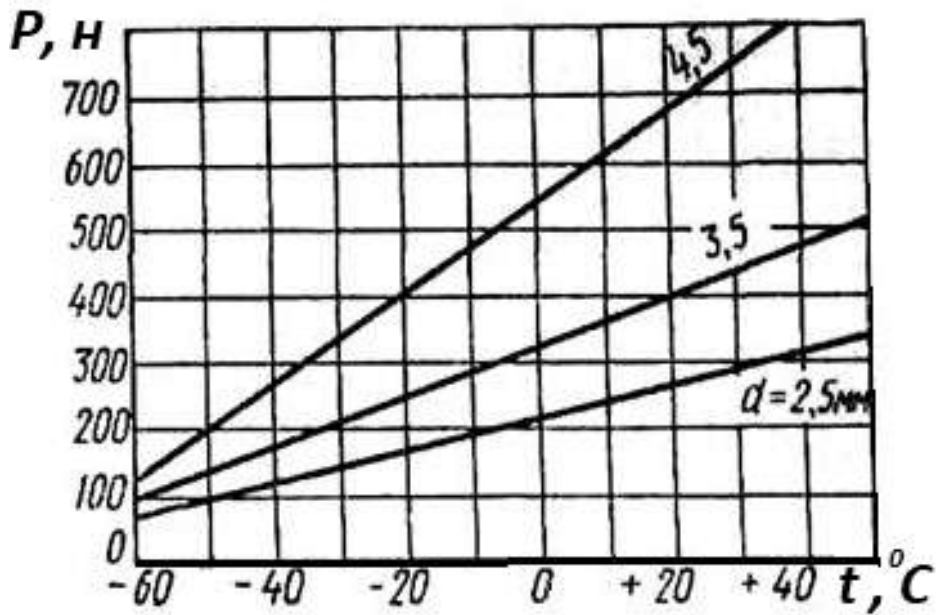


Рис. 4.3. Залежність натягу тросів керування від температури

За відсутності графіків натяг, *кз*, який необхідно задати тросу при певній температурі, можна обчислити за формулою

$$P = E F \Delta t (\alpha_d - \alpha_{cm}),$$

де α_d , α_{cm} – коефіцієнти лінійного розширення дюралюмінію і сталі, $\frac{1}{^\circ C}$;

E – модуль пружності сталі, $кзс / см^2$;

F – площа перерізу троса, $см^2$;

Δt – різниця температур між тією, при якій заміряється натяг тросу і тією, при якій натяг тросу дорівнює 0.

Величину натягу тросів регулюють одночасно тандерами обох ліній, обертаючи муфти тандерів на однакове число обертів. Гвинтова нарізка наконечників тандера має бути вмонтована в муфту не менше ніж на 2-3 нитки різьби. Це забезпечує в експлуатації можливість повторного регулювання натягу тросів.

На деяких типах літаків заданий натяг тросів підтримується автоматично за допомогою регулятора натягу тросів (рис. 4.4), який застосовують для компенсації температурних змін довжини фюзеляжу. Регулятор складається з литого корпусу 6 і роздільних качалок 10 із закріпленими на них роликками 4 і 9 та пружинами 1. Усі качалки насаджені на загальну вісь, у якій є отвори (вікна) для тросів. Кожна качалка з парою пружин існує для натягу одного замкнутого контуру тросів. Хід качалок обмежено упорами 2 і 7. Кут повороту качалок між упорами дорівнює $35^\circ C$. При зміні навколишньої температури від -60 до $+60^\circ C$ регулятор

підтримує натяг тросів у системі керування двигуном у діапазоні 170...280 Н.

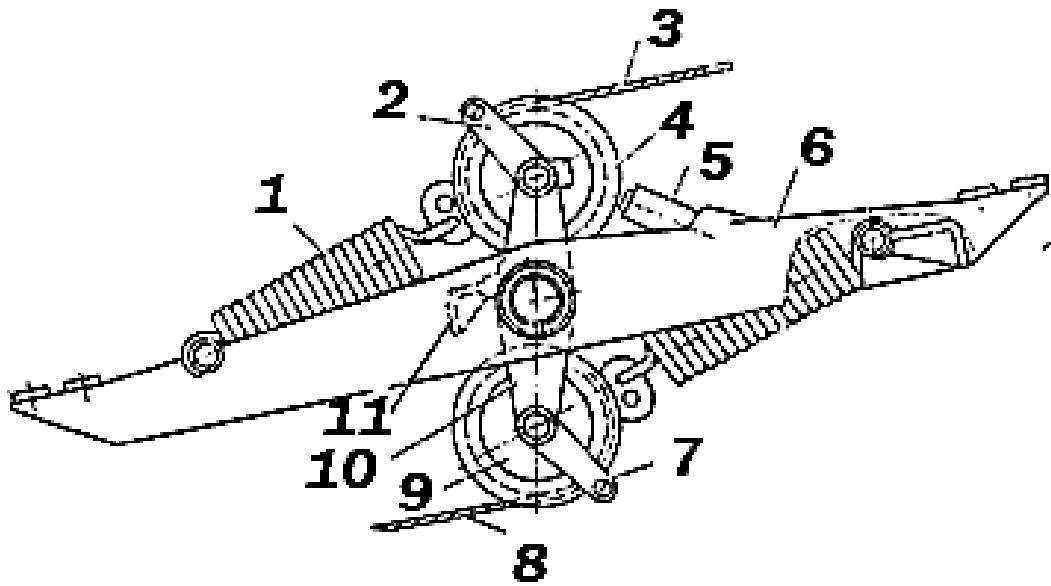


Рис. 4.4. Регулятор натягу тросів: 1 – пружина; 2, 7 – обмежники тросів; 3,8 – троси; 4,9 – ролики; 5,11 – упори; 6 – корпус; 10 – качалка

Тросову систему керування слід зберігати в постійній чистоті. Протирати троси рекомендується сухою тканиною. Знос тросів відбувається, головним чином, на роликах і у напрямних втулках. Ознаками зносу є: обриви окремих ниток (зайоршеність), зменшення діаметра троса без обриву ниток, збільшення крихкості внаслідок нагартування ниток. Остання ознака виявляється обривом окремих ниток при перегинанні знятого троса. За наявності кожної із зазначених ознак трос підлягає заміні. При появі корозії трос необхідно очистити протиральним матеріалом до видалення слідів корозії. Якщо корозію таким способом видалити не є можливим, трос слід замінити. Після цього перевіряють правильність прокладки троса по роликах, стан роликів, їх підшипників, кронштейнів кріплення, а також правильність і величину відхилення рульової поверхні і натягу троса.

У технічне обслуговування тросової проводки системи керування входить насамперед періодична перевірка стану тросів та їх наконечників, кронштейнів кріплення напрямних, роликів та інших деталей, а також натягу тросів. Перевіряють зазори між тросами та елементами конструкції повітряного судна. У більшості випадків зазор між тросами і рухомими деталями має бути не менше 20 мм, а між тросами і нерухомими деталями – не менше 10 мм.

4.3. Характерні відмови і ушкодження жорстких систем керування ПС і типові роботи, що виконуються при їх технічному обслуговуванні

Жорстка проводка в системі керування, що виконана за допомогою трубчастих тяг, має свої особливості обслуговування. Для попередження резонансних коливань тяг системи керування часто встановлюють опори, що ускладнює конструкцію і обсяги робіт при технічному обслуговуванні. Збіг частот власних коливань тяг зі змушеними (наприклад, від двигунів на експлуатаційних режимах) може призвести до їх руйнування від утомленості в процесі експлуатації. Резонансні коливання тяг є небезпечними ще і тому, що найчастіше їх неможливо відчутти на важелях керування, а це, в свою чергу, утрудняє їх своєчасне виявлення та усунення справжньої причини їх виникнення. Незважаючи на конструктивні заходи щодо запобігання резонансних коливань, вони можуть з'явитися при виникненні ряду несправностей. Власна частота першого тону коливань тяги із шарнірним з'єднанням може бути визначена за формулою

$$\nu = \frac{\pi}{2l^2} \sqrt{\frac{E \cdot I \cdot l}{m}},$$

де l – довжина тяги, m ; $E I$ – жорсткість тяги при згинанні, $H \cdot m^2$; m – маса тяги, $кг$.

З формули видно, що частота коливань може мати відхилення від розрахункової величини через зміну довжини тяги, жорсткості або типу матеріалу. Тип матеріалу і діаметр тяг у процесі експлуатації залишаються практично незмінними. Однак велике вироблення тяг під напрямними роликками, знос цих роликків або порушення їх регулювання можуть призвести до того, що тяга (при великих зазорах) не буде торкатися окремих напрямних роликків. Це змінить відстань між опорами (як би довжину тяги) і відповідно частоту, амплітуду коливання тяги і, як наслідок, може призвести до її руйнування. Дуже малі зазори (нижче припустимих) між напрямними роликками і тягою з появою пружних деформацій конструктивних елементів планера можуть спричинити заклинювання системи керування. Тому при технічному обслуговуванні перевіряють зазори між напрямними роликками і тягами. На більшості літаків ці зазори мають дорівнювати 0,15...0,60 мм. При перевищенні максимального значення зазору на деяких типах літаків один з роликків замінюється на ролик зі збільшеним діаметром. На інших типах літаків змінити зазор між тягою і напрямними роликками можна поворотом спеціально встановленої ексцентрикової втулки.

Після дефектації роликки, що мають ушкодження, потрібно замінити.

Наявність люфтів у з'єднаннях жорсткої проводки призводить до запізнювання відхилення рульових поверхонь, до їх вібрації, а також вібрації інших конструктивних елементів системи керування. При тривалому впливі вібраційних навантажень може відбутися руйнування вузлів кріплення тримера, руля, кронштейна, тяги та інших елементів, що може призвести до відмовлення системи керування.

При технічному обслуговуванні жорсткої проводки в системі керування перевіряють:

- чистоту елементів системи керування: наявність пилу, бруду і корозії збільшує тертя в напрямних роликах і підвищує знос тяг під ними;

- наявність змащення у вузлах з'єднань, герметичних вузлах тяг і тросів та зубчастих передач штурвальних колонок; відповідно до карти змащення заміняють змащення у вузлах навішення, шарнірних з'єднаннях тяг, штурвальних колонок, педалей, гермовиводів та інших агрегатів. Очищення вузлів від бруду і старого змащення виконується з використанням шприца і бензину Б-70. Потрапляння змащення на тяги не допускається, тому що на змащеній поверхні осаджується пил. Усі шарнірні з'єднання системи керування літаком мають бути заповнені змащенням ЦІАТІМ-201;

- стан тяг, качалок, шарнірних з'єднань і напрямних роликів. Не допускаються механічні ушкодження на трубах, люфти в системі керування, ослаблення заклепок, «накат» на трубах під роликами. Особливу увагу звертають на місця членування тяг з педалями і проміжними качалками;

- збережність контрування і правильність затягування з'єднань шарнірних болтів та болтів кріплення кронштейнів, кріплення качалок до каркасу повітряного судна;

- знос тяг під роликами. Допускається знос не більше 0,3...0,4 мм, на деяких ПС (Ту-154) – до 0,5 мм. При більшому зносі тягу необхідно роз'єднати з двох боків і повернути в напрямних роликах на 180°, а потім знову приєднати і законтрити, а наступного разу замінити її на нову тягу;

- зазори між напрямними роликами і тягами. При вимірі зазору тягу необхідно притискати до двох інших напрямних роликів. Величина зазору вказується в технічній документації конкретного типу ПС (звичайно, не менше 0,1 мм і не більше 0,3 мм). Великі зазори в значній мірі сприяють нагартуванню та зносу тяг у місцях контакту;

- наявність і справність металізації. Стрічки металізації не мають обмежувати переміщення елементів керування. Допускається перетирання стрічки металізації не більше 10 % її ширини. Місця кріплення стрічок металізації слід зачищати до металевого блиску.

Усі деталі системи керування, що рухаються або обертаються, не мають торкатися прилеглих деталей і тертися по них (за винятком місць безпосереднього сполучення), при цьому зазор між рухомими елементами має бути не менше 10 мм, а між нерухомими – не менше 5 мм. Зазвичай

встановлюється сумарний зазор між кронштейном і качалкою керування (рис. 4.5, а), між наконечниками тяг (рис. 4.5, б), між вилкою тяги і вушком качалки в перпендикулярній до них площині при крайніх відхиленнях рулів (рис. 4.5, в).

При огляді тяг звертають увагу на відсутність послаблення трубчастих клепок наконечників, корозії, подряпин та інших механічних ушкоджень; люфтів у з'єднанні тяг з качалками і між собою.

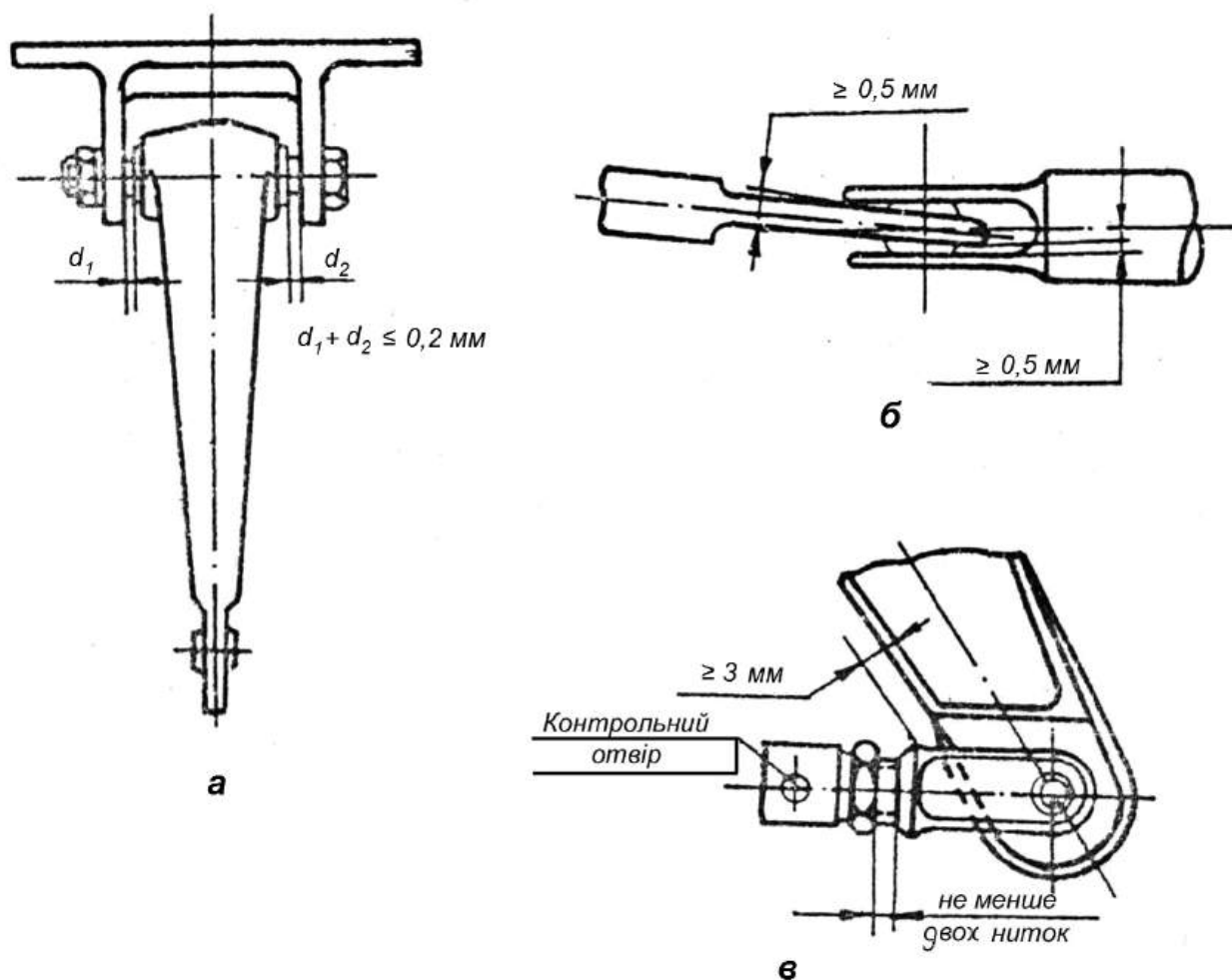


Рис. 4.5. Зазори, що допускаються між кронштейном і качалкою керування:
а – між наконечниками тяг; б – між тягами; в – між тягою і качалкою керування

Тяги зі стрілою прогину більше 2 мм на 1 м довжини підлягають заміні (рис. 4.6, а). Стрілу прогину заміряють щупом між прикладеною до тяги металевою лінійкою і поверхнею тяги. Припустима глибина зносу тяг під напрямними роликами (до 0,5 мм) заміряється за допомогою індикатора-глибиноміра (рис. 4.6, б).

У місцях зносу труб не допускаються місцеві надирі, риски або вм'ятини з різкими перепадами. Поверхневий знос труб має бути рівномірним з плавними переходами. При великому зношуванні труби тягу

заміняють. Якщо знос труби глибиною 0,5 мм виявлено в трьох місцях в одному перерізі, то її слід замінити.

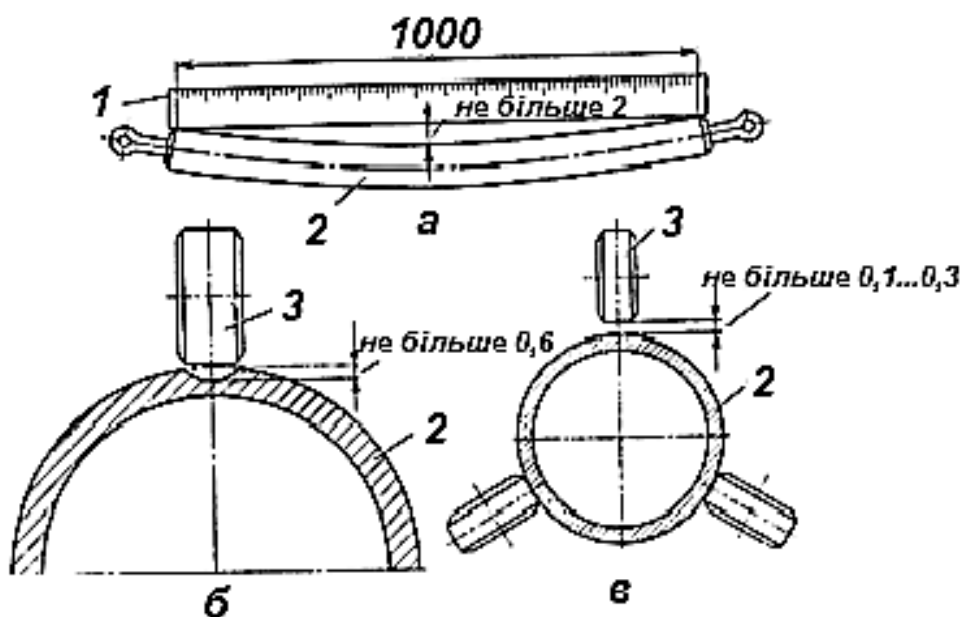


Рис. 4.6. Дефекти тяг: а – прогин; б – вироблення; в – зазор;
1 – лінійка; 2 – тяга; 3 – напрямний ролик

4.4. Перевірно-регульовальні роботи, що виконуються при технічному обслуговуванні систем керування ПС

Надійність роботи системи керування, а також і безпека польотів визначаються правильністю регулювань окремих систем, агрегатів і вузлів керування повітряним судном.

Крім навантажень під дією повітряного потоку на систему керування впливають:

- правильність регулювання;
- наявність люфтів (спричиняють появу вібраційних навантажень);
- зусилля тертя у проводках керування (перевіряється при ТО).

Часткова або повна перевірка регулювання тієї чи іншої системи відбувається в процесі виконання певного виду регламентних робіт, а також після заміни тяг, тросів, барабанів та інших деталей системи. Порушення принципів регулювання системи керування може призвести до її відмови в польоті, тому що відхилення рулів при цьому не буде відповідати відхиленню важелів у кабіні ПС.

1. Основні принципи регулювання систем керування (з урахуванням мінімальної трудомісткості процесу регулювання) полягають у такому:

- при роз'єднаній проводці керування встановлюють в нейтральне положення важелі в кабіні і відповідні рульові поверхні;

- певні секторні качалки, штоки і важелі рульових машинок або інших агрегатів (відповідно до технічної документації даного типу літака) встановлюють у нейтральне положення;
- з'єднують проводку систем керування;
- відповідно до графіків регулюють необхідний натяг тросів;
- перевіряють зусилля тертя в проводці керування;
- перевіряють відповідність відхилення рульових поверхонь з відхиленням важелів у кабіні;
- контролюють величину відхилення важелів у кабіні і на рульових поверхнях;
- при крайніх відхиленнях перевіряють встановлення системи керування на упори (у кабіні і на рульових поверхнях);
- перевіряють працездатність системи стопоріння рульових поверхонь.

2. При періодичному технічному обслуговуванні ПС, а також у випадку запису екіпажу про «туге» або «послаблене» керування перевіряють зусилля тертя в системах керування.

Вимір зусиль тертя в проводці системи керування виконують з метою виявлення таких несправностей: заїдання роликів, сходження тросів з роликів, деформації штоків, тяг та ін. Зусилля тертя заміряють динамометром або спеціальними динамометричними штурвалом і педалями. Замір виконують з включеними рульовими приводами і від'єднаними пружинними завантажувачами.

Швидкість вітру при перевірці має бути не більше 1 м/с. Зусилля тертя заміряють при русі командного важеля з одного крайнього положення в інше до початку роботи завантажувальної пружини (зусиллям зсуву командного важеля нехтують) при прямому і зворотному ходах. Середнє значення зусилля тертя визначають за формулою

$$P_{тер} = \frac{(P_{пр} + P_{звор})}{2},$$

де $P_{пр}$ і $P_{звор}$ – зусилля при прямому та зворотному ходах.

При перевірці зусиль тертя в системі керування рульом висоти динамометр закріплюють у центрі штурвала паралельно його осі і утримують під час виміру.

Під час перевірки зусиль тертя в системі керування елеронами динамометр закріплюють на розі штурвала через шнур і утримують його під час руху по дотичній до обох штурвала.

Для перевірки зусиль тертя в системі керування рульом напрямку шнур закріплюють таким чином, щоб динамометр знаходився в центрі педалі, і утримують його під час руху по дотичній до дуги переміщення педалей. При перевірці зусиль тертя в системі керування тримером руля

висоти на штурвалі керування тримером закріплюють спеціальний хомут, до якого приєднують динамометр.

На всі зусилля існують нормативи. При відхиленні зусиль тертя від технічних вимог перевіряють усі ланки проводки і звертають увагу на стан підшипників качалок і кронштейнів, справність тяг гермовузла, відсутність заїдання в напрямних роликах і зазори між тягами і роликами.

3. Перевірку роботи систем керування літаком здійснюють переміщенням командних важелів до обмежувачів відхилення при включених рульових приводах. Переміщення важелів має бути вільним і плавним, без люфтів, заїдань, скрипу і стукоту. Причинами порушення нормальної роботи систем керування можуть бути: руйнування підшипників, знос тяг, відсутність змащення та ін.

4. Перевірку і регулювання кутів відхилення рулів, елеронів і їх відповідності відхиленням штурвальних колонок, штурвалів, педалей здійснюють при виконанні монтажних робіт або після заміни конструктивних елементів системи керування.

Замір кутових відхилень рулів, елеронів виконують оптичним квадрантом, кутомірами і масштабною лінійкою – лінійне відхилення рулів.

Нейтральному положенню елеронів і рулів (тобто, коли вони вписані в обведення крила, стабілізатора або кіля) має відповідати нейтральне положення командних важелів, тобто симетричне положення штурвалів і педалей і певний кут нахилу колонок (наприклад, на літаку Ту-154 – вперед від вертикальної осі на $1^{\circ} 30'$).

5. Перевірка недоходу закрилків, передкрилків, керованих стабілізаторів до крайніх (верхніх і нижніх) упорів. При керуванні ці органи зупиняються в крайніх положеннях, не доходючи до упорів, за командами, що подаються робочим механізмам кінцевими вимикачами для припинення їхньої роботи і механізмам гальмування для зупинки в потрібному положенні. Якщо ця система несправна і не спрацьовує, то можлива зміна положення цих органів керування залежно від найменших змін аеродинамічних сил, що може призвести до погіршення керування повітряним судном, тобто до аварійної ситуації. Для усунення цього існують кінцеві механічні упори, відстань до яких при крайніх положеннях органів керування регламентують і перевіряють в експлуатації.

На одних типах літаків (наприклад, Ан-140) цю відстань перевіряють щупами між упором і якою-небудь близькою до нього частиною органа керування, для інших типів літаків (наприклад, Ту-154) перевірка є більш складною. Так, у випущеному (прибраному) положенні орган керування розгальмовують спеціальним ключем, потім іншим ключем через редуктор доводять до упору. Кількісною характеристикою недоходу є число обертів ключа або кут повороту осі органа керування.

Регулювання недоходу до упорів виконують зміною положення кулачків механізмів кінцевих вимикачів.

6. Однією з найважливіших робіт, що виконують при технічному обслуговуванні системи керування, є вимір люфтів за рулем напрямку і елеронами при нейтральному положенні командних важелів.

Для виміру люфтів за допомогою струбцини встановлюють спеціальне зйомне пристосування, на яке закріплюють аркуш паперу (рис. 4.7).

Для виміру люфтів по елеронах (наприклад, на літаку Ту-154) пристосування встановлюється на кінцевий обтічник крила поруч із зовнішньою нервюрою елерона на максимальному віддаленні від його осі обертання, для виміру люфтів по рулю напрямку – на обріз крила поруч із нижньою частиною руля напрямку або на максимальному віддаленні від його осі обертання. Відстань між пристосуванням і елероном (або рулем напрямку) має бути не більше 1 мм. Потім по нервюрі установа приводу руля за допомогою динамометра прикладається зусилля 20 кг вверх і вниз для елерона і 10 кг направо-наліво для руля напрямку.

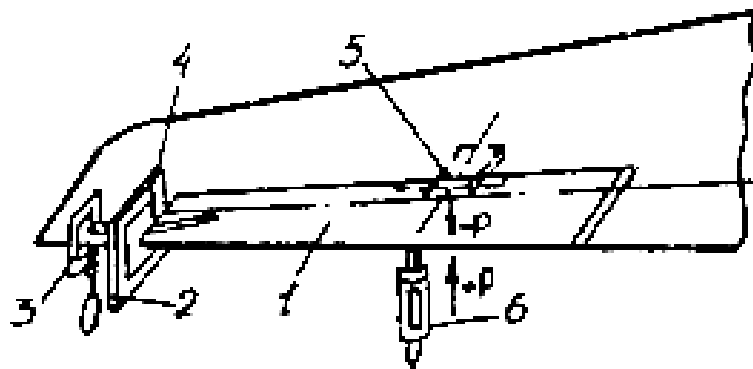


Рис. 4.7. Схема виміру люфту елерона: 1 – елерон; 2 – пристосування; 3 – струбцина; 4 – аркуш паперу; 5 – кермовий привід; 6 – динамометр

Олівцем на папері проводять риски, що відповідають обом положенням. Забір люфтів виконують три рази. Середня арифметична величина відстаней між рисками не має перевищувати нормованих значень.

4.5. Характерні відмови і ушкодження конструктивних елементів систем керування і типові роботи, що виконуються при технічному обслуговуванні

Незалежно від типу проводки, типу силових механізмів та інших особливостей конструкції систем керування ПС при технічному обслуговуванні проводиться комплекс робіт, що є загальним для всіх типів систем.

До них, наприклад, належать перевірка стану і цілісності рульових поверхонь, закріпків, кронштейнів їх підвіски і важелів керування.

Особливій перевірці підлягають ці вузли після польоту у турбулентній атмосфері або при дії штормового вітру.

Дефектація вузлів підвіски рулів, елеронів, тримерів виконується через легкозйомні люки, розташовані на крилі, стабілізаторі і кілі. При цьому перевіряється цілісність вузлів, відсутність корозії, люфтів, надійність контрування болтів шарнірних з'єднань і болтів кріплення кронштейнів качалок до каркаса. Наприклад, сумарні люфти у вузлах підвіски тримерів на задній кромці при прикладанні зусилля, що становить 10 кг, допускаються такими, що дорівнюють в окремих літаках до 2-3 мм.

До числа загальних питань слід віднести перевірку стану штурвальних колонок, штурвалів і важелів керування, педалей, важелів системи стопоріння та ін.

Перевіряється надійність членувань окремих частин штурвальних колонок. У головках штурвальних колонок виконується огляд ведучої шестірні і безшумного ланцюга, а також заміна змащення в них. Не допускаються тріщини і розриви в щоках ланок ланцюга, зрушення щік у сполучних валиках ланок, знос валиків і зубів шестірні.

Крім того, перевіряється герметичність корпусів гермовиводів і плавність ходу штоків, відсутність заїдань тросів. При огляді герметичних виводів тросів (рис. 4.8) звертають увагу на відсутність набрякання або зносу гумового осердя.

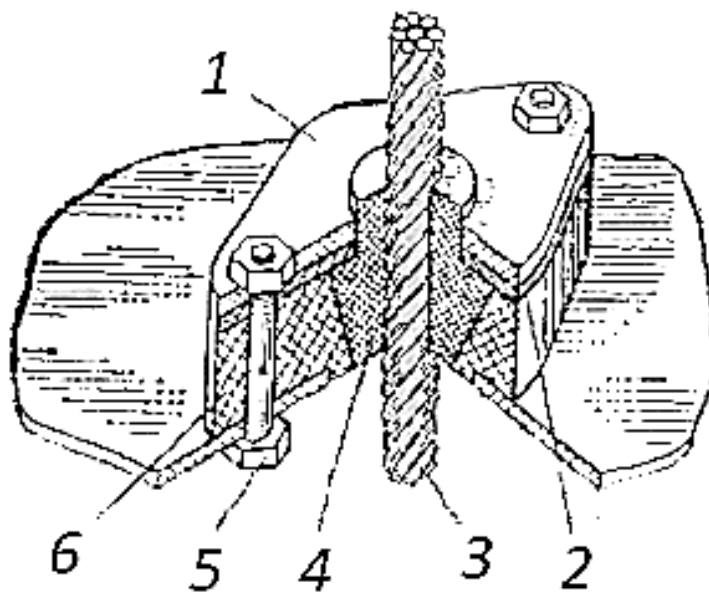


Рис. 4.8. Герметичний вивід троса:
1 – кришка; 2 – прокладка; 3 – трос; 4 – гумовий сердечник обтиснутий;
5 – болт; 6 – текстолітовий корпус

Слід пам'ятати, що несправність гермовиводу може погіршити працездатність декількох систем. Наприклад, руйнування гумових ущільнювальних кілець у вузлах гермовиводу спричиняє тугий хід або

заїдання систем керування і одночасно погіршує умови роботи герметичної кабіни (з'являються додаткові витoki повітря з герметичної кабіни). Це може призвести до обледеніння тросу в місці виходу його з гермовиводу, тому що витік теплого повітря з кабіни через гермовивід у холодне середовище супроводжується конденсацією водяних парів з наступним їх обмерзанням. Затягування гвинтів гермовиводів тросів керування має бути таким, щоб зусилля для переміщення троса у гермовиводі було в межах нормованих значень.

При зношенні гумові осердя або манжетні ущільнення заміняють на нові. У випадку налипання гуми на трос необхідно гумове осердя замінити, а трос очистити протиральним матеріалом, злегка змоченим у збездволеному гасі, і за необхідності відновити просочення троса спеціальною сумішшю.

Особлива увага приділяється дефектації корпусів гермовиводів, виготовлених з магнієвих сплавів, на яких може з'явитися корозія. Для кожного типу гермовиводу встановлюються припустимі межі корозії (за глибиною матеріалу, місцевими пошкодженнями та ін.).

У системах стопоріння, крім дефектації деталей і агрегатів, виконуються перевірка зазорів між стопорними штирями і гніздами в разтопореному положенні і замір входу стопорного штиря в гніздо (у застопореному положенні).

Роботу гідропідсилювачів перевіряють за наявності необхідного тиску в гідросистемі, а саме контролюють: герметичність гідропідсилювачів, плавність ходу штурвала. При цьому не має бути заїдань і ривків при повільному русі штурвала. Перевіряють також стійкість роботи: від поштовху штурвала не мають відбуватися коливання. Якщо гідропідсилювачі вимкнені, керування також буде плавним, без заїдань і ривків.

На літаках, де застосовуються керовані стабілізатори, при технічному обслуговуванні здійснюється контроль стану електромеханізмів керування стабілізатором, гвинтових підйомників, вузлів кріплення агрегатів, часу переведення стабілізатора з одного крайнього положення в інше.

У системі керування закрилками при технічному обслуговуванні перевіряють вузли підвіски і вузли керування, стан рейок, підшипників кареток, гвинтових підйомників, підкосів, редукторів, карданів і стиків трансмісій, механізмів керування закрилками, відсутність у системі керування закрилками неприпустимих люфтів і ослаблення затяжки болтових з'єднань. Наприклад, на ряді літаків у шліцевих з'єднаннях труб трансмісії допускається осьовий зазор не більше 5 мм. У зубцях шестерень редукторів між трансмісією і підйомниками допускається зазор не більше 1 мм (перевіряється поворотом труб трансмісії). Глибина биття валів трансмісії допускається не більше 2-3 мм.

Далі, виконується перевірка роботи системи прибирання-випускання закрилків.

При цьому перевіряють величину відхилення закрилків, час їх прибирання і випускання при роздільній роботі одного або двох електро-(гідро-) приводів, роботу сигналізації і покажчики положення закрилків, а також величину люфтів кінцевих частин (рис. 4.9).

Після виконання всіх перевірок замінюють змащення у вузлах навішення, у шарнірних з'єднаннях тяг, штурвальних колонок, педалей та інших агрегатів. Заміна змащення виконується згідно з картами змащення, які подані в документації з технічного обслуговування кожного конкретного типу ПС. У карті змащення для кожного вузла вказано тип змащення, періодичність заміни і спосіб нанесення або заміни змащення. Перевірка змащення або його заміна виконується також у корпусах гермовиводів системи керування і на їх штоках.

Для забезпечення надійної роботи системи керування та її агрегатів після зарулювання літака на стоянку необхідно включати систему стопоріння рулів і елеронів, а в районах дії штормових вітрів установлювати додаткові штормові струбцини на рульові поверхні і конструктивні елементи планера літака.

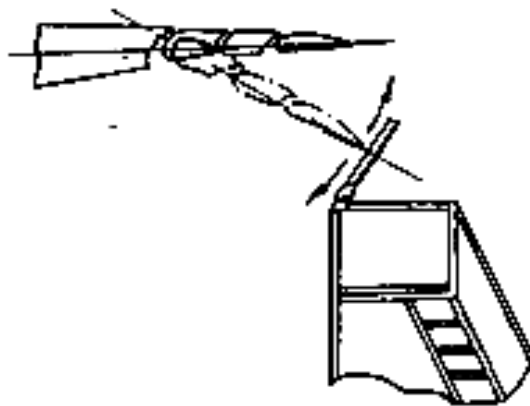


Рис. 4.9. Схема перевірки люфтів закрилків

4.6. Запитання для самоконтролю

1. Укажіть вимоги, що ставлять до систем керування, які забезпечують високу надійність і безпеку польотів.
2. Охарактеризуйте вплив експлуатаційних факторів на технічний стан і працездатність систем керування.
3. Розкрийте суть характерних відмов і пошкоджень.
4. Охарактеризуйте типові роботи, які виконуються при технічному обслуговуванні тросових проводок.
5. У чому полягає спосіб перевірки натягу тросів і їх регулювання?
6. Охарактеризуйте графік залежності натягу тросів від температури.

7. Розкрийте суть характерних відмов і пошкоджень жорстких систем керування ПС.
8. Які типові роботи виконуються при технічному обслуговуванні жорстких систем керування ПС?
9. У чому полягають причини і наслідки появи резонансних коливань у жорсткій системі керування в експлуатаційних умовах?
10. Перелічіть основні перевірконо-регульовальні роботи, які виконуються при технічному обслуговуванні систем керування ПС.
11. Охарактеризуйте причини підвищення зусиль тертя в системах керування та спосіб їх вимірювання.
12. У чому полягає спосіб вимірювання люфтів за рулем напрямку, елероном і закрилками?
13. Які існують характерні відмови і пошкодження важелів керування та гермовиводів і які типові роботи виконують при їх технічному обслуговуванні?
14. Якими є характерні відмови і пошкодження закрилків, керованих стабілізаторів, гідропідсилювачів і які роботи виконують при їх технічному обслуговуванні?

5. УМОВИ ЕКСПЛУАТАЦІЇ І ТЕХНІЧНЕ ОБСЛУГОВУВАННЯ ШАСІ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

5.1. Експлуатаційні особливості конструкції шасі сучасних літаків

Шасі ПС забезпечує необхідне положення ПС на стоянці і пересування його по аеродрому, амортизацію ударних навантажень, гальмування при пробігу і рулінні, маневрування і мінімальний опір у польоті.

Шасі являє собою складний комплекс приладів, що містить колеса, гальма, амортизатори і піднімальні пристрої, що забезпечують прибирання та випускання шасі, а також просторову систему, призначену для передачі навантажень з колеса на конструкцію літака.

На більшості сучасних літаків ЦА застосовується шасі за триопірною схемою: одна передня опора і дві основні. Таке розташування опор забезпечує стійкість літака на аеродромі, безпеку при зльоті та посадці. Щодо однорідності навантаження, ідентичності процесів, тотожності робіт з технічного обслуговування елементи конструкції шасі можна поділити за такими групами: авіаційні колеса (корпус, гальмові пристрої, пневматики), амортизатори (всі типи), конструктивні елементи силової схеми і шарнірні з'єднання, конструктивні елементи кінематики і системи прибирання-випускання шасі, елементи кінематики та системи повороту і демпфірування коліс передньої опори.

Колесо складається з пневматика, корпусу і гальмового пристрою.

Пневматики сприймають частину енергії удару в момент приземлення літака і забезпечують його прохідність при русі по аеродрому.

У наш час на ПС ЦА застосовуються авіаційні колеса з пневматиками трьох типів: низького тиску (1,5...3,0 кПа), середнього (3,0...6,0 кПа) і високого (6,0...10,0 кПа).

Гальмові пристрої коліс забезпечують скорочення пробігу літака після посадки і маневрування його при русі по аеродрому.

Амортизацію шасі застосовують для поглинання і розсіювання енергії ударів, що зазнає літак при посадці та русі по нерівному ґрунту. Амортизація опор літака складається із шин коліс (зм'якшують ударні навантаження всіх напрямків) і рідинно-азотних амортизаційних стояків, що зменшують, в основному, вертикальні перевантаження. Пневматики мають невеликий гістерезис. Сприймана ними енергія майже вся повертається літаку.

Основна частка енергії удару сприймається не шиною колеса, а рідинно-азотним амортизатором у необоротній формі і розсіюється у вигляді тепла в атмосферу. Енергія, що залишилася, після припинення дії удару використовується на повернення штока амортизатора у початкове положення, в якому він здатний сприймати наступний удар. Для збільшення енергоємності і зменшення жорсткості на деяких ПС використовують двокамерні амортизатори.

За умовами роботи амортизатора шасі поділяють на балочні і з важільною підвіскою коліс. У шасі балочного типу колесо кріпиться безпосередньо до штока амортизатора. Амортизатор при цьому навантажується під дією зовнішніх сил осьовими зусиллями, вигином і скручуванням.

Шасі з важільною підвіскою має окремо стояк, амортизатор і важіль. Амортизатор при цьому зазнає тільки осьових навантажень (без вигину й скручування).

Як робоче тіло в амортизаторах використовуються рідини АМГ-10, НГЖ-4 і азот з початковим тиском (при необтиснутому амортизаторі) $P_{ao} = 1,47 \dots 14,7$ МПа.

5.2. Характеристика експлуатаційних факторів, що впливають на працездатність шасі

У процесі експлуатації ПС шасі зазнають впливу таких факторів:

1. **Навантаження на шасі** – це сили і моменти, що діють на шасі під час приземлення ПС, його руху по аеродрому і на стоянці. Величина сил та їх напрямок залежать від вертикальної швидкості приземлення,

посадкової швидкості, посадкової маси, кута крену і кутової швидкості кренення, кута ковзання і кутової швидкості рискання, кута атаки і кутової швидкості тангажа, якості виконання посадки, характеру руху ПС, нерівності аеродрому і жорсткості амортизації. При посадці на нерівному аеродромі, приземленні з нерозкрученими колесами, гальмуванні коліс на шасі діють крім вертикальних горизонтальні сили, спрямовані проти напрямку руху ПС. При посадці зі знесенням або розворотом під час руління на колеса діють бокові горизонтальні сили.

2. Кліматичні умови: вологість, сніг, вітер, сонячна радіація, висока і низька температури повітря. Ці фактори спричиняють корозію, руйнування лакофарбового покриття, старіння покришок, зниження їх еластичності при низьких температурах, примерзання покришок до ґрунту, пошкодження їх при різкому зрушенні ПС з місця і т.д.

3. Умови навколишнього середовища: пил, стан злітно-посадкових смуг (ЗПС), рульових доріжок (РД) і стоянок. Пил, потрапляючи в підшипники і шарнірні з'єднання, погіршує тертя, підвищує знос. Потрапляння твердих часток ґрунту на шасі призводить до появи ум'ятин, подряпин, порізів покришок і т.д. Нерівності на аеродромі при рулінні, розбігу і пробігу ПС спричиняють вигин елементів конструкції шасі під дією горизонтальних сил. Повторно-перемінні динамічні навантаження можуть призвести до появи тріщин на стояках, підкосах, амортизаторах, осях і підшипниках. Паливно-мастильні матеріали, кислоти, луги, потрапляючи на пневматики, спричиняють зниження їх міцностних характеристик.

4. Умови льотної експлуатації і технічного обслуговування. При неправильній посадці ПС (груба посадка, посадка зі зносом) збільшується навантаження на шасі, які можуть призвести до руйнування пневматиків та інших елементів конструкції шасі. Нерозрахунковий режим гальмування (перевищення швидкості початку гальмування, перевищення посадкової маси, аварійне гальмування) призводить до інтенсивного зносу гальмівних дисків, збільшення температури корпусів коліс вище тієї, що допускається, і до руйнування пневматиків. Неякісне технічне обслуговування шасі (виконання дефектації не в повному обсязі, заповнення шарнірних з'єднань підшипників коліс забрудненим мастилом і т.д.) може призвести до інтенсивного зносу пар тертя, а також до руйнування елементів конструкції шасі.

5. Умови збереження. При тривалому збереженні ПС на покришках пневматиків під впливом сонячної радіації з'являється сітка тріщин, що спричиняють старіння гуми, зниження механічних властивостей пневматиків і при подальшій експлуатації ПС – їх руйнування.

Кожний з перелічених факторів визначається межею зміни параметрів, що впливають на навантаження шасі при посадці літака. Так, наприклад, величина посадкової швидкості залежить від аеродинамічних характеристик, посадкової маси, ефективності засобів механізації крила, умов посадки, індивідуальних особливостей пілотування літака при посадці та ін. Для кожного літака залежно від зміни указаних параметрів розкид величин посадкової швидкості, що є трохи вищим мінімально допустимого значення, може становити 20...30 % від рекомендованого.

Величина вертикальної швидкості при посадці літака також залежить від характеристик літака при посадці, метеорологічних умов, ухилу ЗПС та інших факторів. При посадці в складних метеорологічних умовах величина вертикальної швидкості може збільшитися приблизно у два рази порівняно з посадкою в умовах гарної видимості.

В остаточному підсумку всі перелічені фактори впливають на величини перевантажень, а вони – на шасі літака при його посадці.

Істотно впливає на надійність шасі швидкість руління, її зміна, наприклад, з 25 до 55 км/год призводить до збільшення напруг від утомленості в 1,5 – 2,5 рази. Після збільшення швидкості руління понад 55 км/год відбувається значне зниження навантаження шасі (розвантаження відбувається за рахунок збільшення піднімальної сили).

Найбільше навантаження шасі сприймає при поглинанні кінетичної енергії за рахунок вертикальної складової швидкості при грубій посадці. При цьому вертикальна швидкість досягає величини 2...4 м/с. Крім вертикального навантаження на шасі можуть діяти: бічний удар (при посадці зі зносом); бічні зусилля, що створюють згинальні моменти (при різкому розвороті); горизонтальні сили (при посадці, пересуванні по нерівному аеродрому, при гальмуванні).

5.3. Особливості умов експлуатації, характерні відмови й ушкодження конструктивних елементів системи кінематики шасі, типові роботи при їх технічному обслуговуванні

Амортизатори шасі. На експлуатаційні характеристики рідинно-азотних амортизаторів при відсутності несправностей, головним чином, впливають величина початкового тиску азоту, обсяг і властивості заправної рідини, її чистота. Поглинання амортизатором розрахункової кількості енергії при посадці ПС може бути забезпечено лише при заповненні його необхідною кількістю рідини і зарядженні азотом до певної (розрахункової) величини надлишкового тиску. Відхилення від цих норм можуть призвести до погіршення роботи амортизатора, появи залишкових

деформацій і навіть до руйнування як окремих силових вузлів, так і конструктивних елементів планера або шасі ПС при посадці.

При недостатньому початковому тиску стиснутого азоту ($P_1 < P_0$) і нормальному заповненні рідиною амортизація буде м'якою (на рис. 5.1 – суцільна лінія означає нормальне заповнення; штрихова – рідини чи азоту більше норми; штрих-пунктирна – менше норми). Величина обтиснення амортизатора при цьому збільшується.

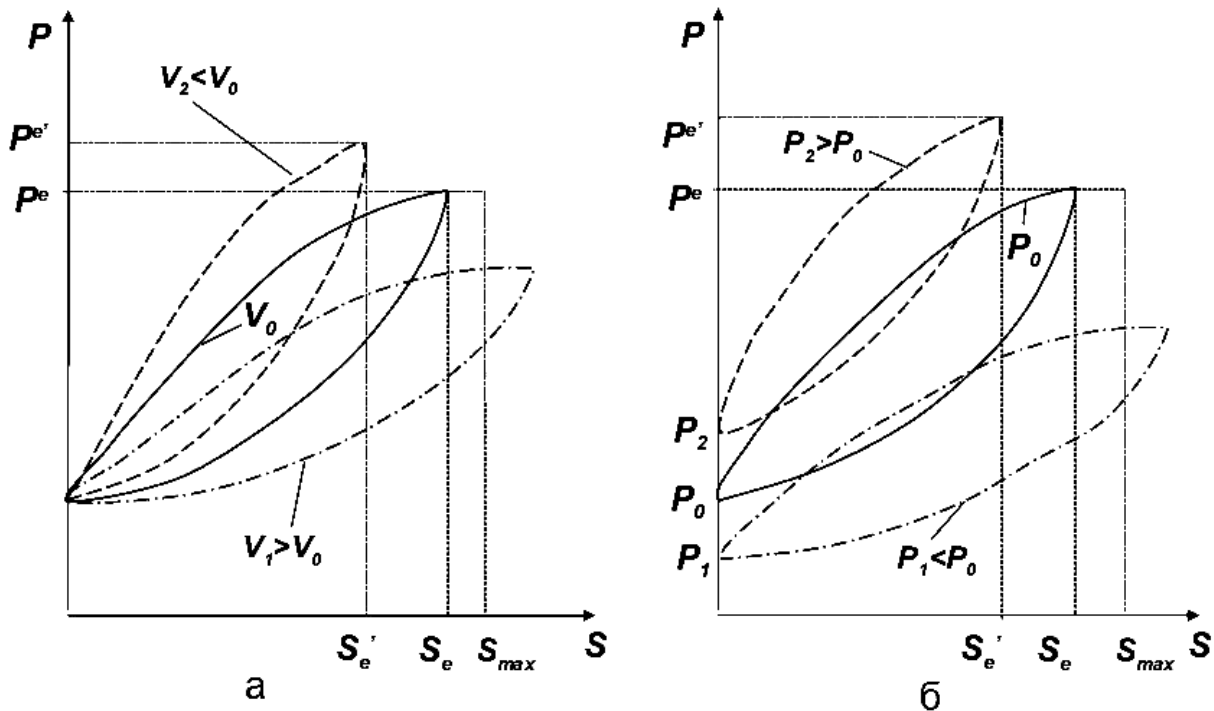


Рис. 5.1. Діаграми роботи рідинно-азотного амортизатора (р – тиск; s – хід штока) при відхиленнях від ТУ при заправленні рідиною (а) і зарядженні стиснутим азотом (б)

Однак у випадку грубої посадки ПС, коли амортизатор при повному стисненні, тобто при ході штока, що дорівнює експлуатаційному, має поглинути енергії більше розрахункової, то він не сприйме всієї енергії удару.

Наприкінці ходу штока амортизатора енергія, що залишилася, сприймається жорстко, що спричиняє різке збільшення навантажень, які діють на силові елементи шасі і навіть планера літака (особливо при багаторазових впливах таких навантажень).

Аналогічною буде робота амортизатора у випадку, коли кількість рідини в ньому менше потрібної ($V_2 < V_0$) (рис. 5.1). При цьому обсяг азоту в амортизаторі становить більше норми. У цьому випадку в середині амортизатора є можливим явище типу гідравлічного удару. При цьому деформацію або навіть руйнування можуть одержати деталі вузла гальмування, що, в остаточному підсумку, призведе до відмовлення амортизатора.

Недостатній об'єм рідини або малий початковий тиск азоту в амортизаторі виявляються під час нормальної посадки ПС зменшенням «жорсткості» амортизатора і збільшенням його обтиснення.

Під час пробігу ПС початкове положення такого амортизатора після його обтиснення відновлюється за більш тривалий час. Тому за наявності такої несправності на одній з головних опор шасі може статися розгойдування ПС навколо поздовжньої осі, а якщо на передній опорі – навколо поперечної осі.

При збільшеному початковому тиску азоту ($P_2 > P_0$) і великій кількості рідини ($V_1 > V_0$) амортизатор стає більш «жорстким». Швидкість і величина обтиснення амортизатора зменшуються. Зменшується кількість енергії, що поглинається амортизатором, навіть при нормальній посадці, а при грубій посадці (коли потрібно поглинання роботи більш нормованої) обтиснення буде менше експлуатаційного, зусилля – більше. Все це збільшить навантаження на шасі.

При експлуатації на роботу амортизаторів впливає також в'язкість рідини. При підвищенні температури вона знижується, що зменшує опір рідини в гальмовому вузлі. Амортизатор стає більш м'яким, зменшується його енергоємність, погіршується робота ущільнень. Застосування рідинних амортизаторів, що працюють в умовах дуже високих тисків (до 300...500 МПа), потребує особливого контролю за герметичністю ущільнень.

У процесі тривалої експлуатації може відбуватися витік азоту через зарядний штуцер і ущільнення та рідини через ущільнення між циліндром і штоком, що сприяє появі описаних підвищених навантажень, які можуть стати причиною передчасного зносу, виникнення залишкових деформацій або тріщин, навіть руйнування деталей шасі і планера.

При технічному обслуговуванні амортизаторів проводяться такі роботи:

1. Дефектація.
2. Усунення відмовлень і ушкоджень.
3. Перевірка тиску азоту в амортизаторі.

Цей контроль (за наявності впевненості в правильності заправлення рідиною й відсутності течі рідини) здійснюється візуально за допомогою обтиснення амортизатора залежно від маси літака. Обтиснення амортизатора визначається виміром видимої частини дзеркала штока або контролем ходу штока амортизатора з використанням покажчика обтиснення. Знаючи величину обтиснення амортизатора, за графіками або таблицями, що знаходяться в технічній документації з конкретного типу ПС, перевіряється (з урахуванням маси літака і температури зовнішнього повітря) тиск азоту в амортизаторі.

4. Під час виконання періодичних форм технічного обслуговування, а так само при невідповідності обтиснення амортизатора технічним умовам чи при виявленні течі рідини з-під ущільнення амортизатора, перевіряють

початковий тиск азоту і кількість рідини в амортизаторі. Для цього літак піднімають на гідропідйомниках на висоту відриву коліс від бетону (амортизатори при цьому розтискаються). Використовуючи пристосування, заміряють початковий тиск азоту і, якщо він великий, його стравлюють, а якщо малий – збільшують до необхідного значення.

5. При перевірці кількості рідини спочатку з цілком розтиснутого амортизатора (літак піднято на підйомниках) стравлюють тиск азоту до нуля, потім вивертають зарядний штуцер, амортистоек обтискають (гідродомкратом або опусканням літака на гідропідйомниках) і через отвір для зарядного штуцера в амортизатор шприцом заливають рідину (АМГ-10, НГЖ-4). У більшості амортизаторів рідина заливається до рівня отвору при цілком обтиснутому амортистоек. Потім літак знову піднімають на гідропідйомниках (або опускають гідродомкрат, яким обтиснювався амортистоек), завертають зарядний штуцер і амортизатор заправляють азотом до початкового тиску. Зарядка здійснюється від стандартних аеродромних балонів або від повітрязаправника (ПЗ-16, ПЗ-22) з використанням спеціального пристосування. При зарядженні амортизаторів азотом неприпустимим є застосування аеродромних балонів з іншими газами (особливо з киснем).

Перевіряти обсяг рідини і початковий тиск азоту в амортизаторах необхідно також за наявності зауважень екіпажу щодо їхньої роботи (наприклад, поздовжнє або поперечне розгойдування літака при посадці).

При перевірці кількості рідини в двокамерному амортизаторі (рис. 5.2) з цілком розтиснутого амортизатора стравлюють тиск азоту спочатку з верхньої камери (через штуцер 1), потім – з нижньої (через штуцер 2). Далі заправляють нижню камеру амортизатора рідиною до кінця мастилоскидальної трубки та заряджають її до початкового тиску азотом.

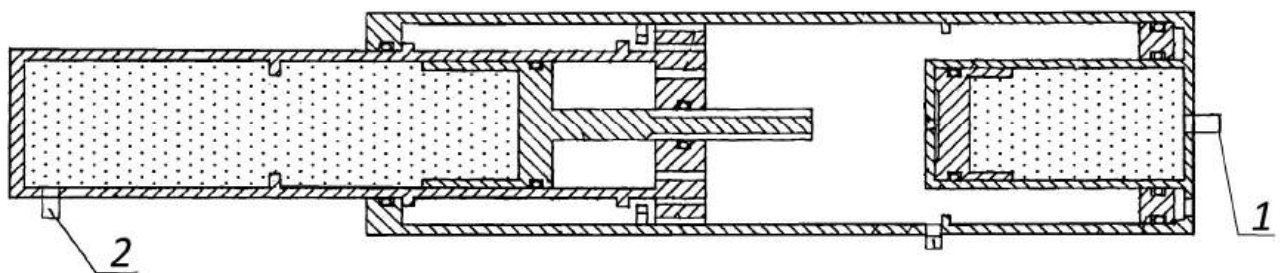


Рис. 5.2. Схема двокамерного амортизатора: 1 – штуцер зарядки верхньої камери; 2 – штуцер зарядки нижньої камери

Опустивши літак на гідропідйомниках до повного обтиснення амортизаторів, верхню камеру заправляють рідиною до рівня отвору під зарядний клапан, літак піднімають на підйомниках, ввертають в отвір зарядний штуцер, після чого верхню камеру амортизатора заправляють азотом і літак опускають.

6. При виконанні ТО шасі дзеркала штоків циліндрів, орієнтирів і амортизаторів змащують консистентним мастилом ЦІАТІМ-201, яке наноситься на поверхню чистою серветкою. Якщо на поверхнях штоків (дзеркал) амортизаційних стояків виявлено подряпини, то необхідно чистою серветкою очистити поверхню штоків від бруду і пилу, а у випадку забруднення обтюраторів нижніх букс їх необхідно замінити.

Зміна тиску азоту в стабілізуючому амортизаторі (або демпфері візка) порушує кінематику закидання візка у разі прибирання шасі, що може бути причиною неповного закидання візка або інших дефектів шасі. Тиск азоту в стабілізуючому амортизаторі перевіряють, використовуючи спеціальне пристосування з манометром як на непіднятому, так і піднятому на підйомниках літаку.

Шарнірні з'єднання. Як уже було зазначено раніше, на шасі впливають великі навантаження і велика кількість шарнірних з'єднань в конструкції шасі. Під впливом цих навантажень шасі зношується.

Умови роботи шарнірних з'єднань шасі є дуже специфічними. Вони сприймають великі питомі й найчастіше ударні навантаження (при спрацьовуванні деталей, порушенні технології складання), мають дуже малі швидкості ковзання (у парі болт-шарнір) і переміщаються на невеликий кут (дволанкові шарніри, рами візка та ін.), тобто при посадці літака пара тертя шарнірного з'єднання не виконує навіть одного обороту. Крім того, на більшості літаків ці з'єднання негерметичні.

У результаті спрацьовування деталей шарнірних з'єднань вузлів підвіски шасі, кріплення дволанків, підкосів, рами візка збільшуються зазори у вузлах і з'єднаннях, з'являються неприпустимі люфти. Збільшені зазори в членуваннях при посадці літака можуть спричинити появу ударних навантажень в конструктивних елементах силової схеми шасі, а при певних умовах – також і залишкові деформації цих елементів. Крім того, у шліц-шарнірі передньої опори можуть виникати коливання типу «шиммі».

З метою виключення появи вказаних пошкоджень у шарнірних з'єднаннях застосовується консистентне мастило ЦІАТІМ-201. Однак при тривалій експлуатації внаслідок попадання в ці з'єднання пилу, вологи це мастило коксується і не повною мірою виконує свої функції. Тому при технічному обслуговуванні потрібна своєчасна і якісна заміна мастила в шарнірних з'єднаннях, що можна виконати, застосовуючи спеціальні мастилонагнітачі з гідро-, електро- чи пневмоприводами, які створюють тиск 15...20 МПа (150...200 кг/см²).

Зменшення трудомісткості технічного обслуговування шасі можна досягти використанням герметичних шарнірних з'єднань і матеріалів для них, що містять тверде змащення. В наш час на нових типах літальних апаратів у шарнірних з'єднаннях шасі застосовуються матеріали, які не потребують змащення (органолові втулки та ін.).

При технічному обслуговуванні шарнірних з'єднань шасі виконується дефектація цих з'єднань з метою виявлення неприпустимих люфтів, корозії та інших ушкоджень. Виявляються люфти шляхом прикладання зусилля від руки або з використанням важеля в різних напрямках (наприклад, осьовий і радіальний люфти у вузлах навішення шасі визначаються прикладанням до стояків шасі зусилля із застосуванням важеля). Величина люфтів визначається інструментальним виміром. На величину люфтів встановлюються допуски. Так, наприклад, у вузлах навішення опор шасі літака Ту-154 допускається використання сумарних люфтів: осьового – до 2 мм; радіального – до 0,2 мм. Усуваються люфти заміною шайб, втулок, куль.

Силові елементи. Усі перелічені навантаження сприймають конструктивні елементи силової схеми шасі (стояки, підкоси, рами візка та ін.). Хоча ці елементи шасі виготовлені з високолегованих сталей, однак під час впливу ударних знакоперемінних навантажень є можливою поява в окремих вузлах залишкових деформацій і тріщин (особливо у зварних швах і закінцівках зварних швів). Тому при технічному обслуговуванні елементів силової схеми шасі потрібна ретельна дефектація цих елементів з метою виявлення залишкових деформацій, тріщин, корозії та інших ушкоджень. Тріщини виявляються візуально з використанням лупи, а також методами неруйнівного контролю (струмовихровим, магнітним, фарб та ін.).

Перевірка кінематики системи прибирання-випускання шасі

До кінематики системи прибирання-випускання шасі звичайно відносять: стояки, що складаються, підкоси з важелями, циліндри-підйомники, замки випущеного і прибраного положення, механізми керування стулками та ін. При технічному обслуговуванні виконується ретельна дефектація всіх перелічених агрегатів і конструктивних елементів, заміна мастила в шарнірних з'єднаннях, а також перевірка працездатності кінематики системи прибирання-випускання шасі.

Перевірка працездатності системи прибирання-випускання шасі виконується за регламентом (через певне число годин напрацювання або посадок), після заміни окремих елементів системи або після виконання регульовальних робіт.

Перед початком перевірки проводяться такі роботи:

- підготовка робочого місця (видалення сторонніх осіб та зайвого устаткування, встановлення устаткування, що використовується під час ТО, поза контурами літака);
- підключення наземного джерела електроенергії;
- створення тиску в гідросистемі під дією наземної гідроустановки або бортової насосної станції;
- встановлення гідропідйомників у спеціальні гнізда на літаку;

– підйом літака на гідропідйомниках («вивішування») до відривання коліс від поверхні стоянки на 10 см;

– установлення зв'язку кабіни (інженера або авіатехніка, що знаходяться в кабіні ПС) із землею (з авіатехніком, що контролює виконання правил техніки безпеки при «вивішуванні» ПС) по літаковому переговорному пристрою (ЛПП);

– виконання процесу прибирання-випускання шасі («гонка» шасі) від усіх систем (основних, дублюючих, аварійних) за командами із землі.

Справність кінематики системи прибирання-випускання шасі перевіряється комплексом показників:

1. У кабіні:

– часом прибирання-випускання шасі;

– величиною робочого тиску в гідросистемі і тиску в момент установлення шасі на замки випущеного і прибраного положень (звичайно, 80...90 % від робочого тиску);

– синхронністю прибирання-випускання візків шасі, що характеризує правильність регулювання механізмів прибирання-випускання;

– спрацьовуванням сигналізації (світлової, звукової, електромеханічної);

– плавністю прибирання-випускання шасі, тобто відсутністю ривків і заїдань, за здриганням, що відчуються в кабіні, причиною яких можуть бути знос, забруднення і ушкодження шарнірних з'єднань і поверхонь тертя;

2. На землі в процесі прибирання-випускання шасі:

– часом прибирання-випускання;

– їх синхронністю;

– плавністю;

– повнотою розвороту або повернення у вихідне положення візків шасі;

– щільністю прилягання стулок шасі.

До або після процесу прибирання-випускання за спеціальними технологіями додатково перевіряються:

– наявність мастила і своєчасність його заміни в шарнірних з'єднаннях;

– відсутність тріщин і залишкових деформацій у тягах, важелях, підкосах механізму прибирання-випускання шасі;

– справність і правильність регулювання замків випущеного та прибраного положення шасі і механізмів керування ними, зазори в них;

– справність стулок шасі, механізмів їхнього відкриття і закриття, відсутність в них несправностей;

– правильність спрацьовування механізмів, що блокують шасі, штирів або інших систем, що запобігають прибиранню його на землі;

– зазор між пневматиком і обшивкою закритої стулки (не менше 20 мм).

5.4. Особливості умов експлуатації, характерні відмови і ушкодження елементів коліс шасі, типові роботи при їх технічному обслуговуванні

Пневматики. У наш час пневматики авіаколіс шасі літальних апаратів складаються з покришок та камер. Усе більше застосовуються безкамерні пневматики, в яких відсутні такі несправності, як зріз ніпельної трубки при провертанні пневматика на корпусі колеса; защемлення і розриви камери при грубій посадці (при надмірно великому обтисненні) або при монтажі. Такі пневматики менше нагріваються і зношуються.

Під час пробігу літака пневматик сприймає радіальні навантаження, складові реакції ґрунту, внутрішній тиск і значні відцентрові сили. Під дією внутрішнього тиску і відцентрових сил пневматик в основному випробує розтяжні зусилля. Особливо складні за характером і значні за величиною навантаження пневматик сприймає на ділянці зіткнення з ґрунтом (рис. 5.3, ділянка А-В – деформація пневматика умовно завищена).

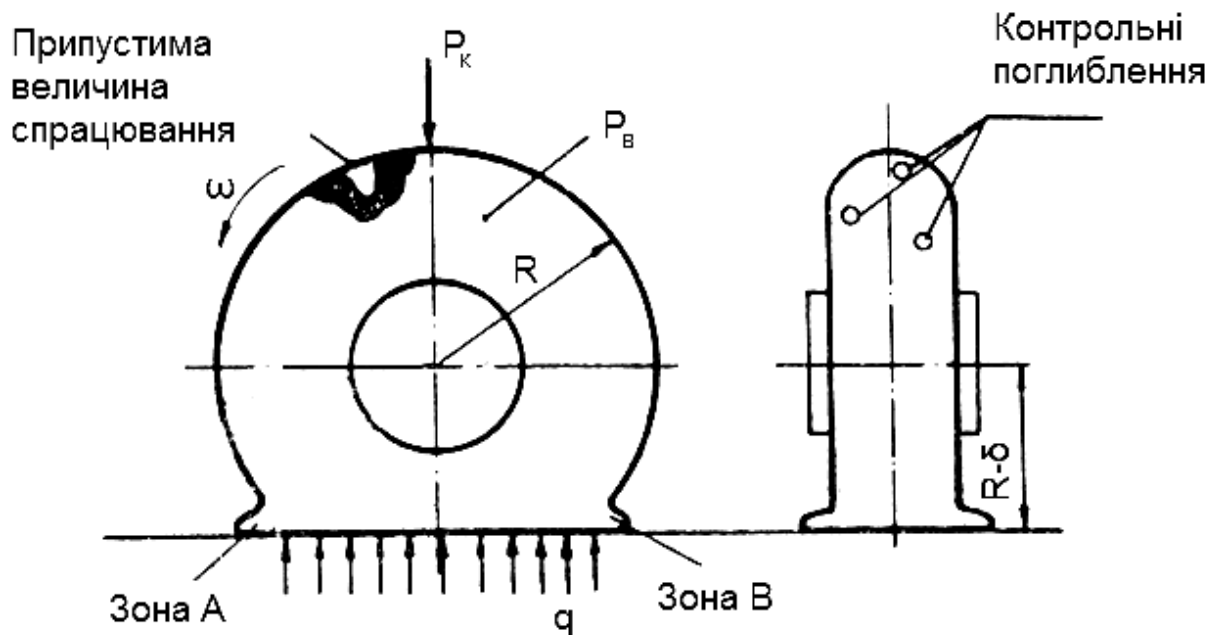


Рис. 5.3. Схема навантаження пневматика

Так, в кожному елементі сучасних пневматиків діаметром 900x1100 мм при швидкості руху літака по злітно-посадковій смузі (ЗПС) у межах 250...300 км/год перевантаження може досягти величини 1000...1100.

Зазначені навантаження призводять до деформації і нагрівання пневматиків у процесі експлуатації (температура реборди досягає 100...140 °С, а температура пневматика – 80...90 °С), а за несприятливих умов періодичні навантаження можуть спричиняти вимушені резонансні коливання, ймовірність яких зростає у міру збільшення швидкості

коливання пневматика і зменшення його жорсткості. При цьому можливе відшарування протектора і руйнування пневматика.

Підвищення температури більше 70...80 °С призводить до зниження механічних властивостей, міцності корду, погіршення його зчеплення з протектором. Усе це може спричиняти швидкий знос, а також руйнування пневматика.

Температурний режим роботи пневматика залежить від величини його обтиснення (його жорсткості, що залежить від величини тиску повітря), швидкості руху, тривалості пробігу чи руління. Однак на гальмівних колесах нагрів пневматика є найбільш небезпечним під дією тепла, що надходить від гальма. Це іноді призводить до вибухового руйнування пневматика. Запобігання такого руйнування досягається встановленням в корпусі деяких коліс запобіжних клапанів, що дозволяють у випадку перевищення тиску в пневматику знижувати його до мінімально необхідної для посадки чи руління величини. Випадки перегріву пневматиків на багатьох авіаколесах фіксуються спеціальними плавкими термосвідками, які встановлюються в незйомній реборді колеса і мають температуру плавлення 132 °С.

Тиск кожного візка шасі у пневматиках має бути однаковим. Припустима різниця – не більше 0,25 кг/см². Неоднаковий тиск може спричинити розвертання літака під час пробігу або розбігу через збільшення площини контакту та сили тертя пневматика об землю. На візках, що мають чотири або вісім коліс, різний тиск у пневматиках призводить до нерівномірного розподілу навантажень на них, неоднакового зчеплення коліс із ґрунтом і нерівномірного зносу пневматиків.

Підвищений тиск повітря у пневматиках зменшує їх амортизаційні властивості. Внаслідок цього підвищується навантаження на вузли шасі, посилюється спрацювання вузлів і з'єднань, знижується запас міцності каркаса пневматика, а також погіршується прохідність літака по ґрунтовому аеродрому.

Знижений тиск повітря в пневматиках призводить до надмірного обтиснення пневматиків під час посадки і руління літака. Через значну деформацію пневматика каркас покритишки зазнає місцевої перенапруги (що змінюється за один оборот декілька разів за величиною та напрямком) у зоні боковини і бортів, підвищується також теплотворення в каркасі. Це спричиняє розшарування каркаса в зоні боковини, відшарування протектора, стирання камери. Знижений тиск може призвести до руйнування пневматика при грубій посадці, посадці на одну опору шасі, коли обтиснення буде більше максимально припустимого. Крім того, при посадці ПС слабо накачений пневматик може повертатися на корпусі колеса (особливо при різкому гальмуванні, а іноді і без нього) або зрізати (виривати) вентиль камери і спричинити ушкодження літака.

Для контролю за відсутністю прокручування покриття відносно корпусу колеса на реборду і покриття наносять червону мітку.

До характерних ушкоджень і відмов пневматиків належать:

1. Випадки руйнування пневматиків. Основними причинами руйнування пневматиків є: порушення норм тиску повітря в них, втрата механічних властивостей (проколи, пориви, старіння, місцеве стирання до корду та ін.), великі напруги, що виникають при коливанні надмірно обтиснутого пневматика при грубій посадці літака, розвороті навколо однієї опори шасі і т.п.

2. Підвищений знос і руйнування пневматиків на сучасних літаках, які мають багатокілісні візки шасі, через відмови системи антиюзової автоматики або застосування аварійного гальмування. Відбраковують або заміняють пневматики при технічному обслуговуванні за їх технічним станом.

3. Для кожного типу літака в технічній документації вказуються допуски на ушкодження або інші несправності пневматиків шасі. Як правило, до експлуатації не допускаються покриття, що мають механічні ушкодження покривної гуми (проколи, порізи, місцеве стирання) з ушкодженням одного-двох шарів корду. Не допускаються відшарування покривної гуми, розшарування в каркасі, розриви внутрішніх шарів каркаса покриття та ін. На камерах пневматиків також не допускаються механічні ушкодження, потертості, тріщини, виявлені при розтяганні, деформація корпусу вентиля та ін.

4. Прокручування пневматика відносно барабана колеса зі зрізуванням або вириванням ніпельної трубки камери. При виявленні навіть незначного прокручування покриття потрібно виконати демонтаж колеса і оглянути ніпельну трубку, її запакування та камеру.

Характерні роботи, які виконуються при технічному обслуговуванні шасі, містять:

1. Огляд стану термосвідків після кожної посадки. При їх розплавленні потрібно виконати дефектацію колеса без його знімання або зі зніманням, або заміною.

2. Зарядка і дозарядка пневматиків стисненим повітрям або азотом із стандартного балона до певного тиску з використанням пристосування з редуктором і манометром, без застосування яких може відбутися вибухове руйнування пневматика.

3. Перевірка тиску у пневматику з використанням пристосування з манометром (за регламентом або після заміни пневматика). При цьому потрібно враховувати масу літака і температуру зовнішнього повітря.

4. Перевірка зарядки пневматиків візуально за їх обтисненням на стоянці літака або під час руління. Обтиснення – це різниця між величинами діаметрів пневматика в горизонтальній і вертикальній площинах. Якщо обтиснення пневматиків при певних масі літака і температурі зовнішнього повітря не виходить з припустимих меж, то і тиск буде також у межах

норми. При виникненні сумніву в правильності зарядки тиск повітря в пневматику може бути перевірено пристосуванням із манометром.

5. Перевірка зрушення пневматика відносно барабана колеса згідно із зсувом червоної мітки.

6. Дефектація покриття і камер без знімання коліс з літака і зі зніманням, наступним розбиранням і очищенням від пилу і бруду та усуненням ушкоджень пневматиків.

Знімання коліс виконується під час переходу на весняно-літню та осінньо-зимову навігацію, а також під час прокручування пневматика. Демонтаж і монтаж слід робити з дотриманням чистоти і спеціальних правил щодо розбирання, збирання та зарядки пневматика.

Корпуси та підшипники коліс. Конструкція сучасного колеса відрізняється від своїх попередників тим, що складається з двох частин. Обидві половини барабана з'єднані між собою болтами з гайками з високоміцної сталі, що самоконтруються. Барабан колеса виготовляють з алюмінієвого сплаву. Його захищено анодуванням і гарячою полімерною фарбою, що запобігає ударам, окислюванню та впливу рідин.

Умови навантаження осей, підшипників і корпусів коліс при посадці літака різко відрізняються від нагрівання коліс, які застосовуються в інших машинах. Підшипники авіаційних коліс сприймають великі радіальні і бічні навантаження при зльоті та посадці літака. Вони працюють у дуже широкому діапазоні швидкостей, що постійно змінюється (оберти колеса змінюються від нуля до максимуму при зльоті і від максимуму до нуля при посадці ПС). Навіть при нормальному напруженні температура підшипників авіаколіс може досягати 125 °С.

Різко ускладнюються умови експлуатації корпусу колеса, осей і підшипників при грубій посадці, посадці зі зносом, та посадці до початку бетонованої ЗПС або у випадку викочування літака за межі ЗПС, а так само при інтенсивному (у випадку перерваного зліту) або тривалому гальмуванні (рулінні з гальмуванням).

За існуючими вимогами колесо шасі має витримувати рулювання ПС при зруйнованій шині (на ребордах) на відстані 4500 м без катастрофічного руйнування.

У результаті тривалого впливу високих навантажень на корпусі колеса можлива поява залишкових деформацій, тріщин. Найбільшу небезпеку являють собою тріщини в зоні об'ємної незйомної реборди, що починають розвиватися з внутрішньої частини корпусу колеса (під покриттям). Ці зони дефектуються при технічному обслуговуванні методом вихрових струмів після розбирання колеса (рис. 5.4).

Корпуси коліс можуть одержати значні дефекти та ушкодження при заміні пневматиків без застосування спеціальних знімачів або установок, що неприпустимо. Дефектація осей коліс, підшипників, внутрішніх частин корпусу колеса виконується після знімання колеса і очищення цих

деталей. Осі коліс не повинні мати тріщин, залишкових деформацій або інших ушкоджень.

На підшипниках не допускається появи кольорів мінливості, ушкоджень сепараторів та внутрішніх чи зовнішніх кілець, роликів, а також тріщин. Перед монтажем порожнини підшипників між роликками і обоймами заповнюються новим мастилом (типу СТ). Перевіряється стан ущільнень (фетрових, гумових чи лабіринтових), на яких не має бути ушкоджень або слідів надмірного зносу. Такі ж дефекти не допускаються на внутрішній порожнині корпусу колеса, ведучої шестерні антиюзозового датчика, розпірній втулці.

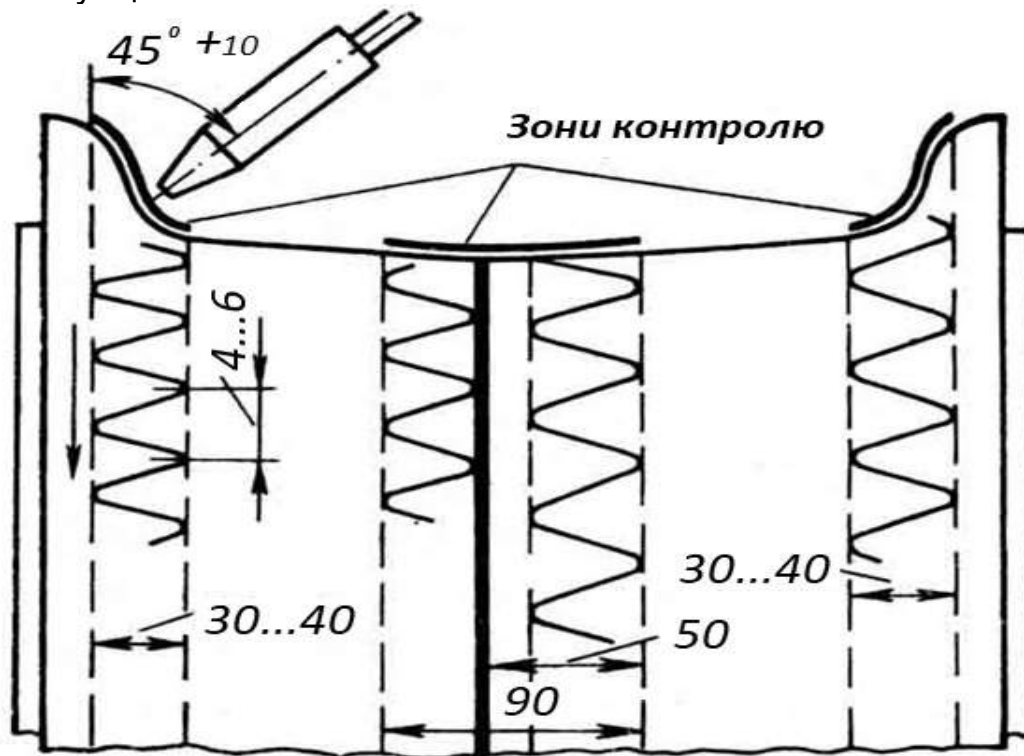


Рис. 5.4. Схема дефектації корпусу колеса методом вихрових струмів

З усіх перелічених деталей і вузлів найбільш часто одержують ушкодження або руйнуються підшипники (іноді навіть оплавляються). Аналіз досвіду експлуатації підшипників на різних літаках свідчить, що несправності або руйнування підшипників можуть відбуватися через наявність кількох груп причин. Перша група, пов'язана з умовами експлуатації підшипників: виконання грубої посадки, посадки зі зносом, тривале гальмування та ін. Друга група обумовлена якістю матеріалів роликів підшипників, обойм, сепаратора, змащення і виконанням технології виготовлення окремих деталей. Третя група пов'язана з якістю технічного обслуговування: застосуванням забрудненого або неякісного змащення при виконанні регламентних робіт, порушенням правил монтажу коліс або підшипників та ін. Найбільш несприятливі умови для роботи підшипників створюються при тугому чи надмірно слабкому затягуванні гайки кріплення колеса. У першому випадку при нагріванні колеса і гальма можливе

заклинювання підшипників, а в другому – при посадці літака підшипники можуть сприйняти ударне навантаження та одержати ушкодження.

У зв'язку з цим затягування підшипників осей авіаколіс регламентується. Це досягається встановленням регульованих за довжиною розпірних втулок (рис. 5.5). За наявності втулки гайку кріплення колеса закручують ключом із комплекту даного типу літака. Це стає можливим завдяки тому, що довжину втулки визначають як

$$L_{em} = L_{підш} + \Delta L,$$

де L_{em} – довжина втулки після регулювання; $L_{підш}$ – відстань між внутрішніми обіймами підшипників у колесі (без змащення); $\Delta L = (0,10...0,35)$ мм – збільшення довжини втулки для одержання експлуатаційного зазору між підшипниками (залежить від розмірів колеса і типу підшипників).

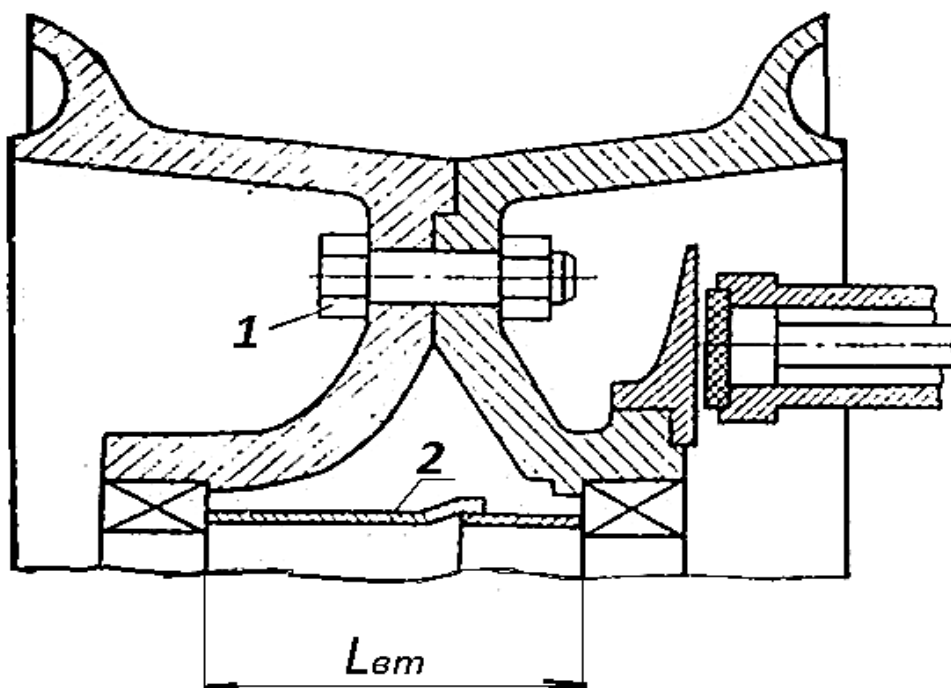


Рис. 5.5. Схема встановлення розпірної втулки в колесі:
1 – болти з'єднання частин колеса; 2 – розпірна втулка

За наявності розпірних втулок у процесі експлуатації авіаколіс потрібно дотримувати комплектність, застосовуючи відповідне таврування для кожного колеса і його підшипників. У випадку заміни одного з підшипників потрібна перевірка і за необхідності регулювання довжини розпірної втулки. Якщо розпірної втулки не має, після монтажу колеса гайку кріплення затягують до тугого обертання колеса, а потім ослабляють на 1/10 – 1/8 обороту і законтрують.

На багатьох літаках на передній установці обидва колеса обертаються разом з віссю на двох підшипниках. У цьому випадку гайку кріплення

підшипників осі іноді рекомендується затягувати до усунення осьових і радіальних люфтів, а момент, потрібний для обертання осі, при цьому має становити 100...120 кгсм.

Удосконалення гальмових коліс відбувається застосуванням примусового повітряного охолодження елементів гальм і барабана. Для охолодження використовується вмонтований в маточину колеса вентиляційний пристрій. Вентилятор під дією сильного струменя повітря дозволяє прискорювати тепловідведення з поверхні дисків і розсіювати тепло в навколишнє середовище.

Таким чином, він протидіє передачі тепла від гальма до шини, сприяє експлуатації літаків в умовах високих температур навколишнього середовища та під час коротких стоянок літака. На деяких літаках встановлюють вентиляційні пристрої, які керуються автоматично від системи поточного контролю температури в гальмах і не потребують додаткових органів керування та індикації у кабіні.

Гальмівні пристрої. Гальмівні пристрої коліс шасі сучасних літаків є основними засобами поглинання кінетичної енергії (50...65 %), що розвивається літаком на післяпосадковому пробігу. Застосування та удосконалювання систем автоматичного гальмування (двосигнальних систем, систем з програмним регулюванням) значно підвищує ефективність гальмування і у зв'язку з цим спричиняє додаткове теплове навантаження на гальма.

На сучасних ПС широко застосовуються дискові гальмівні пристрої авіаколіс, що пов'язані з деякими їх конструктивними і експлуатаційними перевагами порівняно з іншими типами гальм.

У дискових гальмівних пристроях у процесі експлуатації сумарний зазор між дисками в міру зносу дисків підтримується незмінним вузлом розгальмовування і вузлами підтримування постійного зазору. Тому дискове гальмо потребує менше часу на регламентне обслуговування і регульовальні роботи.

Основними відмовленнями та ушкодженнями гальмових пристроїв дискового типу є:

- нерівномірне прилягання секторів дисків і нерівномірний їх знос;
- тріщини секторів дисків;
- короблення або усадка дисків;
- скріплення фрикційних матеріалів;
- втрата герметичності гальмівних циліндрів;
- руйнування вузлів розгальмовування та ін.

Під час гальмування відбувається перетворення кінетичної енергії маси рухомого ПС в теплову енергію тертям деталей гальма, виготовлених із фрикційних матеріалів. Величина цієї енергії гальм досягає значних величин, що призводить до різкого нагрівання деталей гальма (градієнт температури за глибиною гальмового диска, наприклад, може становити 800...1000 град/мм), хоча гальмування відбувається

тільки протягом 15...30 секунд. У цих умовах гальмовий пристрій сучасного літака має поглинути енергію, що дорівнює 2...3 млн кДж.

Так, при нормальній посадці сучасного далекомагістрального літака, що має велику посадкову масу, гальмівні колеса розвивають миттєво середню сумарну потужність 20000 кВт. При цьому повна кінетична енергія, що поглинається гальмами, досягає 225000 кДж, температура в зоні тертя дисків гальмових пристроїв – 1000...1100 °С, а об'ємна – 300...500 °С.

Основними фрикційними матеріалами дисків гальмівних пристроїв, які застосовуються на літаках, що експлуатуються у наш час, є: для обертових дисків – металокераміка, для необертових – легований чавун.

У процесі роботи гальм у фрикційних вузлах виникають різного роду явища: термічна втома, спричинена циклічними швидкими і нерівномірними нагріваними і охолодженнями всіх деталей гальма; фазові перетворення з утворенням залишкового аустеніту; структурні і хіміко-дифузійні перетворення з інтенсивним окислюванням металу, особливо по межах зерен, і зміною вмісту легуючих елементів. При цьому окислювання вуглецю призводить до утворення мікротріщин між зернами металу, які є концентраторами напруг. Надалі ці тріщини поступово збільшуються і на поверхні тертя гальмівних дисків з'являється безліч дрібних тріщин. Іноді такі тріщини утворюються по всій ширині та товщині секторів фрикційних дисків, що призводить до необхідності їхньої заміни. Гострі кромки тріщин сприяють руйнуванню поверхневого шару, роздрібнені частки, що з'являються, діють як абразив, що також підвищує знос секторів гальмівних дисків.

Вивчення умов експлуатації і фізико-хімічних процесів, що відбуваються на поверхнях тертя фрикційних дисків гальмівних пристроїв, дозволяє пізнати фізичну природу відмовлень, несправностей і обмеженого терміну служби гальмівних пристроїв, що дає можливість розробляти експлуатаційні, технологічні і конструктивні заходи щодо підвищення їхньої експлуатаційної надійності.

До їх числа належать:

– під час експлуатації гальмівних пристроїв на ПС не рекомендується перевищувати нормованих режимів роботи гальма (за величиною швидкості початку гальмування, за частотою включення, часом гальмування, кількістю гальмувань без охолодження та ін.). Перевищення режимів може спричинити неприпустиме підвищення температури та інтенсивне протікання небажаних явищ;

– точне додержання величин посадкової маси ПС, посадкової швидкості та швидкості включення гальм. Крім того, під час проведення послідовних зльотів-посадок, наприклад, при навчально-тренувальних польотах, після кожного гальмування слід вживати заходів з охолодження гальм для запобігання інтенсивному протіканню небажаних процесів і явищ. Такими мірами можуть бути перерви між окремими посадками з

гальмуванням, охолодженням авіаколіс стисненим повітрям (з балонів або спеціальних вентиляторів), виконання польоту протягом певного часу з випущеним шасі та ін.;

– не слід різко охолоджувати деталі після гальмування (наприклад, водою), тому що це призводить до значного збільшення поверхневих напруг і різних перетворень у матеріалах і до більш швидкого виходу деталей гальм з ладу.

З метою виявлення несправностей, їх усунення і запобігання відмовленням виконується технічне обслуговування гальм, яке можна умовно розбити на два види: зі зніманням гальмівного колеса або без знімання.

Без демонтажу гальмівного колеса виконується тільки зовнішня дефектація колеса і гальм, під час виконання якої звертається увага на цілісність деталей і агрегатів, надійність їхнього кріплення, герметичність гідросистеми керування гальмом. Крім того, на більшості дискових гальм передбачені контрольні штирі, пластини або мітки, за якими визначається величина сумарного зносу дисків без знімання колеса та розбирання гальма.

Після демонтажу колеса видаляється забруднення і додатково дефектуються диски з торцевої частини. За відсутності неприпустимого короблення, тріщин, розшаровування чи руйнування матеріалу дисків (а ці несправності зустрічаються рідко) розбирання гальм не виконується і обслуговування зводиться до ретельної дефектації деталей, у тому числі гальмівних дисків.

При цьому не допускається:

- кришіння і наявність тріщин в торцевій частині дисків;
- наявність тріщин, що проходять через всю ширину і товщину сектора;
- зминання шліц дисків.

Допускається:

- кришіння дисків на площі, не більше припустимої;
- наявність будь-якої кількості дрібних тріщин на поверхні секторів фрикційних дисків, а також кільцевих задирок глибиною до 0,5 мм;
- припустимий знос дисків;
- короблення дисків, якщо воно не спричиняє підгальмовування колеса (при розгальмованому колесі).

Після монтажу коліс перевіряється дія гальм і датчиків розгальмування шляхом натискання на педалі гальмування до упору та контролювання за зростанням та падінням тиску в гальмівній системі.

Перевіряється також робота систем стоякового і аварійного гальмування коліс.

Постійне зростання посадкової кінетичної енергії літаків потребує удосконалювання гальмівних пристроїв з метою підвищення їх енергоємності і зниження теплового напруження. У цьому напрямку

останнім часом найбільших успіхів досягнуто в області створення фрикційних матеріалів з вуглепластиків на основі вуглецю. Успіх застосування вуглецю в конструкції авіаційних гальм обумовлено його винятковою здатністю поглинати енергію (у тому числі кінетичну енергію літака на пробігу) без перегрівання і втрати працездатності.

Композиційний матеріал на основі вуглецю може одночасно виконувати функції фрикційного матеріалу, теплопоглинального і силового елемента. За величиною коефіцієнта тертя цей матеріал вирізняється більш високою зносостійкістю. Вуглець щодо поглинання тепла на одиницю маси поступається тільки берилію і здатний поглинати ~ на 40 % більше теплової енергії, ніж матеріал еквівалентних гальмівних дисків. Питома енергоємність вуглецевих дисків досягає 600 кДж на 1 кг маси гальма, а робоча температура – приблизно 1800 °С.

Сучасні вітчизняні і зарубіжні гальмівні пристрої з дисками із фрикційного матеріалу мають гранично припустиму температуру 950...1200 °С. Така різниця гранично припустимих температур фрикційних пар привела до того, що віддача маси гальмівних пристроїв з вуглецевими дисками перевищує приблизно у два рази віддачу маси гальм, виготовлених з дисками з композиційних матеріалів.

Висока питома теплоємність вуглецю приводить до підвищення зносостійкості дисків, а у зв'язку з тим, що пил від вуглецю менш абразивний, збільшується термін служби рухомих елементів і ущільнень гальма. Застосування нового матеріалу дозволяє підвищити теплостійкість гальмівних дисків до 3000 °С та збільшити термін їхньої служби до 2000...3000 посадок (замість 800...1500 посадок для дисків з фрикційного матеріалу на основі заліза).

Менший ступінь жолоблення (деформації) вуглецевих дисків при високому нагріванні зменшує втрати ефективності гальма протягом усього періоду його експлуатації. Застосування гальм з вуглецевими дисками дозволило зменшити масу літаків (наприклад, В-747-300, АН-124) більше ніж на 600 кг.

Експлуатаційні причини самоколивань коліс типу «шиммі»

Коливання переднього амортизатора навколо вертикальної осі під час розбігу і пробігу літака, обумовлені переміщеннями вигину і крутіння пневматика, називаються коливаннями типу «шиммі».

Ці переміщення залежать від швидкості руху літака, при якій амплітуда переміщень значно зростає. Це призводить до виникнення на шасі значних сил і, як наслідок, до розгойдування передньої частини фюзеляжу, зриву пневматика або поломці передньої опори.

Конструктивними заходами, що сприяють усуненню коливань типу «шиммі», є:

– винесення переднього колеса і зростання його діаметра, що сприяє збільшенню швидкості виникнення «шиммі» $V_{ш}$;

– підвищення жорсткості пневматика на вигин і крутіння шляхом установлення спарених коліс на загальній осі;

– установлення на передньому стояку спеціальних гідравлічних демпферів (гасителів пульсації), принцип дії яких засновано на ефекті проштовхування рідини через калібровані отвори, перетворюючи енергію коливань у тепло і роблячи ці коливання згасаючими. Гасителі пульсації бувають двох типів: поршневі і лопатеві.

Як правило, демпфери одночасно є циліндрами повороту коліс передньої опори шасі (циліндрами-демпферами).

Незважаючи на наявність демпферів, самоколивання типу «шиммі» можуть з'явитися внаслідок кількох експлуатаційних причин:

1. Коливання, що виникають, не будуть гаситися за наявності несправностей циліндрів-демпферів (гасителів пульсації), які полягають у втраті герметичності (зовнішньої чи внутрішньої), руйнуванні чи деформації штоків, поршнів та ін.

2. За наявності в циліндрі-демпфері «повітряної пробки» енергія виникаючих коливань не буде гаситися, а буде сприйматися пружно, що може спричинити збільшення амплітуди коливань.

3. Виникнення коливань можуть спричинити великі люфти в ланцюзі з'єднання штока демпфера зі штоком амортизатора.

4. Знос пневматика, зниження тиску зменшують жорсткість пневматика і знижують критичну швидкість появи коливань типу «шиммі».

5. Різницю тисків в пневматиках правого і лівого коліс передньої установки шасі не можна допускати більше ніж $0,25 \text{ кг/см}^2$. Велика різниця тисків повітря і ступенів зносу правого або лівого пневматиків сприяє розвитку коливань.

6. Неправильне затягування гайок кріплення підшипників коліс або гайок підшипників осі (у випадку обертової осі), наявність люфтів у цих з'єднаннях також не сприяє гасінню коливань типу «шиммі», а в більшості випадків збільшує їх.

7. Наявність нерівностей на аеродромі, неправильне приземлення і гальмування ПС.

При технічному обслуговуванні виконується дефектація деталей механізму повороту коліс передньої опори (тяг, дволанок, редукторів, тросів та інших агрегатів), перевіряється, чи немає ослаблення кріплення порушень контролю, корозії, механічних ушкоджень, течі у штоках циліндрів, з-під накидних гайок трубопроводів, а також відсутність люфтів у шарнірних з'єднаннях жорстких тяг зворотного зв'язку, герметичність дросельних кранів і кермових циліндрів, заміна мастила в усіх шарнірних з'єднаннях.

Крім того перевіряється працездатність системи повороту коліс передньої опори шасі на піднятому літаку (на підйомниках). При цьому

попередньо тиск азоту в амортизаторі передньої опори знижується до нуля і здійснюється його обтиснення (для виходу зі зчеплення пристрою, що центрує).

При перевірці контролюється:

- плавність поворотів передніх коліс;
- відповідність поворотів коліс напрямку руху штурвала в кабіні і відповідність нейтрального положення коліс нейтральному положенню штурвала (перевірка виконується від штурвала та педалей);
- величина вільного ходу штурвала керування поворотом передніх коліс;
- повнота переведення передніх коліс і час їх повороту з одного крайнього положення в інше.

5.5. Запитання для самоконтролю

1. Дайте коротку характеристику експлуатаційних особливостей конструкції шасі сучасних літаків.
2. Охарактеризуйте експлуатаційні фактори, що діють на елементи шасі.
3. Опишіть характерні відмовлення і ушкодження амортизаторів шасі, умови їх експлуатації і типові роботи при ТО.
4. Укажіть порядок виконання робіт при перевірці кількості рідини в амортизаторі шасі.
5. Опишіть характерні відмовлення та ушкодження шарнірних з'єднань і силових елементів шасі, умови їх експлуатації і типові роботи при ТО.
6. Як виконується перевірка кінематики і системи прибирання-випускання шасі?
7. Поясніть характерні відмовлення і ушкодження пневматиків шасі, умови їх експлуатації і типові роботи при ТО.
8. У чому полягає призначення розпірної втулки колеса і правила її регулювання?
9. Опишіть умови експлуатації, характерні відмовлення і ушкодження корпусів і підшипників коліс, а також типові роботи при їх ТО.
10. Дайте характеристику експлуатаційних особливостей гальмівних пристроїв коліс шасі.
11. Укажіть умови експлуатації дискових гальмівних пристроїв.
12. Які процеси і явища відбуваються у фрикційних вузлах гальм?
13. Назвіть і поясніть характерні відмовлення і ушкодження дискових гальмівних пристроїв.
14. Охарактеризуйте типові роботи, які виконуються при технічному обслуговуванні дискових гальмівних пристроїв.
15. Що являє собою явище «шиммі» і які конструктивні заходи застосовуються для його попередження?
16. Перелічіть і коротко охарактеризуйте експлуатаційні причини, які сприяють появі коливань типу «шиммі» коліс передньої опори.

6. АНАЛІЗ НАДІЙНОСТІ І ТЕХНІЧНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ ГІДРОГАЗОВИХ СИСТЕМ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

6.1. Експлуатаційні особливості конструкції гідрогазових систем сучасних літаків

Гідрогазові системи (ГГС) літаків (вертольотів) належать до силових (енергетичних) систем, що призначені для приведення в дію різних агрегатів.

Особливістю конструкції будь-якої гідрогазової системи є наявність двох контурів: контуру живлення і виконавчого контуру. При цьому контур живлення подає енергію тиску робочого тіла у виконавчий контур, а він передає цю енергію до об'єктів керування.

Гідравлічні системи сучасних ЛА відіграють велику роль у створенні безпеки польотів. За допомогою гідравлічних систем забезпечується живлення енергією гідравлічних виконавчих механізмів різних систем літаків (вертольотів), таких, як прибирання та випускання шасі і закриття; системи керування ЛА; керування поворотом коліс переднього стояка шасі; здійснення основного, стоякового і аварійного гальмування коліс основних стояків шасі; відкриття та закриття різних стулок та кришок люків і т.п. Тому агрегати гідросистеми розміщені у всіх частинах ЛА. З огляду на те, що для підвищення надійності багато ділянок гідросистеми дублюються (а на деяких літаках передбачено і потрійне резервування, наприклад, систем випускання шасі, живлення гідропідсилювачів системи керування літаком, гальмування коліс), стає зрозумілим, яка велика кількість гідравлічних агрегатів встановлена на сучасному літаку (вертольоті), якими протяжними є гідравлічні трубопроводи і якими потужними мають бути джерела енергії (тиску робочої рідини), що забезпечують живлення такої кількості гідромеханізмів. Так, наприклад, на одному із сучасних магістральних літаків Іл-86 нараховується до 400 гідроагрегатів, загальна довжина трубопроводів гідросистеми досягає 1,6 км, кількість джерел тиску (гідронасосів) – 12 од., а їхня сумарна потужність – 1500 кВт.

У цей час у гідросистемах ЛА використовуються високі робочі тиски (15...20 МПа), а на деяких зарубіжних літаках (наприклад, А-310) робочий тиск у гідросистемі досягає 28 МПа. Використання таких високих тисків дозволяє зменшити розміри гідроагрегатів і масу гідросистеми в цілому, але в той же час приводить до необхідності забезпечувати якісне ущільнення агрегатів і роз'ємів, а також мати потужні гідронасоси.

Силові (енергетичні) системи сучасних ЛА – це змішані системи, що містять елементи таких систем: гідравлічної (джерела енергії і споживачі), електричної (керування командними електро- і гідроагрегатами) і газової (зарядка гідроаккумуляторів). При цьому надійність таких змішаних систем залежить від надійності і справності всіх агрегатів різних типів, що містяться в них.

Виходячи з важливості виконуваних функцій до роботи гідравлічних систем ставлять такі вимоги:

- високий ступінь надійності роботи всіх елементів і системи в цілому (згідно з нормами льотної придатності надійність гідросистеми ЛА повинна забезпечувати імовірність відмовлення $10^{-7} \dots 10^{-8}$);

- мінімальні втрати потужності, що досягається скороченням довжини трубопроводів за рахунок розміщення джерел енергії в безпосередній близькості до споживачів і застосуванням систем з дистанційним електричним керуванням;

- підтримання заданого робочого тиску, що здійснюється використанням насосів змінної подачі робочої рідини або насосів постійної подачі з автоматами розвантаження;

- висока живучість гідросистеми, що досягається багаторазовим резервуванням джерел енергії, а також використанням аварійних джерел енергії;

- герметичність системи, що забезпечується виконанням конструктивно-технологічних рішень і підтримується в процесі експлуатації ЛА своєчасним і якісним здійсненням робіт при технічному обслуговуванні гідросистем.

Отже, експлуатаційними особливостями гідравлічних систем сучасних ЛА є:

- багатофункціональність у роботі;
- наявність високих робочих тисків (від 15...20 до 28 МПа);
- велика кількість агрегатів різної конструктивної складності (300 – 500);

- досить великі маса (до 500 кг) і довжина мережі трубопроводів (до 2000 м);

- наявність багаторазового резервування;
- сполучення елементів різних систем (електричних, гідравлічних, газових) в одну змішану силову (енергетичну) систему.

Аналіз статистичних даних надійності функціональних систем деяких типів ЛА свідчить, що на гідросистему (разом із шасі) припадає до 36 % відмов і несправностей (рис. 6.1). Приблизно те ж спостерігається в розподілі несправностей трубопровідних комунікацій систем ЛА, де на трубопроводи гідросистем припадає до 20 % відмов і пошкоджень, що виникають на трубопроводах функціональних систем літаків (табл. 6.1).

Наведені статистичні дані вказують на необхідність підтримки високої надійності і працездатності гідравлічних систем у процесі технічної експлуатації ЛА шляхом своєчасного і якісного технічного обслуговування цих систем, які відіграють важливу роль у забезпеченні безпеки польотів літальних апаратів.

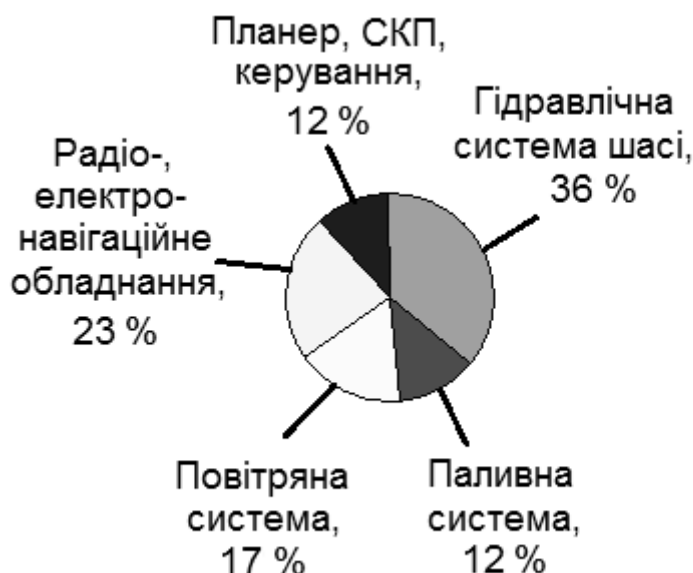


Рис. 6.1. Статистичні дані щодо розподілу відмов і пошкоджень функціональних систем сучасних ПС

Таблиця 6.1

Розподіл відмов і пошкоджень трубопроводів ПС

Системи ПС	Статистичні дані пошкоджень, %
Гідравлічна	15...20
Паливна	10...15
Масляна	15...20
Повітряна	5...15
Висотна	10...20
Інші	15...20

Для обґрунтування застосування методів технічного обслуговування різних елементів гідросистем сучасних ЛА, оцінювання можливості їхнього технічного обслуговування за станом слід розглянути вплив основних експлуатаційних факторів на технічний стан і працездатність гідросистем, а також проаналізувати характерні відмови і пошкодження їх елементів.

6.2. Вплив експлуатаційних факторів на працездатність і технічний стан гідрогазових систем

На працездатність і технічний стан гідросистем впливають такі групи експлуатаційних факторів:

– навантаженість елементів систем, що оцінюється зміною за часом τ тиску p і витрати Q робочої рідини, її температури t °С, напруг σ у конструктивних елементах;

- конструктивні особливості систем і їх агрегатів, що характеризуються впливом зазорів, люфтів, зносом елементів конструкції на герметичність і надійність системи в цілому;
- властивості застосовуваних робочих рідин і їх зміни в процесі експлуатації системи;
- кліматичні умови й умови навколишнього середовища;
- якість технічного обслуговування і льотної експлуатації систем.

Розглянемо докладніше вплив цих груп факторів.

1. У процесі льотної експлуатації ЛА всі споживачі гідравлічної системи працюють у певній послідовності. При цьому на елементи гідросистеми діє складний спектр навантажень, який можна класифікувати за трьома основними типами (рис. 6.2).

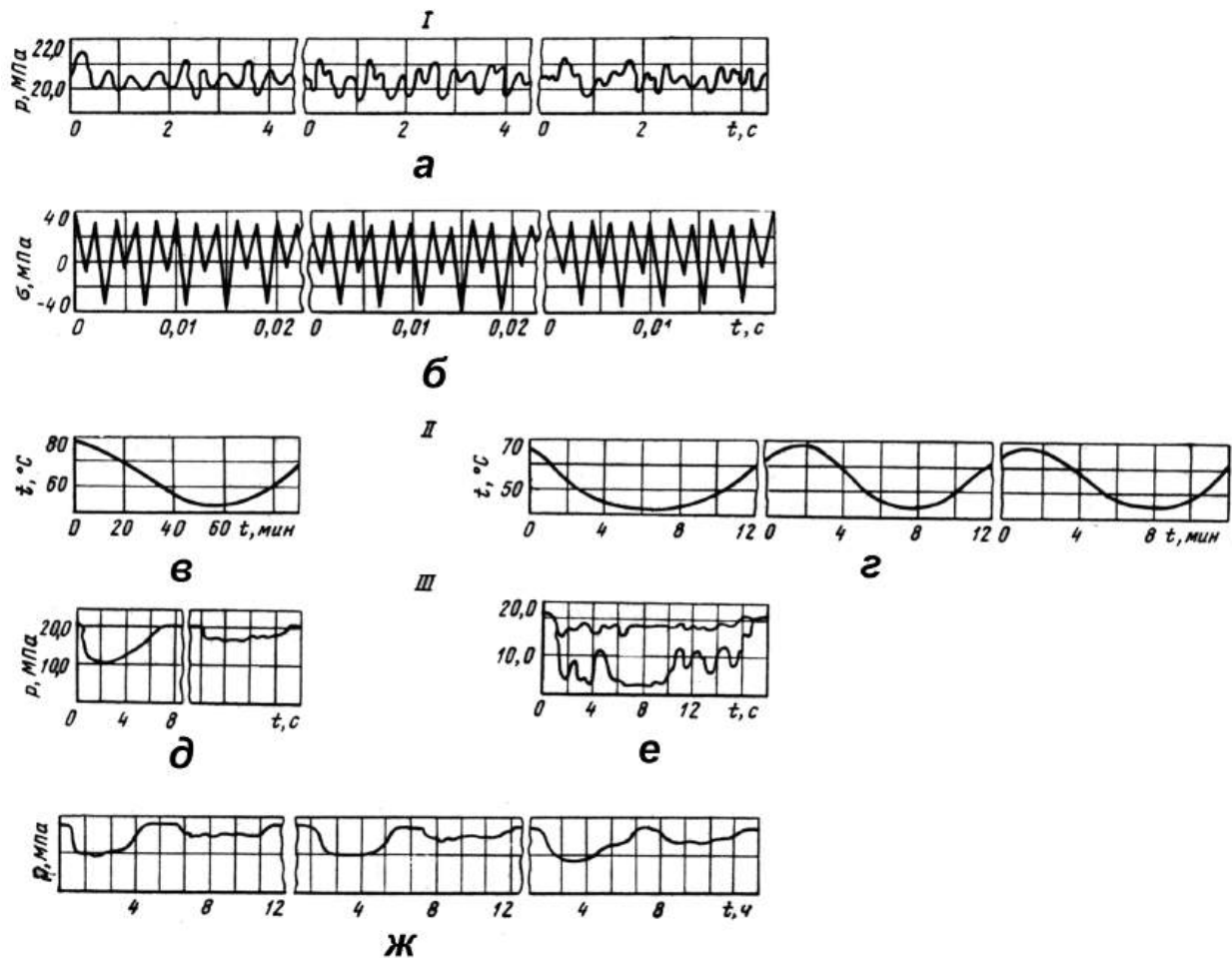


Рис. 6.2. Навантаження та експлуатаційні фактори, що впливають на роботу гідравлічних систем

Навантаження першого типу обумовлені нестационарністю зміни тиску і вібронатруг у трубопроводах магістралі нагнітання гідронасосів при роботі гідропідсилювачів на усталених режимах польоту або польоті в турбулентній атмосфері і т.д. Відомо, що саме такі навантаження спричиняють утомлені руйнування елементів гідросистем, що зазнають впливу змінних тисків і вібронатруг (рис. 6.2 а, б).

Навантаження другого типу пов'язані з повторюваними в часі при виконанні польотів змінами температурних режимів гідрогазових систем у

процесі експлуатації, напругами в силових елементах фюзеляжу при роботі системи наддування гермокабін та ін. Зміна температури робочої рідини в гідросистемах впливає на фізико-хімічні процеси в елементах гідросистем і самій рідині (рис. 6.2 в, г).

Навантаження третього типу характеризуються великими витратами робочої рідини і пов'язаними з цим високоамплітудними пульсаціями тиску, що виникають при переключенні автоматів розвантаження, роботі систем випускання і вбирання шасі, закрилків, керування поворотом коліс передньої опори та ін. (рис. 6.2 д, ж).

Частоти й амплітуди всіх типів навантажень знаходяться в широкому діапазоні зміни, що в умовах високих робочих тисків може призвести до руйнування агрегатів гідросистем. Дослідження показують, що частоти вібронапруг досягають 1000 Гц, а амплітуди – 10...12 g [m/c^2], причому максимальними значеннями вирізняються навантаження при частотах до 200...300 Гц.

2. У гідравлічних системах застосовується високий робочий тиск (15 МПа і вище), тому потрібно добре ущільнювати агрегати і з'єднання. При цьому в гідроагрегатах використовується велика кількість прецизійних пар типу золотник–гільза як елементи регулюючих і розподільних пристроїв. Специфічними особливостями золотникових пар авіаційних агрегатів є: малі зазори (8...10 мкм) між деталями в парах; виготовлення деталей з великою точністю (1–2 класу) і наступним селективним підбором деталей пар з метою витримування заданих зазорів; деталі пар частіше виготовляють зі сталі, рідше одну з деталей – із бронзи, робочі поверхні мають високу твердість ($HRC = 60$) і чистоту поверхні 9–11 класу; невеликі відносні зворотно-поступальні переміщення деталей; деталі золотникових пар працюють в умовах вібрації через пульсації тиску робочої рідини, яка доходить до сотень кілограмів на квадратний сантиметр.

У зв'язку з цим особливі вимоги ставлять до чистоти робочої рідини. Засмічення її сторонніми частками може призводити до підвищеного зносу золотникових пар, збільшення зазорів або тертя, що спричиняє мимовільне водіння або посмикування ручки керування ЛА і є неприпустимою несправністю. Негерметичність зворотних клапанів агрегатів також найчастіше виникає через потрапляння сторонніх часток між кулькою або конусом клапана і його гніздом.

3. До властивостей робочої рідини (робочого тіла), яка впливає на працездатність гідросистем ЛА, належать стисливість, в'язкість, температурне розширення, хімічна стійкість.

У більшості ЛА як робоча рідина гідросистем, де деталі і шланги виготовлені з маслостійкої гуми, застосовується авіаційне гідравлічне масло АМГ-10 в'язкістю не менше 10 сСт при температурі 50 °С. Це легке нафтове масло на основі гасу (92,8 %) з межами кипіння від 200° до 300 °С, у яке додані органічний загусник (7,2 %) для підвищення в'язкості, протиокислювач (0,05 %) для запобігання окислення при збереженні й

експлуатації, барвник (0,01 %), який фарбує масло з метою його впізнавання і виявлення підтікань у системі. Масло АМГ-10 є стабільним при експлуатації і збереженні, не спричиняє корозію металів, не отруйне; при нагріванні до температури вище 92 °С спалахує при зіткненні з полум'ям; здатне змішуватися в будь-яких співвідношеннях з нафтопродуктами. Потрапляння бензину і гасу в гідросистему розріджує масло, що може призвести до збільшення підтікань і утворення парових пробок у системі, а також до збільшення пожежонебезпечності. При цьому домішка бензину і гасу (до 10 %) у маслі АМГ-10 збільшує його агресивність до гумових виробів. Масло не змішується з водою, спиртом і спирто-гліцерином, а при їх потрапленні в масло різко зменшується його в'язкість при низьких температурах і знижується стабільність, утворюються парові пробки, збільшуються підтікання і зменшується температура загоряння. Домішка води сприяє закупорюванню трубопроводів і агрегатів гідросистем кристалами льоду при низьких температурах і є причиною корозії.

Масло АМГ-10 без слідів води і механічних домішок має прозорочервоний колір. Воно придатне для застосування у відкритих гідросистемах у діапазоні температур від – 60 до +150 °С і в закритих системах (або системах, заповнених азотом) від – 60 до +175 °С. При більш високих температурах воно вступає в реакцію з киснем повітря і розкладається з виділенням смолистих речовин, що заважають нормальному функціонуванню гідросистеми.

У деяких сучасних літаках (наприклад, Іл-86, Іл-96) застосовується гідравлічна непідпальна рідина НГЖ-4 синьо-фіолетового кольору. Це синтетичне масло на основі ефіру фосфорної кислоти з додаванням антиокисних протиспрацьовувальних присадок і барвника. Робочий діапазон температур – від –50 до +250 °С. Рідина досить отруйна, що потребує особливих запобіжних заходів при роботі з нею.

Стиснення чистих мінеральних гідравлічних рідин у робочому діапазоні тисків від 5 до 25 МПа практично не виявляється (становить близько 0,5 % на кожні 10 МПа). Однак за наявності в рідині нерозчиненого повітря і парогазових включень (як правило в маслах гідросистем міститься до 6 % нерозчиненого повітря і до 15...18 % парогазових включень) стиснення рідини призводить до запізнювання імпульсів тиску, а отже, до зменшення швидкості спрацьовування гідроагрегатів.

Погіршення якості масла в процесі експлуатації відбувається через механічний і хімічний впливи: стиснення їх і «розмилювання» загусника в умовах роботи під високим тиском, окислювання в результаті контакту з повітрям, емульсування і спінення при потрапленні в них повітря і вологи.

В'язкість гідромасел при тривалій роботі, дроселюванні з великим перепадом тисків і змащуванні під тиском пар тертя з високим питомим навантаженням значно знижується, погіршуються також мастильні

властивості гідромасел. Припустима зміна в'язкості масла в процесі експлуатації становить не більше 20 % первісної в'язкості.

Важливою якістю гідромасел є їх хімічна стабільність і стійкість проти старіння, під яким розуміють хімічні і механічні зміни, що відбуваються в маслі за наявності кисню. Цьому сприяє підвищена температура, наявність металів і різних механічних домішок.

У результаті старіння (окислювання) з масел випадають відкладення у вигляді смол, а також знижується їх в'язкість і мастильні властивості. При окислюванні гідромасел на робочих поверхнях рухливих деталей утворюється тонкий твердий наліт, який в умовах високих температур і при переміщеннях деталей руйнує гумові ущільнення.

Інтенсивність окислювання масла підвищується зі зростанням температури на поверхні його контакту з повітрям. Наприклад, при підвищенні температури на 10 °С інтенсивність окислювання масла практично подвоюється. Тому для зменшення окислювання максимальна температура гідромасла не має перевищувати 80 °С. Процес окислювання найінтенсивніше відбувається в гідробаці системи, де в результаті руху масла і піноутворення створюються сприятливі умови контакту масла з киснем повітря.

Для попередження окисного контакту застосовують наддування гідробаків інертним газом, а також гідробаки з механічним поділом повітряного і рідинного середовищ. Перед наддуванням із системи і гідрорідини видаляють кисень шляхом витримання рідини протягом деякого часу у вакуумі.

Каталізаторами процесу окислювання гідромасел є різні забруднювачі і вода. Причому окислювання масла відбувається тим інтенсивніше, чим більш збуреним є його стан.

4. Вплив кліматичних умов і навколишнього середовища на роботу гідросистеми виявляється через температуру повітря, його тиск, вологість, заповненість та інші зовнішні фактори. Несприятливе їх сполучення призводить до корозії деталей гідроагрегатів, місцеві осердя яких стають концентраторами напруг при утомлених процесах.

Із зовнішніх умов на роботу гідросистеми у більшій мірі впливає температура, її зміна – на в'язкість рідини, величину зазорів у з'єднаннях, еластичність ущільнювальних манжет, що призводить до порушення зовнішньої і внутрішньої герметичності системи.

Діапазон робочих температур, в яких доводиться працювати гідросистемам сучасних ЛА, знаходиться в межах -70...+100 °С. При різних несправностях елементів гідросистеми температура робочої рідини в зоні насосів може підвищуватись до 140...160 °С, а місцеві стрибки температури (наприклад, через підвищення гідроопору на робочій кромці запобіжного клапана) можуть досягати 480...500 °С. Такий великий діапазон швидкозмінних температур спричиняє термічні деформації деталей, що призводить до зміни зазорів, порушення посадкових місць,

осьових деформацій трубопроводів, заклинювання плунжерних, золотникових та інших сполучених пар.

Установлено, що при температурах більше 100 °С розчинене у гідрорідині повітря є найсильнішим корозійним агентом. Його агресивність підсилюється при виникненні кавітаційних явищ.

При підвищенні температури в'язкість робочої рідини зменшується, що призводить до підвищених її витоків через ущільнення і зазори, а також до зниження продуктивності насосів. Зменшення температури призводить до збільшення в'язкості рідини, а, отже, до підвищення гідроопору і режимів роботи насосів, що може спричинити їх відмову.

5. Значний вплив на технічний стан і працездатність гідросистем ЛА має *якість технічного обслуговування і льотної експлуатації*.

У процесі експлуатації гідросистем відбувається знос ущільнень, плунжерних пар, усадка регулювальних пружин, що призводить до порушення регулювання вузлів і агрегатів, які забезпечують необхідні величини тиску рідини або їх перепади, витрати, рівні та ін. Для забезпечення нормальної роботи гідросистем при їх технічному обслуговуванні проводиться регулювання цих вузлів і агрегатів. При цьому від якості і своєчасності цих робіт значною мірою залежить термін служби агрегатів контуру тиску гідросистеми.

Надійність гідравлічної системи залежить від наявності в ній повітря, що може знаходитись у рідині у вигляді дрібних краплин, у розчиненому вигляді або у вигляді повітряних пробок. У процесі технічного обслуговування необхідно захищати гідросистеми від потрапляння в них повітря при заправленні, заміні агрегатів і трубопроводів, при обслуговуванні системи наддування гідробаків і т.д.

Велике значення для надійної роботи гідросистем ЛА має якісне виконання монтажних-демонтажних робіт. Забоїни, ум'ятини, засмічення трубопроводів підвищують втрати напору тиску, що впливає на роботу окремих споживачів, час виконання ними операцій і т.д. Наявність монтажних неточностей у з'єднаннях трубопроводів і агрегатів, зазорів між ніпелем і трубопроводом, що потребують великого натягнення, неприпустимі овальність, радіуси заокруглень, потертості різко знижують утомлену міцність матеріалів трубопроводів при експлуатаційних змінних навантаженнях.

На технічний стан елементів гідросистем впливає і вибір режимів роботи двигунів, які визначають вібраційні навантаження на трубопроводи й агрегати, а також тривалість роботи джерел тиску (гідронасосів, автономних насосних станцій і т.п.) під навантаженням, що у свою чергу залежить від справності агрегатів, які регулюють розвантаження насосів і агрегатів, що забезпечують тривалість цього навантаження.

6.3. Типові відмови гідрогазових систем

Відмови і пошкодження, що виявляються в процесі експлуатації гідрогазових систем сучасних ЛА, можна класифікувати за причинами їх виникнення на такі групи:

– відмови через помилки при конструюванні і виробництві пристроїв (недотримання конструкторської і технологічної документації при виготовленні; застосування некондиційних матеріалів і елементів; неякісний контроль виробів у процесі їх виробництва). Подібні відмови належать до конструктивно-виробничих і виявляються, як правило, у початковий період експлуатації ЛА або після виконання капітальних ремонтів. Це обумовлює проведення відповідних заходів для їхнього усунення (найчастіше у вигляді доробляння конструкції або пристроїв), а також профілактичних заходів у процесі експлуатації;

– відмови і пошкодження, які обумовлені порушенням умов роботи (недотриманням правил експлуатації, зазначених у технічній документації). Подібні відмови є випадковими і можуть виявлятися протягом усього періоду експлуатації. Тому усунення таких відмов можливе лише за умови виявлення причин їх появи, аналізу і вивчення умов роботи агрегатів у гідросистемах, урахування всіх експлуатаційних факторів, що впливають на зміну технічного стану виробів, визначення оптимальних режимів профілактичного обслуговування. Отже, усунення подібних відмов пов'язано з проведенням додаткових досліджень в експлуатаційних або лабораторних умовах, вивченням реальних умов експлуатації;

– відмови і пошкодження, які виявляються в гідроагрегатах у процесі експлуатації з дотриманням вимог технічної документації і пов'язані з недостатнім знанням фізико-хімічних процесів у матеріалах, елементах і схемах пристроїв, інших факторів, не врахованих при проектуванні. Усунення подібних відмов потребує додаткового вивчення залежності процесів, що відбуваються, від факторів, які на них впливають, закономірностей зміни характеристик елементів при заданих умовах і режимах експлуатації та їх врахування при проектуванні.

Статистичний аналіз даних щодо експлуатації гідрогазових систем ЛА різних типів свідчить про те, що більше 90 % усіх відмов – це часткові відмови гідроагрегатів, які не призводять до відмови всієї системи, і лише близько 10 % – це повні відмови, які впливають на безпеку польотів. До них належать і повні відмови резервних каналів, що мають, як правило, ідентичну фізичну основу і розрізняються лише за своїми наслідками, а також тим, де вони виникли: у резервованому або нерезерованому гідроприводі.

Більшість відмов гідроприводів (до 50 %) пов'язано з виходом з ладу ущільнень рухомих елементів і нерухомих з'єднань. До відмов механічних елементів гідросистем належать руйнування, потертості, корозія

трубопроводів і з'єднань, корпусів агрегатів і т.п. Наприклад, руйнування від утомленості трубопроводів виникають найчастіше вздовж твірної (рис. 6.3, в) і обумовлені коливаннями тиску робочої рідини; пересічні (рис. 6.3, а, б) з'являються внаслідок поперечних коливань і вібрацій в місцях вигинів з великою кривизною.

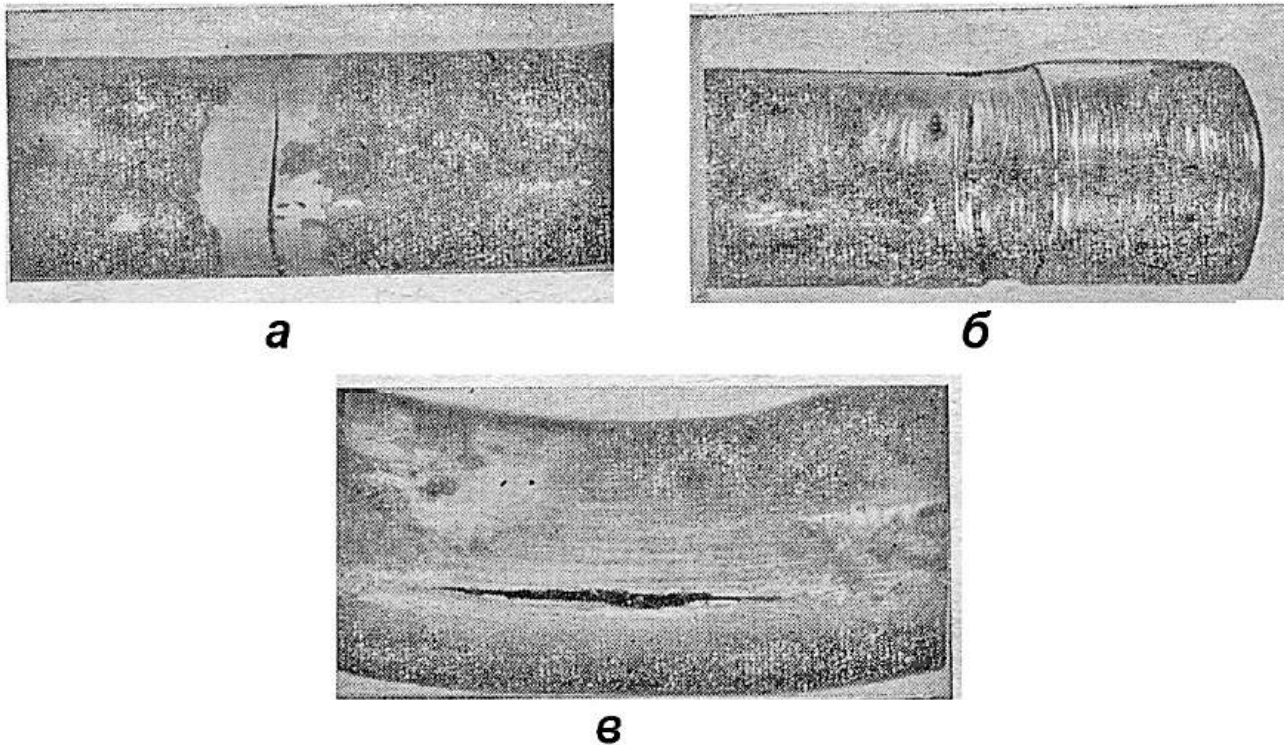


Рис. 6.3. Основні види руйнувань трубопроводів гідросистеми: а – при поперечних коливаннях; б – поблизу опори; в – уздовж твірної при пульсаціях тиску

Основний вид відмов гідромеханічних розподільних пристроїв – підвищене зусилля їх початкового руху (до 60 %), у тому числі і заклинювання золотників. До 20 % відмов золотникових пристроїв пов'язано з витоками рідини по ущільненнях приводу золотника. Значна частина відмовлень гідроагрегатів, які мають електроелементи керування, пов'язана з їх пошкодженнями при справному золотниковому пристрої.

У гідрогазових системах сучасних ЛА використовується велика кількість гідро- і електрогідравлічних агрегатів із золотниковими і плунжерними парами, які мають дуже малі зазори (5...10 мкм), що обумовлює особливі вимоги до чистоти робочої рідини. Потрапляння в такі зазори сторонніх часток призводить не тільки до збільшення сил тертя, зміни часу спрацьовування, навіть заклинювання сполучених пар, але й до порушення їх поверхневого шару, подряпин, підвищеного зносу, а отже, до порушення нормального потоку рідини, збільшення внутрішніх витоків у системі.

До порушення нормальної роботи гідросистеми часто призводить потрапляння повітря в систему, що є причиною збоїв у роботі насосів, виникнення кавітації, а в гальмівній системі – зниження ефективності

гальм, збільшення часу їхнього спрацьовування, що призводить до перегріву гальм і їх відмови. Найчастіше повітря потрапляє в систему через недотримання елементарних норм і правил обслуговування, а видалення повітря із системи являє собою трудомісткий і складний технологічний процес.

6.4. Характерні роботи, що виконуються при технічному обслуговуванні гідрогазових систем

До найбільш частих робіт, що виконуються при технічному обслуговуванні (ТО) гідрогазових систем сучасних ЛА, належить перевірка герметичності (зовнішньої і внутрішньої) систем, рівня робочої рідини (зливу, заправлення і дозаправлення) в гідробаках, чистоти робочої рідини і промивання фільтрів; зарядження гідропневматичних акумуляторів азотом, їхньої герметичності, перевірка системи наддування гідробаків; працездатності різних споживачів гідросистем (шасі, закрилків та ін.) під дією робочих тисків наземних джерел живлення; роботи аварійних систем, приладів контролю, а також огляд трубопроводів, з'єднань, агрегатів на наявність зовнішніх пошкоджень, потертостей, корозії та інших дефектів. Усі ці роботи виконуються авіафахівцями відповідно до діючого регламенту ТО конкретного типу ПС.

При ТО гідрогазових систем ЛА необхідно дотримуватись *правил техніки безпеки*. Слід пам'ятати, що сучасні гідрогазові системи працюють при високих (до 28 МПа) робочих тисках. Тому перед проведенням будь-яких монтажних-демонтажних робіт з агрегатами системи необхідно знеструмити ЛА, стравити тиск у гідросистемах, при зливі робочої рідини виключити можливість її проливання, а для хімічно активних рідин – їх потрапляння на частини тіла людей. Відповідні інструкції передбачають правила роботи зі спецрідинами. Відповідальність за якість роботи і пожежну безпеку при заправленні ЛА спецрідинами і газами покладається на посадових осіб, що організують і виконують ці роботи.

Високі робочі тиски в гідросистемах обумовлюють необхідність контролю герметичності з'єднань трубопроводів, агрегатів із трубопроводами і герметичності вузлів ущільнень агрегатів. Ця робота виконується при ТО і найчастіше здійснюється візуальним оглядом з'єднань трубопроводів і агрегатів у доступних місцях, коли система знаходиться під робочим тиском.

Рівень рідини в гідробаках перевіряють, як правило, при випущених шасі, прибраних закрилках, заряджених гідроакумуляторах і за наявності робочого тиску в системі (іноді з урахуванням температури зовнішнього повітря). При недостатньому рівні рідини дозаправлення гідробаків виконують за допомогою наземної установки (через бортові прийомні штуцери) або бортового ручного гідронасоса. У процесі заправлення рівень гідрорідини в баках контролюється або покажчиком масломіра на

панелі гідросистеми в кабіні екіпажу, або мірними лінійками, або оглядовими скло-масломірами на самих гідробаках. Після заправлення баки перевіряються візуально на герметичність. При цьому є неприпустимою наявність якого-небудь зовнішнього витoku рідини з гідробаків. Кількість заправленої рідини в гідробаці не має перевищувати верхнього граничного рівня масловимірника, тому що зайва кількість рідини при роботі гідросистеми призводить до її викидання через дренажну систему. У той же час недостатня кількість рідини в гідробаці (нижче нижнього граничного рівня масломіра) створює небезпеку утворення в гідросистемі повітряних пробок.

Забезпечення і контроль чистоти робочої рідини

Забруднення робочих рідин гідрогазових систем різними домішками знижує надійність і термін служби гідроагрегатів. Залежно від ступеня чистоти рідини термін служби гідроагрегатів може бути збільшеним або зменшеним у кілька разів.

Для попередження відмов у роботі агрегатів гідросистем звертають особливу увагу на правильність заправлення і дозаправлення систем рідиною. Дозаправлення роблять чистою перевіреною гідросумішшю з дотриманням усіх запобіжних заходів від потрапляння пилу, піску, атмосферних опадів та інших сторонніх домішок.

Щоб виключити забруднення літакових гідросистем при заправленні, на більшості сучасних ПС передбачене заправлення закритим способом, при якому рідина витісняється стиснутим газом із заправної ємності наземного джерела безпосередньо в гідросистему літака. У випадку заправлення гідробаків відкритим способом за допомогою спеціального пристрою, насадок якого обов'язково має бути з фільтром тонкого очищення рідини.

У наземних установках робочі рідини гідросистем очищають за допомогою спеціальних фільтропакетів, кожний з яких складається з вхідного фільтроелемента з тонкістю очищення 5 мк і вихідного – 2 мк.

Важливу роль відіграє своєчасний оперативний і високоякісний контроль чистоти рідин, які використовуються у гідрогазових системах ПС. Його здійснюють періодично в терміни, встановлені регламентом ТО, а також після виконання демонтажних робіт у системі і після контрольного обльоту ПС. Для перевірки чистоти рідини зливають проби з усіх передбачених місць та бака гідросистеми і у лабораторних умовах визначають їх відповідність технічним нормам для рідини.

У зв'язку з малою концентрацією забруднень у робочій рідині і малих розмірах часток домішок контроль чистоти рідини є складним завданням. Ступінь чистоти рідини характеризується декількома різними параметрами: масовою й об'ємною концентрацією домішок, їх гранулометричним і хімічним складом.

У наш час для контролю чистоти рідини використовуються суб'єктивні й об'єктивні способи. Суб'єктивні способи базуються на візуальному контролі за допомогою оптичних засобів визначення осаду рідини, профільованої через контрольний фільтр тонкого очищення (паперовий, шовковий, капроновий та ін.), що встановлюється в лінії зливу або на спеціальному приладі. Суб'єктивні способи контролю не дозволяють одержати кількісну оцінку чистоти рідин. Об'єктивні способи контролю базуються на застосуванні спеціальних лабораторних методів аналізу.

Одним з ефективних для практики методом є гранулометричний, суть якого полягає в мікроскопічному аналізі краплинних проб рідини і який дозволяє отримати гранулометричну оцінку домішок, тобто визначити кількість і розміри часток у пробі і порівняти їх з нормативними значеннями. Для цих цілей застосовують універсальний мікроскоп, фотокамеру і матове скло із сіткою.

Суть вагового методу полягає в спалюванні проби рідини і точному зважуванні зольного залишку, кількість якого не має перевищувати заданої відсоткової межі. У зв'язку з вимогами автоматизації контролю чистоти рідини застосовують фотоелектронні, ультразвукові та інші прилади. Робота фотоелектронних вимірників чистоти рідини основана на порівнянні струмів двох фотоелементів, на один з яких падає світловий потік або лазерний промінь, що пройшов через забруднену рідину. Різновидом цих приладів є автоматичні лічильники твердих часток, в яких використовується ефект розгортання поверхні проби при фотографуванні потоку рідини через вузькі щілини різних розмірів. При цьому підраховується кількість часток розміром від 1 до 200 мк з угрупованням у заданих інтервалах.

Ультразвукові прилади контролю чистоти рідини забезпечують високу точність виміру часток (до 1 мк). В них використовується принцип відбиття ультразвукових хвиль від домішок, що створюють неоднорідність рідини. Перед застосуванням такі прилади необхідно тарувати за допомогою стандартних наборів забруднених рідин. Ультразвукові прилади дозволяють використовувати їх у працюючій системі, що дуже важливо для об'єктивності і безперервності контролю.

У випадку виявлення в гідрорідині механічних домішок, води чи інших забруднень, її недостатньої в'язкості проводиться повна заміна гідросуміші в системі ПС. При цьому потрібно також робити загальне промивання гідросистеми, очищення фільтрів, для чого використовуються спеціальні стенди й установки. Застосовуються такі способи промивання систем:

- часткове промивання чистою робочою рідиною, коли очищаються тільки трубопроводи або окремі агрегати;
- прокачування робочої рідини всередині закільцьованої системи, в якій робочі фільтри на час промивання замінюються технологічними;
- тривале промивання системи від спеціальних установок, обладнаних фільтрами тонкого очищення.

Під час промивання рекомендується швидкість руху рідини подвоїти порівняно з робочим режимом, але тиск рідини при цьому не має перевищувати робочих значень. Доцільно підсилити пульсацію рідини (якщо це не зашкодить міцності трубопроводів) шляхом від'єднання гідроаккумулятора (гасителя пульсацій) або стравлювання з нього стиснутого азоту. Агрегати гідросистеми під час промивання слід піддавати заданому числу включень у роботу (наприклад, не меншу 20 разів).

Контроль чистоти і герметичності фільтрів у процесі експлуатації

Під час фільтрації рідини відбувається засмічення фільтрувального елемента (ФЕ). При цьому знижується пропускна здатність ФЕ через забруднення шпаристих каналів, погіршується тонкість очищення внаслідок проходження частини рідини через пропускні клапани при збільшенні перепаду тисків на фільтрі або втрати ним герметичності при деформації (руйнуванні). Отже, при ТО гідрогазових систем необхідно виконувати періодичний контроль чистоти і герметичності фільтроелементів.

Для відновлення функцій ФЕ застосовуються такі способи:

- заміна забруднених ФЕ на нові. Цей спосіб економічно доцільний у випадку дешевих ФЕ або за неможливості цілком відновити їх працездатність;
- промивання ФЕ механічними засобами (пензлями, щітками) у середовищі спеціальних хімічних розчинників;
- пропускання через ФЕ рідини хімічних розчинників або стиснутого повітря в напрямку, зворотному потоку фільтрувальної робочої рідини;
- видалення осаду і відкладень з ФЕ вібраційним способом або за допомогою ультразвуку;
- пропікання ФЕ в струмені гарячого газу.

Вибір способу відновлення ФЕ пов'язано з урахуванням його конструктивних особливостей, необхідністю зменшення потрібних працевитрат на цю операцію і виключенням можливих ушкоджень при найбільш повному відновленні фільтрувальних властивостей.

У лабораторіях авіапідприємств найчастіше застосовують гідромеханічні способи очищення ФЕ за допомогою розчинників (бензину, ацетону, спирту та ін.) у сполученні з ультразвуком (в ультразвукових установках типу УЗУ). Найбільш ефективні розчинники для видалення смолистих з'єднань з ФЕ – ацетони. Під час промивання внутрішню порожнину фільтроелемента ретельно закривають спеціальною заглушкою, що охороняє її від забруднення.

Фільтроелементи у вигляді сітки саржевого переплетення з нікелевого проводу, які найчастіше використовуються у фільтрах тонкого очищення, мають велику кількість капілярних каналів, ефективно очищення яких

можливе тільки за наявності нормально діючих сил у цих каналах. Такі сили виникають у момент зхлопування кавітаційних пухирців під впливом ультразвукових коливань на миючу рідину. При цьому в кавітаційних пухирцях відбувається місцеве різке підвищення тиску (до сотень атмосфер) і підвищення температури до 300...400 °С, що приводить до інтенсивного видалення забруднень з поверхні і порових каналів фільтроелементів. Сприяє ударному впливу ультразвуку також хімічна дія рідини.

Джерелом випромінювання ультразвукових коливань в ультразвукових ваннах є ультразвукові генератори. На обмотку котушки подається змінний струм ультразвукової частоти (понад 20000 Гц), отриманий у результаті перетворення мережної частоти 50 Гц. У середині котушки знаходиться осердя із спеціального сплаву, яке подовжується або коротшає залежно від напрямку змінного магнітного поля. До кінця осердя приварено пластину, герметично вмонтовану в дно ванни. Коливання цієї пластини передаються стовпцю рідини усередині ванни, в результаті чого виникають кавітаційні пухирці.

Промислові ультразвукові установки, як правило, мають дві ванни: для чорнового і чистового промивання. Як миючі розчини застосовують різні малов'язкі масла, рідини та їх суміші. Для інтенсифікації очищення фільтроелемент у ванні обертається.

Необхідно враховувати, що деякі фільтрувальні елементи після декількох очищень помітно погіршують свої властивості. Наприклад, металокерамічні фільтри після третього очищення забезпечують приблизно 85 % від початкової пропускної здатності, а паперові – тільки 50 %.

Якість очищення фільтрів перевіряють за допомогою приладу контролю фільтрів (ПКФ), де критерієм є час заповнення внутрішнього обсягу ФЕ при зануренні в масло АМГ-10.

На прилад ПКФ, зображений на рис. 6.4, установлюють перехідники 7, що відповідають перевіряємому фільтроелементу 9 і прикріплюють його до ручки 2. У чисту ємність заливають чисте масло АМГ-10 до показника, що дорівнює висоті перевіряємого ФЕ, плюс 50...60 мм вище нього. При цьому температура масла має становити 18...30 °С. ФЕ занурюють в масло, виймають і дають стекти рідині. Так забезпечується утворення плівки поверхневого натягу всередині сітки ФЕ для одержання більш стабільних результатів виміру. Потім у нижній отвір ФЕ вставляють заглушку 10 з ущільнювальним гумовим кільцем 8. Беруть прилад з ФЕ за ручку 2, при цьому закривають пальцем отвір на верхньому торці ручки і занурюють вертикально в ємність з маслом до дотикання контрольним фланцем головки 4 поверхні рідини. Відкривають отвір у ручці 2 і одночасно включають секундомір. При цьому ФЕ почне наповнятися рідиною, що піднімає поплавець 5, з'єднаний стрижнем із сигнальною кнопкою 1. У момент, коли сигнальна кнопка 1 дійде до верхнього торця

ручки 2, секундомір зупиняють. Час наповнення ФЕ рідиною має дорівнювати часу заповнення еталонного (розконсервованого нового) ФЕ такого ж типу. Для фільтрів гідросистеми цей час становить не більше 10 с (для фільтрів паливної системи – не більше 4 с). Якщо час заповнення ФЕ менше – значить він негерметичний, тобто містить пошкодження (розрив чи розсування) сітки ФЕ.

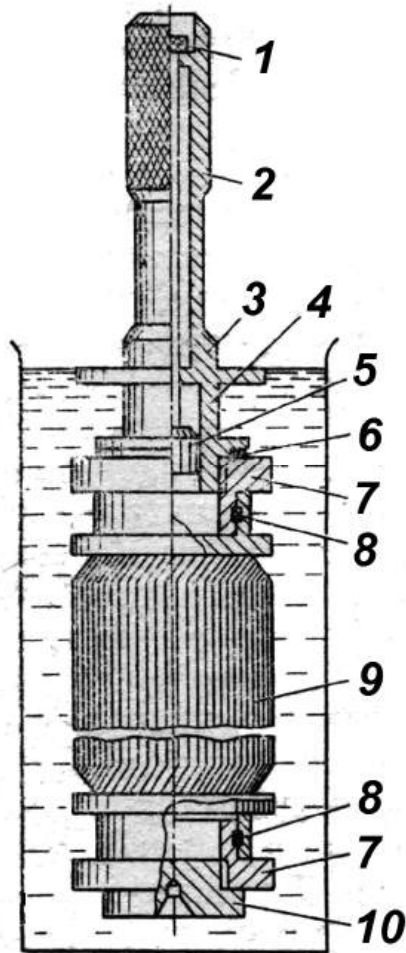


Рис. 6.4. Прилад для перевірки чистоти фільтроелементів: 1 – сигнальна лампа; 2 – з’ємна ручка; 3, 6, 8 – ущільнювальні кільця; 4 – головка; 5 – поплавець; 7 – з’ємні перехідники; 9 – фільтроелемент; 10 – заглушка

Для визначення технічного стану ФЕ з нікелевої сітки саржевого переплетення періодично перевіряють на герметичність, тобто здатність матеріалу ФЕ витримувати надлишковий тиск, що подається у його внутрішню порожнину. Це дозволяє виявити наскрізні проколи, пробоїни, осердя в сітці ФЕ. Фільтри, що мають порушення гофра (забоїни, ум’ятини), але при перевірці на герметичність витримують надлишковий тиск не менше 0,0015 МПа, вважаються придатними до експлуатації. Перевірку фільтрів на герметичність і регулювання пропускних клапанів

виконують на спеціальних стендах (рис. 6.5), що дозволяють створювати робочий тиск і робити вимір тиску в момент відкриття пропускного клапана. Негерметичність корпусу і штуцерів фільтра у вигляді запотівання не допускається, а внутрішня негерметичність пропускних клапанів має бути в межах допусків, що задаються технічними умовами.

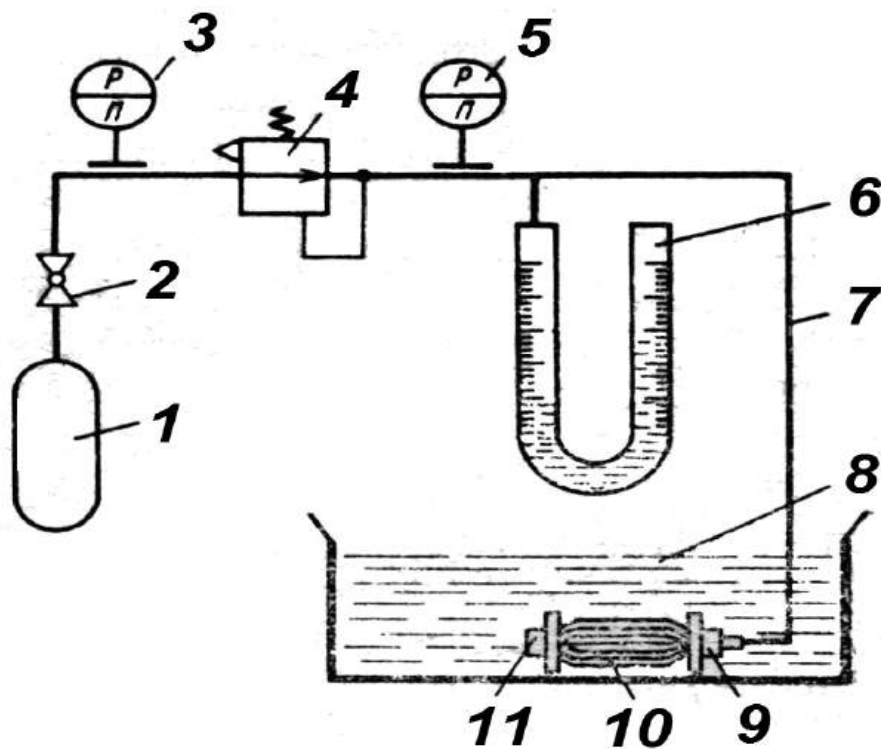


Рис. 6.5. Схема стенда для перевірки фільтрів на герметичність:
 1 – балон з повітрям; 2 – вентиль; 3 – манометр (0...25 МПа); 4 – редуктор;
 5 – манометр (0...2,5 МПа); 6 – п'єзометр; 7 – гумовий шланг; 8 – ванна
 з бензином Б-70; 9 – перехідник; 10 – фільтроелемент, що перевіряють;
 11 – заглушка

Особливості технічного обслуговування трубопроводів

Подача рідини з бака до гідронасосів і далі під робочим тиском до споживачів гідравлічної енергії (гідропідсилювачів, гідроприводів і т.п.), а також відведення її від останніх під тиском зливу проводиться через трубопроводи, до яких належать як металеві труби, так і гнучкі рукави та інші рухомі з'єднання труб. За важливістю виконуваних функцій трубопроводи є одним з основних компонентів літакових гідросистем. До того ж маса їх становить до 30 % загальної маси гідросистеми.

У випадках, коли переміщуються дві частини гідроагрегату, до якого закріплюються кінці трубопроводу, застосовують гнучкі гумотканеві шланги, посилені металевим обплетенням, і гнучкі металеві рукави. Причому шланги використовують лише при температурах до 135 °С, а при роботі в умовах високих і низьких температур (-200...+500 °С) і високих робочих

тисків (до 40 МПа) застосовують гнучкі трубопроводи (рукави) з металевою гофрованою трубкою, що укладається в одно- чи багат шарове дротове обплетення.

У процесі експлуатації ПС трубопроводи гідрогазових систем одночасно зазнають впливу статичного і динамічного навантажень. До статичних навантажень належать такі, що виникають при монтажі трубопроводів, а також в результаті температурних деформацій трубопроводів і елементів конструкції ПС. До динамічних навантажень – такі, що з'являються при частотних деформаціях (коливаннях) труб, що обумовлені пульсацією тиску рідини, гідравлічними ударами, а також коливаннями (вібрацією) самих трубопроводів, які спричиняються внутрішніми і зовнішніми збурюваннями.

Отже, напруги, що виникають у матеріалі трубопроводу, визначаються сумою перелічених складових, причому основне місце займають складові, що обумовлені динамічними факторами, і особливо при частотній їх повторюваності. Відповідно до цього переважна більшість руйнувань від утомленості трубопроводів ПС відбувається під дією їх механічних вібрацій і коливань (пульсацій) тиску рідини.

Імовірність появи подібних руйнувань у процесі експлуатації гідрогазових систем залежить від досконалості їх конструкцій, а також якості технології і монтажу деталей трубопроводів, їх експлуатаційної технологічності. До останніх факторів, у першу чергу, належать: можливість перекручування циліндричного перерізу труби при вигині, зміна кривизни вигину, монтажні напруги, дефекти, що призводять до резонансних коливань трубопроводів та інші фактори.

Найбільш імовірними і значними серед зазначених факторів є коливання (пульсації) тиску рідини, які обумовлюються особливостями режиму роботи гідронасосів, а також закиди тисків, що можуть виникнути з багатьох причин. Серед найбільш імовірних є гідродари, що спостерігаються при миттєвому спрацьовуванні різних клапанів, і частотні коливання, що виникають при роботі насоса в режимі кавітації. Коливання значної амплітуди можуть спостерігатися при паралельній роботі на загальній мережі декількох насосів і особливо при їх синхронній роботі.

Розглянемо вплив деяких факторів на надійність трубопроводів:

1. Досвід експлуатації свідчить про те, що значна частина випадків руйнування трубопроводів, і особливо при пульсаціях тиску, спричинена порушенням циліндричної форми їх поперечного перерізу як у виробництві, так і при виконанні монтажних робіт. При цьому овальність в умовах пульсуючого тиску значно знижує термін служби трубопроводу.

2. Під дією сил тиску рідини вигнутий трубопровід прагне розпрямитися, у результаті в місці максимальної його кривизни можуть виникнути значні напруги, що призводять при частотних коливаннях тиску до руйнувань від утомленості. Оскільки в зоні максимальної кривизни існує максимальна овальність перерізу труби, ця зона є найбільш імовірним

місцем руйнування. Отже, довговічність вигнутого трубопроводу з овальністю поперечного перерізу знижується зі збільшенням кривизни вигину.

3. Опір трубопроводів навантаженням від утомленості в експлуатації значно знижується за наявності монтажних напруг, що можуть виникнути в основному внаслідок розбіжності осей перерізів труби і вузлів їх кріплення, а також унаслідок температурних деформацій і недотримання розмірної точності.

4. На міцність від утомленості трубопроводів впливає також якість і механічні пошкодження їх поверхні. Шорсткість, подряпини, ум'ятини, забоїни та інші пошкодження є концентраторами напруг і знижують межу утомленості. Причому в трубах з високоміцних сплавів цей вплив виявляється сильніше, ніж у трубах з низько міцних сплавів.

Розвитку тріщин від утомленості сприяють шорсткість і нерівності внутрішньої поверхні трубопроводів, при деякій величині яких довговічність їх може знизитися в кілька разів. Зазначені дефекти особливо помітно виявляються у випадку вигнутих трубопроводів.

На термін служби трубопроводів великий вплив мають мікротріщини на їх внутрішніх поверхнях, біля вершин яких може виникнути висока концентрація напруг.

5. Міцність від утомленості трубопроводів тісно пов'язана з їх коливаннями, особливо з резонансними, з яких найбільш імовірними і небезпечними щодо руйнування є згинаючі поперечні коливання. Ці коливання можуть виникати в результаті вібрацій і відносного переміщення частин літака, до яких прикріплюють труби, а також в результаті впливу на трубопроводи розглянутих вище пульсуючих сил тиску рідини. В результаті в трубопроводі можуть виникнути напруги, що перевищують межу міцності від утомленості.

Згинаючі резонансні коливання можуть виникнути також в результаті пульсації тиску рідини.

Стійкість трубопроводу щодо коливань і відповідно щодо руйнувань від утомленості підвищується при зовнішньому демпфіруванні енергії коливань за допомогою демпфірувальних затисків, при переміщенні яких амплітуди коливань і відповідно вібронапруг в трубопроводі знижуються. Тому трубопроводи щільно закріплюються у вузлах із демпфірувальними прокладками з гуми, шкіри або пластмаси.

Слід також враховувати, що затягування відбортованої колодки або хомута не має бути сильним, тому що це може спричиняти резонансні коливання ділянок трубопроводів на більш високих частотах коливання.

Одними з найпоширеніших пошкоджень трубопроводів є потертості, що утворюються при змушених поперечних коливаннях трубопроводів через наявність неприпустимо малих зазорів як між самими трубопроводами, так і між ними та елементами конструкції ПС. Потертості також утворюються в місцях закріплення трубопроводів при їх змушених

поперечних коливаннях через ослаблення затягування відбортованих колодок або хомутів. Тому в процесі обслуговування трубопровідних магістралей необхідно ретельно стежити за тим, щоб відбортовані зазори були не менше таких величин:

- 2 мм між паралельними ділянками трубопроводів у пакеті;
- 5 мм між нерухомими елементами конструкції і трубопроводами;
- 10 мм між трубопроводами і рухомими елементами конструкції.

Потертості в місцях закріплення трубопроводів утворюються як через ослаблення затягування відбортованих колодок або хомутів, так і через руйнування прокладок. У результаті трубопровід одержує можливість переміщатися в радіальному напрямку при змушених або резонансних поперечних коливаннях. Тому необхідно періодично перевіряти закріплення трубопроводів і, якщо виявлено їх ослаблення, усувати його підтягуванням відбортованих колодок (хомутів) або зміною прокладок.

При експлуатації трубопровідних магістралей внаслідок неправильного технічного обслуговування виникають такі характерні несправності трубопроводів:

- пошкодження лакофарбового покриття в процесі демонтажу і монтажу трубопроводів, а також при виконанні демонтажних робіт з агрегатами, розміщеними поблизу трубопроводів, через недбале поводження з інструментом;

- різкі перегинання (надламування), які допущені в процесі демонтажу і монтажу трубопроводів; аналогічні перегинання трубопроводів утворюються також через наявність монтажних напруг;

- ум'ятини, подряпини та інші пошкодження внаслідок некваліфікованого використання інструментів під час виконання монтажно-демонтажних робіт;

- зминання у процесі затягування ніпельних з'єднань через застосування нетарованих ключів і перевищення необхідних зусиль затягування;

- скручування, що виникає в тому випадку, коли затягування накидної гайки ніпельного з'єднання здійснюється без фіксації штуцера або агрегату перехідника іншим ключем;

- неточне припасування конічної частини трубопроводу до конуса штуцера, який з ним з'єднується (перекошування), що призводить до негерметичності з'єднання. Причому воно не усувається навіть при спробі додаткового затягування накидної гайки. У той же час надмірне затягування накидної гайки, як правило, є причиною деформації деталей з'єднання;

- корозійні ураження внутрішньої і зовнішньої поверхонь, що можуть виникати за наявності в робочій рідині корозійноактивних компонентів і домішок, а також на ділянках з пошкодженим захисним покриттям та в місцях скупчення бруду та інших корозійних речовин.

При технічному обслуговуванні слід враховувати розглянуті вище умови роботи трубопроводів і виконувати такі основні правила їх експлуатації:

1. Відбортування. Необхідно звертати увагу на закріплення трубопроводів до елементів конструкції ПС спеціальними колодками або хомутами з прокладками. Погане закріплення трубопроводів або руйнування прокладок може бути причиною пошкоджень (руйнувань) трубопроводів унаслідок утоми матеріалу або перетирання трубопроводів деталями конструкції. Місця проходу трубопроводів через перегородки мають бути відбортовані, а труби на цій ділянці – обшиті шкірою (дермантином) або захищені від перетирання гумовими прокладками.

2. Монтаж без натягу. При заміні металевих трубопроводів необхідно стежити, щоб довжина і конфігурація їх забезпечували встановлення і з'єднання трубопроводів без перекошень, натягів і порушення співвісності, щоб не піддавати їх додатковим напругам.

Затягування гайок з'єднань трубопроводів проводиться тарованими ключами, при цьому момент затягування встановлюється залежно від діаметра і матеріалу трубопроводу. Конуси ніпеля і штуцера мають відповідати один одному, в іншому випадку не забезпечується герметичність з'єднання. Нарізне сполучення трубопроводів перед монтажем ретельно очищається і змащується спеціальною пастою, яка поліпшує його герметичність.

Гнучкі трубопроводи (шланги) монтуються вільно і без надмірних перегинів. Їх з'єднання конtringються цинкованим дротом. Маркування дюритового шланга має відповідати його призначенню в системі.

При демонтажі агрегатів гідросистеми кінці трубопроводів і штуцера необхідно закривати спеціальними заглушками, пробками або полотном, щоб уникнути потрапляння всередину бруду і сторонніх предметів.

3. Металізація. Для забезпечення необхідного електричного контакту трубопроводів, що з'єднуються, і запобігання концентрації в них зарядів статичної електрики необхідно стежити за надійністю контакту металізації кожного дюритового з'єднання.

4. Перевірка й усунення негерметичності. Перевірка герметичності з'єднань трубопроводів проводиться візуальним оглядом за наявності тиску в системі. При виявленні витoku рідини (газів) у штуцерах з'єднання трубопроводів підтягують гайками. Якщо і після цього підтікання не усувається, необхідно з'ясувати причину несправності, перевірити якість монтажу, розвальцьовування і точність прилягання ніпельного з'єднання.

Перевірка правильності зарядження і герметичності гідроакумуляторів і демпферів пульсацій

При ТО гідрогазових систем ЛА перевіряють правильність зарядження стиснутим азотом гідроакумуляторів і демпферів пульсацій. Для цього використовують такі способи:

– замір початкового тиску азоту за допомогою манометра. При цьому тиск у гідросистемі має дорівнювати нулю;

– миттєве зниження тиску в гідросистемі. Суть цього методу полягає в тому, що при зменшенні тиску в гідросистемі гідроакумулятор поступово звільняється від рідини. У момент, коли в гідроакумуляторі не залишається рідини (запас енергії цілком витрачений), тиск у гідросистемі різко падає до нуля. При цьому стрілка манометра показує миттєве зменшення тиску від початкового значення до нуля. Для цієї перевірки тиск у системі, як правило, стравлюють гальмами;

– миттєве підвищення тиску в гідросистемі. За відсутності тиску в гідросистемі включають літаковий гідронасос з електроприводом або наземну гідроустановку. При цьому тиск різко зростає до визначеного значення, яке відповідає початковому тиску азоту в гідроакумуляторі, а надалі тиск у гідросистемі збільшується до робочого значення поступово, тому що відбувається стиснення азоту через мембрану і накопичення енергії.

Для визначення герметичності мембрани газової камери гідроакумулятора підставляють екран (долоню) до зарядного штуцера і віджимають вручну його зворотний клапан. Якщо у вихідному струмені газу з'являються краплі рідини, які добре видно на екрані, то мембрана гідроакумулятора негерметична і його необхідно замінити.

Перевірка герметичності гідрогазових систем

При експлуатації гідросистеми ЛА в результаті зносу чи старіння ущільнень, вібрацій трубопроводів і агрегатів може порушитися герметичність системи, яка є однією з первісних умов її нормальної експлуатації. Причому це порушення є небезпечним не тільки через відмови агрегатів чи системи в цілому, але й у пожежному відношенні (у випадку використання АМГ-10). Тому обов'язкову перевірку гідросистеми на герметичність після проведення монтажних робіт виконують після заміни агрегатів, фільтрів, трубопроводів, а також при будь-якому виді технічного обслуговування ЛА. При цьому розрізняють два види герметичності системи – зовнішню і внутрішню. Порушення тієї або іншої може мати небезпечні наслідки, але більш небезпечними є порушення зовнішньої герметичності, тому що це пов'язано із втратою рідини з гідробака. Якщо місце порушення герметичності розташовано у відсіку двигуна, то це може призвести до виникнення пожежі. Порушення

внутрішньої герметичності може призвести до відмови одного з гідравлічних ланцюгів.

Зовнішню герметичність перевіряють візуально по слідах підтікання. Найбільш часто її порушення виникають у стикових з'єднаннях.

Внутрішня негерметичність – це перетікання рідини всередині агрегатів з порожнин з високим тиском у порожнини з більш низьким або нульовим тиском через зазори в ущільненнях. Абсолютної герметичності рухомих ущільнень у системах з великими тисками досягнути практично неможливо та й не завжди доцільно, тому внутрішні перетікання допускаються, але у певних межах.

Порушення внутрішньої герметичності одного чи декількох агрегатів у системі або в одній з її ділянок вище норми може призвести до повільного спрацьовування виконавчих механізмів або навіть до їх відмови.

Існує кілька способів визначення внутрішньої герметичності системи в цілому, окремих її ділянок або деяких її агрегатів:

1. Внутрішня герметичність системи в цілому може бути визначена за часом зменшення тиску з робочого значення до заданого рівня або за ступенем зменшення тиску за певний час (як правило, одну годину). Для цього в гідросистемі створюється робочий тиск під дією наземної установки або насосної станції. Потім насоси (джерела тиску) виключаються, фіксується параметр герметичності і порівнюється з його нормативним значенням.

2. У системах з насосами постійної продуктивності, які мають автомат розвантаження (АР), ступінь внутрішньої герметичності системи можна визначити за частотою спрацьовування АР при непрацюючих споживачах і за умови, що відсутні інші причини, що впливають на частоту спрацьовування АР, яка має нормативне значення при цілком справній гідросистемі.

3. Ділянку гідросистеми або окремих агрегат з підвищеними витокami можна знайти одним з методів пошуку несправностей у складних системах:

- послідовного виключення;
- половинного розбиття (серединної точки);
- максимальної ймовірності;
- максимальної трудомісткості;
- співвідношення «трудомісткість – ймовірність».

Перевіряється герметичність гідросистеми з відключеними ділянками. Якщо при відключенні ділянки герметичність відновлюється, то негерметичні агрегати знаходяться на цій ділянці.

4. Внутрішня герметичність конкретного агрегату може бути визначена при зніманні його з літака і перевірці на спеціальному стенді за допомогою шукачів витоків або контролю витоків рідини через магістраль зливу агрегату. Для цього створюється тиск через штуцер магістралі зливу, від'єднується трубопровід зливу і під штуцер підставляється вимірювальна

ємність. Як правило, межі припустимих внутрішніх витоків в агрегатах становлять 5...20 см³/мм.

На сучасних ПС для перевірки внутрішньої герметичності агрегатів гідросистем використовуються ультразвукові і термоанемометричні шукачі витоків. Перші засновані на принципі виміру датчиком інтенсивності ультразвукових коливань, що виникають при просочуванні рідини через нещільності з порожнини з великим тиском у порожнину з нульовим тиском. Принцип роботи термоанемометричних шукачів витоків рідини оснований на вимірі ступеня підвищення температури корпусу агрегату в місці просочування рідини через ущільнення.

При перевірці герметичності системи наддування гідробаків і справності запобіжного і редуційного клапанів цієї системи контролюють: тиск повітря в балонах системи наддування та гідробаках; регулювання запобіжного і редуційного клапанів; герметичність системи відбору повітря від компресорів двигунів і всіх з'єднань системи наддування.

Перевірка працездатності й справності споживачів гідросистем

При всій різноманітності функцій, які виконуються розглянутими гідросистемами (див. підрозд. 6.1), при перевірці працездатності і справності споживачів гідросистем є багато загальних моментів. Така перевірка виконується в таких випадках:

- при виконанні регламентних робіт;
- заміні окремих вузлів і агрегатів;
- проведенні регулювальних робіт.

Перед перевіркою виконуються попередні роботи, а саме:

- підготовка робочого місця (встановлення необхідного і видалення непотрібного устаткування, видалення сторонніх осіб, за необхідності підйом ЛА на підйомники і т.д.);
- створення електронапруги в бортовій мережі ЛА;
- розміщення за необхідності технічного персоналу на робочих місцях;
- установа зв'язку між кабіною ЛА і землею;
- створення тиску в гідросистемах літака під дією наземної гідроустановки або бортових насосних станцій.

Контрольна перевірка здійснюється по чергово від усіх гідросистем, призначених для спрацьовування споживача.

При цьому перевіряється:

у кабіні:

- час спрацьовування;
- номінальний тиск і ступінь падіння тиску;
- плавність ходу (відсутність струсів при ривках і заїданнях);
- надійність спрацьовування сигналізації;
- синхронність спрацьовування;

на землі:

- час спрацьовування;
- синхронність;
- плавність ходу;
- запас ходу;
- повнота спрацьовування;
- спрацьовування механізмів замків та системи блокування.

Кожен споживач має свої особливості перевірки працездатності й справності, що відображені в експлуатаційній документації.

6.5. Особливості технічного обслуговування силових частин гідрогазових систем з насосами нерегульованої продуктивності рідини

З метою підвищення надійності гідрогазових систем у конструктивних схемах їх силових частин застосовують різні види розвантаження джерел тиску у системах:

- з насосами нерегульованої продуктивності рідини з використанням автоматів розвантаження насосів;
- з насосами змінної (регульованої) продуктивності рідини;
- з розвантажувальними насосами за витратою рідини;
- з автономним приводом насоса – обидва види розвантаження (за тиском і витратою) рідини.

У системах з насосами нерегульованої продуктивності (рис. 6.6), як правило, застосовуються прості за конструкцією і надійні шестеренні насоси. У таких системах обов'язково є автомати розвантаження і гідрогазові акумулятори.

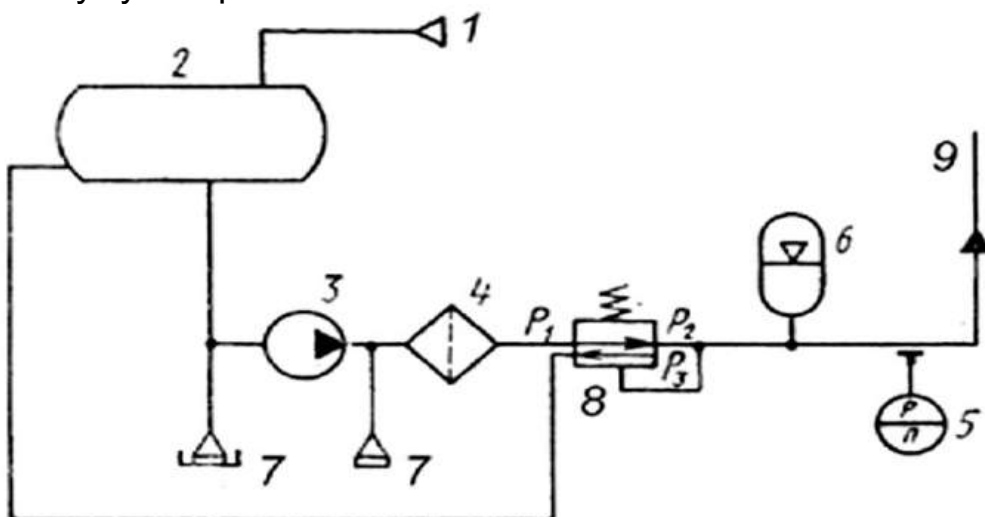


Рис. 6.6. Принципова схема контуру живлення гідросистеми з насосом нерегульованої продуктивності: 1 – трубопровід системи наддування баків; 2 – гідробак; 3 – насос; 4 – фільтр; 5 – манометр; 6 – гідроакумулятор; 7 – бортові штуцери; 8 – автомат розвантаження насоса; 9 – трубопровід до споживачів системи

При спрацьовуванні споживачів насос подає рідину в систему для відновлення втрат рідини. Якщо споживачі не працюють, то коли насос зарядить гідроаккумулятор і створить у системі номінальний тиск, спрацює автомат розвантаження і переведе насос на холостий хід, тобто рідина з автомата розвантаження через лінію зливу надійде у гідробак. Надалі, навіть якщо жоден зі споживачів не буде працювати, тиск у системі все одно буде повільно знижуватися внаслідок неминучої внутрішньої негерметичності агрегатів.

При падінні тиску до заданого значення, на яке настроєний автомат розвантаження, він спрацює і переключить подачу рідини від насоса на підзарядку гідроаккумулятора і системи (робочий хід). І це буде відбуватися циклічно (рис. 6.7).

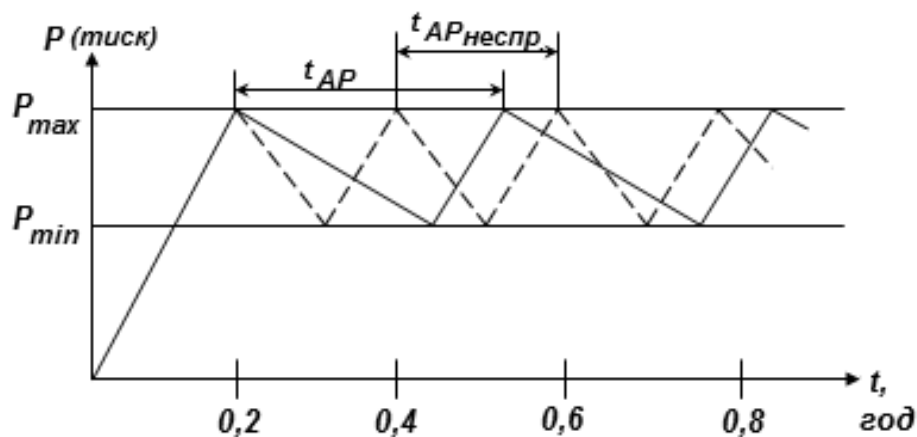


Рис. 6.7. Зміна тиску в гідросистемі при роботі автомата розвантаження

Перехід від спрацьовування автомата розвантаження до переведення насоса на холостий хід є функцією багатьох змінних величин:

$$t_{AP} = f(\mu, p_0, v_0, p_{max}, p_{min}, \sum A_i),$$

де μ – динамічна в'язкість гідрорідини;

p_0 – початкова зарядка гідроаккумулятора стислим азотом;

v_0 – початковий об'єм газової порожнини гідроаккумулятора;

p_{max} – максимальний робочий тиск у системі, при досягненні якого спрацьовує автомат розвантаження гідронасоса;

p_{min} – тиск, при якому гідронасос переключається з холостого ходу на нагнітання гідрорідини в систему;

$\sum A_i$ – сума коефіцієнтів внутрішніх і зовнішніх витоків агрегатів гідросистеми.

Порушення періодичності спрацьовування автоматів розвантаження гідронасосів або швидке мимовільне падіння тиску є однією з основних

ознак несправності гідросистеми. Основними причинами частого спрацьовування автомата розвантаження при експлуатації (зменшення $t_{AP} = t_{AP \text{ неспр}}$) можуть бути:

- наявність зовнішньої негерметичності агрегатів або систем їх з'єднань;
- перевищення норм внутрішніх витоків рідини з агрегатів через їх внутрішню негерметичність;
- зниження тиску початкової зарядки гідроаккумуляторів стислим азотом;
- несправності автомата розвантаження (порушення регулювання, підвищені витoki рідини через зазори в золотникових парах і т.п.);
- невідповідність властивостей гідрорідини технічним нормам (знижена в'язкість, забруднення рідини та ін.)

Поява в системі одного з дефектів, який збільшує частоту спрацьовування автомата розвантаження, веде за собою можливість появи нових дефектів, що погіршують роботу гідросистеми. Наприклад, при частому спрацьовуванні автомата розвантаження, яке обумовлене збільшеними внутрішніми витокami, рідина нагрівається і в'язкість її при цьому знижується, що веде до подальшого збільшення частоти спрацьовування автомата розвантаження (зменшення t_{AP}). Нормальна частота спрацьовування автомата розвантаження залежно від конструкції і параметрів гідросистеми і її агрегатів (наприклад, гідроаккумуляторів) становить 10–30 хвилин.

Часті спрацьовування автомата розвантаження впливають на справність гідросистеми. По-перше, у момент спрацьовування автомата розвантаження відбуваються закиди тиску, що набагато перевищують його номінальне значення (гідроудари). Ці закиди можуть призвести до виходу з ладу трубопроводів, корпусів фільтрів та інших агрегатів, які зазнають впливу закидів тиску. По-друге, при певній частоті спрацьовування автомата розвантаження тиск у системі стає пульсуючим, і всі агрегати зазнають впливу змінних динамічних навантажень. Часті спрацьовування АР спричиняють передчасне зношення насосів, самих автоматів розвантаження, зворотних клапанів та інших агрегатів. По-третє, часті спрацьовування автоматів розвантаження і пульсація тиску призводять до перегріву рідини і зниження її в'язкості. Це спричиняє погіршення герметичності ущільнень, підвищення витоків, зниження продуктивності насоса, знос рухливих деталей, прискорення розкладання рідини.

Крім того, підвищення температури супроводжується зміною розмірів і форм деталей гідроагрегатів внаслідок їх об'ємного розширення, що може призвести до заклинювання вузлів і порушення нормальної роботи гідросистеми.

При технічному обслуговуванні силових частин гідросистем з насосами нерегульованої продуктивності рідини виконуються такі роботи:

- перевірка і регулювання максимального (P_{max}) і мінімального (P_{min}) тисків спрацьовування автомата розвантаження;
- перевірка частоти спрацьовування АР (часу між спрацьовуваннями АР з холостим і робочим ходами t_{AP}). Цей час залежно від конструктивних особливостей становить від 10 до 30 секунд і для кожної системи вказується в експлуатаційній документації;
- визначення причини частого спрацьовування автомата розвантаження та усунення несправності. Це трудомісткий процес і його послідовність вибирається залежно від прийнятого методу пошуку несправності в складній системі.

6.6. Особливості технічного обслуговування силових частин гідрогазових систем з насосами регульованої продуктивності рідини

У таких системах (рис. 6.8), як правило, використовуються насоси плунжерного типу з регульовальною шайбою, поворот якої автоматично переводить насос залежно від тиску в системі на більшу або меншу продуктивність. При досягненні в системі номінального тиску насос знижує свою продуктивність до мінімальної величини, здатної лише компенсувати витоки в системі і підтримувати в ній постійний тиск. При зниженні тиску в системі продуктивність насоса підвищується. Застосування насосів цього типу спрощує конструкцію гідросистеми внаслідок відсутності розвантажувальних гідроагрегатів.

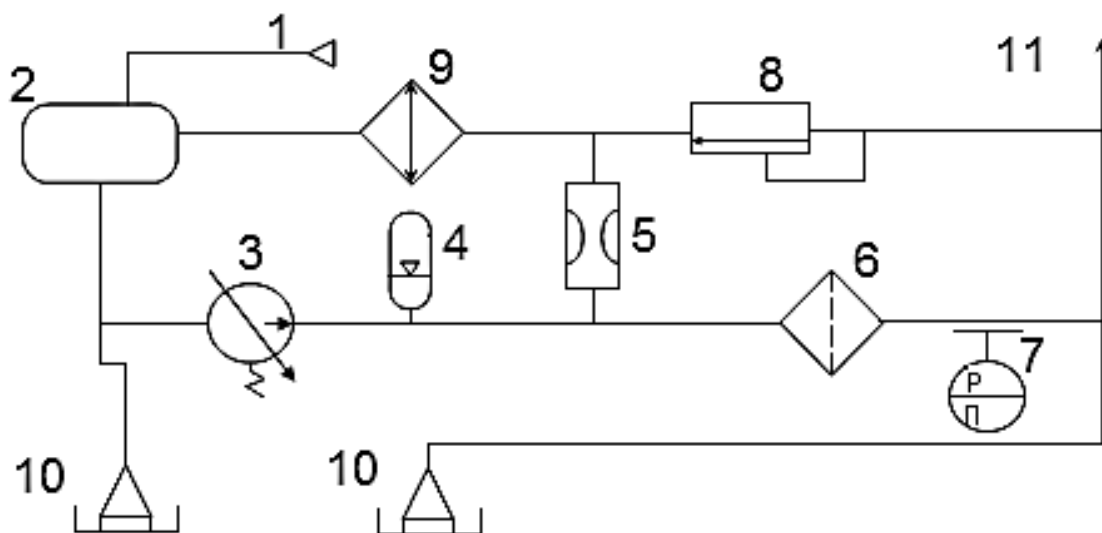


Рис. 6.8. Принципова схема контуру живлення гідросистеми з насосом нерегульованої продуктивності: 1 – трубопровід системи наддуву баків; 2 – гідробак; 3 – насос змінної продуктивності; 4 – гасник пульсацій; 5 – дросель постійної витрати; 6 – фільтр; 7 – манометр; 8 – запобіжний клапан; 9 – теплообмінник; 10 – бортові штуцери; 11 – трубопровід до кранів споживачів системи

У контур живлення гідросистеми з насосом регульованої (змінної) подачі робочої рідини входять гідробак 2, насос змінної продуктивності 3, гасник пульсацій 4, дросель постійної витрати 5, запобіжний клапан 8, теплообмінник 9.

Опишемо роботу системи. З бака 2 рідина надходить до насоса 3, з якого під тиском прямує на зарядку гасника пульсацій 4 і через фільтр 6 подається у виконавчий контур через розподільний кран до споживачів. При підвищенні тиску в системі і відсутності витрати рідини при непрацюючих споживачах витрата рідини насосом автоматично зменшується і при досягненні номінального робочого тиску, на який розрахований насос, поворотом регульовальної шайби він переводиться на режим мінімальної продуктивності. При цьому мінімальна витрата рідини насосом розраховується з умов відведення тепла, яке виділяється через дросель постійної витрати 5 і теплообмінник 9. Особливістю таких гідросистем є також наявність у контурах живлення дроселя постійної витрати, теплообмінника і гасника пульсацій тиску рідини.

Дросель постійної витрати забезпечує постійний штучний витік рідини з лінії нагнітання (наприклад, при тиску 21 МПа максимальна витрата рідини через дросель дорівнює 4,2 л/хв). Така постійна витрата рідини при робочому тиску в системі дає можливість поліпшити прийомистість гідронасосів (чи гідронасосних станцій), а також забезпечити їх охолодження і змащення при роботі в режимі мінімальної продуктивності. Робочими елементами дроселя є дросельні решітки (набір профільованих кілець) і фільтрувальна сітка, що захищає лабіринти дросельних решіток від засмічення.

Теплообмінник забезпечує охолодження гідрорідини, яка нагрівається при проходженні через дросель. Його виконано з дюралюмінієвих трубок, вигнутих у вигляді зміювика. Гасник пульсацій призначено для зменшення величини пульсацій тиску рідини, спричинених роботою насоса. Крім того, при великих витратах рідини в системі він працює як гідроакумулятор.

Характерними несправностями гідросистем з насосами регульованої продуктивності є:

- наявність пульсацій тиску рідини через неправильну зарядку гасників пульсацій стиснутим азотом або руйнування їх гумової діафрагми;
- підвищені внутрішні або наявність зовнішніх витоків гідрорідини;
- перегрівання рідини при непрацюючих споживачах, що пов'язано із засміченням (закупорюванням) дроселя постійної витрати рідини;
- перегрівання або руйнування гідронасоса через неправильний монтаж або повне засмічення дроселя постійної витрати рідини.

У процесі експлуатації гідросистем виконуються такі характерні роботи:

- зняття, огляд, розбирання, промивання фільтрувальних сіток і решіток дроселів постійної витрати. При цьому наявність стружки або зруйнованих сіток свідчить про руйнування гідронасоса. Дроселі, що

мають які-небудь пошкодження внутрішніх елементів (скручування, руйнування ущільнювальних кілець або фільтрувальних сіток) до подальшої експлуатації не допускаються. При монтажі дроселі встановлюють так, щоб стрілка на корпусі була спрямована вбік щодо руху рідини. Після монтажу дроселя з'єднання перевіряється на герметичність під робочим тиском не менше трьох хвилин. Зовнішні витoki рідини не допускаються, виконуються такі перевірки:

- початкової зарядки стиснутим азотом гасників пульсацій, їх герметичності, стану теплообмінника;
- внутрішньої герметичності системи;
- продуктивності гідронасосів при працюючих авіадвигунах.

При цьому під час роботи споживачів (елеронів, рулів висоти і напрямку) перевіряють робочий тиск у системі, який не має зменшуватися нижче заданого нижнього рівня. Якщо тиск у системі нижче норми, необхідно перевірити зарядку стиснутим азотом гасника пульсацій (який виконує роль гідроаккумулятора), герметичність запобіжного (запірного) клапана, справність датчика манометра.

6.7. Особливості технічного обслуговування силових частин гідрогазових систем з автономним приводом насоса

Гідросистема з автономним приводом насоса являє собою насосну станцію, де як індивідуальний привід застосовується електродвигун. Насосна станція використовується для створення робочого тиску рідини при відмові гідронасоса основної гідросистеми або самого двигуна, тобто є резервною чи аварійною.

Крім того, насосна станція використовується для перевірки роботи основної гідросистеми на землі на стоянці ЛА.

Системи з насосними станціями можуть бути виконані трьома способами залежно від того, як працюють насосні станції після включення:

1. Насосна станція працює постійно аж до примусового виключення. При цьому гідронасос регульованої продуктивності рідини працює на мінімальному режимі подачі рідини, тобто в черговому режимі. Насосна станція працює аналогічно насосу регульованої продуктивності рідини і відповідно в системі має дросель постійної витрати, теплообмінник і гасник пульсації тиску.

2. Індивідуальна насосна станція для приводу конкретного механізму включається за допомогою кінцевого вимикача, на який натискає шток силового циліндра (або вузол привідного механізму).

3. Насосна станція включається за допомогою реле тиску (перемикача тиску манометричного (ПТМ)) (рис 6.9). Після початкового примусового включення електродвигуна гідронасоса надалі забезпечується його автоматичне керування за допомогою ПТМ. При досягненні максимального робочого тиску насосна станція виключається, і при

зниженні тиску в системі до мінімального насосна станція знову вводиться в роботу. У випадку руйнування трубопроводів (при падінні тиску нижче 3...6 МПа) насосна станція виключається. Крім того, при зниженні тиску нижче визначеної мінімальної величини автоматично включається відповідна сигнальна лампа на панелі гідросистеми в кабіні екіпажа.

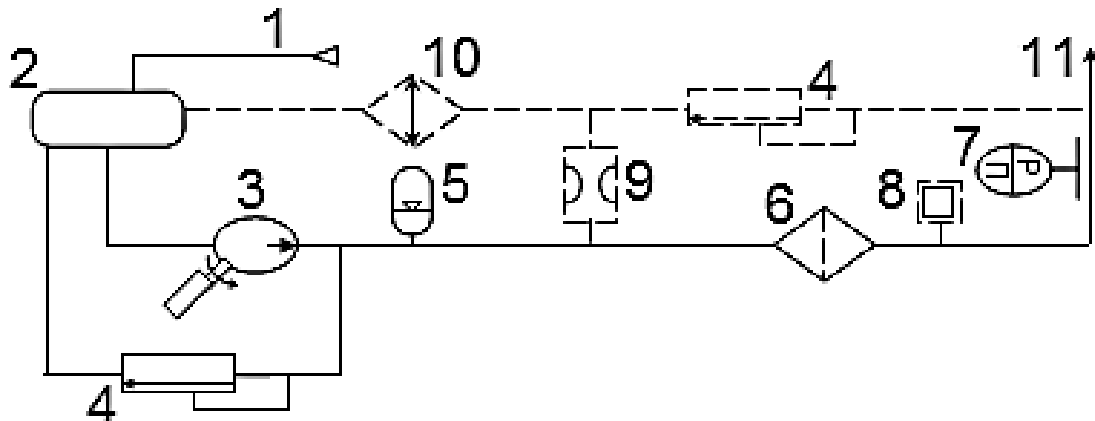


Рис. 6.9. Принципова схема контуру живлення гідросистеми з автономним приводом насоса:

1 – трубопровід системи наддуву баків; 2 – бак; 3 – насос; 4 – запобіжний клапан; 5 – гідроаккумулятор (гасник пульсацій); 6 – фільтр; 7 – манометр; 8 – перемикач тиску манометричний (ПТМ); 9 – дросель; 10 – теплообмінник; 11 – трубопровід до кранів споживачів системи

Основні роботи при технічному обслуговуванні насосних станцій полягають у перевірці:

- часу зарядки гідроаккумулятора гідросистеми від нуля до номінального значення тиску від кожної насосної станції. Якщо насосна станція не включається, то перевіряється послідовно вимикач, електромережа, електродвигун. Якщо час зарядки більше норми, то перевіряється послідовно тиск азоту в азотній порожнині гідроаккумулятора, стійкість роботи насоса (на слух), внутрішня герметичність агрегатів;

- роботи насосних станцій шляхом спрацьовування споживачів (наприклад, перекидання рулів і елеронів). Тиск при цьому в гідросистемі не має знижуватись нижче норми. Якщо тиск упав нижче норми, то перевіряється спочатку справність насосної станції, і якщо вона справна, перевіряється внутрішня герметичність агрегатів;

- межі спрацьовування, тобто тиску у насосних станціях третього типу, при яких виключається і включається станція, встановлюється час розвантаження (період між виключенням і включенням насоса) і тиск, при якому засвічується сигнальна лампа. За наявності несправностей у системі відбувається часте спрацьовування таких насосних станцій, аж до постійної роботи при виключених споживачах. Причини такого їх спрацьовування є аналогічними тим, що і при частому спрацьовуванні

автомата розвантаження в системах з насосом нерегульованої продуктивності; а саме це – зовнішні витоки, знижений тиск азоту в гідроаккумуляторі, несправності в насосній станції (наприклад, розрегулювання реле тиску), зниження в'язкості гідрорідини, внутрішня негерметичність агрегатів;

- справності вузлів закріплення пілонів, двигунів, крила, стабілізатора, рулів, елеронів, закрилків, елементів конструкції фюзеляжу і крила в зоні розташування цих вузлів;

- силового набору планера, мотогондолі, крила та оперення і їх стикових з'єднань щодо відсутності на них деформацій, тріщин, послаблення (обриву) клепок обшивки, слідів можливого влучення (розряду) блискавки;

- справності системи керування (рулів, елеронів, закрилків) щодо відсутності деформацій, тріщин, руйнувань тяг, качалок, кронштейнів;

- натягу тросів;

- замків прибраного положення стояків шасі, місць закріплення замків і підвісок опор.

У декількох випадках при дуже великих перевантаженнях потрібно виконувати огляд лонжеронів крила і нівелювання літака.

Усі несправності, що виявляють при огляді літаків або вертольотів, описують в наряді на дефектацію й усунення дефектів. Після їх усунення всі члени комісії розписуються в зазначеному наряді про справність ПС. Якщо необхідно виконати заводський ремонт ПС, комісія складає акт і робить запис у формулярі літака (вертольота).

6.8. Запитання для самоконтролю

1. Дайте характеристику експлуатаційних особливостей конструкції гідрогазових систем сучасних ПС.

2. Укажіть групи експлуатаційних факторів, що впливають на працездатність і технічний стан гідросистем літаків.

3. Проаналізуйте вплив елементів гідросистем на їх технічний стан.

4. Охарактеризуйте вплив наявності зазорів, люфтів, зносу елементів ГГС на герметичність і надійність систем в цілому.

5. Назвіть основні властивості робочих гідрорідин і проаналізуйте їх вплив на працездатність гідросистем.

6. Як впливають кліматичні умови і навколишнє середовище на роботу ГГС?

7. Як на технічний стан ГГС впливає якість їх технічного обслуговування і льотно-технічної експлуатації?

8. Назвіть типові групи відмов і пошкоджень ГГС за причинами їхнього виникнення.

9. Які існують основні правила техніки безпеки при ТО гідрогазових систем ЛА?

10. Перелічить характерні види робіт, що виконуються при ТО гідрогазових систем ЛА.

11. Як забезпечується і контролюється чистота робочої гідрорідини?

12. Які методи і засоби діагностування застосовують для оцінювання якості робочої гідрорідини?

13. Обґрунтуйте необхідність очищення і перевірки герметичності фільтроелементів ГГС.

14. Назвіть основні способи відновлення функцій фільтроелементів ГГС.

15. У чому полягає технологія перевірки якості очищення фільтрів за допомогою ПКФ?

16. У чому полягають особливості ТО трубопроводів ГГС?

17. Назвіть характерні пошкодження трубопроводів внаслідок неправильного ТО.

18. Охарактеризуйте основні правила експлуатації трубопроводів.

19. Якими способами виконується перевірка правильності зарядки і герметичності гідроаккумуляторів і гасителів пульсацій?

20. Коли і як роблять перевірку зовнішньої і внутрішньої герметичності ГГС?

21. Як виконується перевірка працездатності споживачів гідросистем?

22. Назвіть особливості ТО гідросистем з насосами нерегульованої продуктивності.

23. У чому полягають особливості ТО ГГС з насосами регульованої продуктивності?

24. Укажіть особливості ТО гідросистем з автономним приводом насоса.

7. ВПЛИВ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ФАКТОРІВ НА ДОВГОВІЧНІСТЬ СИЛОВИХ УСТАНОВОК ТА ЇХ ТЕХНІЧНЕ ОБСЛУГОВУВАННЯ

7.1. Аналіз впливу експлуатаційних факторів на довговічність і працездатність силових установок

Силова установка сучасного повітряного судна являє собою складну машину і від її надійної роботи багато в чому залежить успіх польоту, виконання польотного завдання і навіть життя екіпажу та пасажирів.

Силова установка (СУ) повітряного судна призначена для створення сили тяги (потужності) і складається з двигуна (газотурбінного (ГТД), турбогвинтового (ТГД), поршневого (ПД) або їх різновидів), а також систем

і пристроїв, що забезпечують його роботу.

До систем СУ належать паливна, масляна, охолодження, протипожежна, захисту від обмерзання, запуску, відбирання повітря, випуску газів. До пристроїв СУ – системи кріплення двигуна, керування силовою установкою, контролю параметрів, гондола. Усі системи та пристрої СУ тісно взаємозв'язані і розглядаються як її обладнання.

Серед експлуатаційних факторів, що істотно впливають на працездатність і довговічність СУ, слід зазначити: умови навколишнього середовища (температуру, тиск, вологість, заповненість повітря); умови льотної експлуатації (висоту, швидкість польоту, режим роботи двигунів, довжину повітряних трас); якість застосованих паливно-мастильних матеріалів; якість технічного обслуговування (своєчасність виконання всіх регламентних робіт, точність регулювання СУ, правильність виконання монтажних робіт).

Умови навколишнього середовища впливають на експлуатаційні характеристики СУ (тягу, потужність, питому витрату палива, температурний режим) на землі і польоті.

1. У газотурбінних двигунах залежність тяги від температури зовнішнього повітря обумовлюється прийнятим законом регулювання системи автоматики певного типу двигуна. Наприклад, система регулювання сучасних турбореактивних двоконтурних двигунів підтримує на злітному режимі тягу практично постійною до деякої розрахункової температури, при якій частота обертання ротора досягає гранично припустимого значення. При подальшому зростанні температури зовнішнього повітря на цьому режимі тяга різко знижується. На номінальному та крейсерському режимах тяга також зменшується при підвищенні температури зовнішнього повітря.

При високих температурах навколишнього середовища виникають підвищені термічні навантаження в гарячих частинах двигуна (у камерах згоряння, елементах турбіни) і погіршується змащення опор ротора турбокомпресора через зниження в'язкості масла.

При низьких температурах зовнішнього повітря значно погіршуються умови роботи СУ насамперед на перехідних режимах: при запуску, прогріванні, зміні режимів двигуна. Чим нижче вихідний температурний стан СУ, тим вище температурна нерівномірність і тим більші термічні напруги виникають на перехідних режимах у робочих вузлах двигунів. До того ж при низьких температурах через збільшення в'язкості масла погіршуються умови змащення поверхонь тертя двигунів і відбувається підвищене їх спрацювання. Крім того, низькі температури навколишнього середовища погіршують еластичність гумових виробів, що застосовуються у вигляді ущільнень, дюритових з'єднань, шлангів і це призводить до порушення їх герметичності.

Низькі температури зовнішнього повітря можуть спричинити обмерзання вхідних пристроїв і лопаток перших ступенів компресора, зміну експлуатаційних властивостей палив і мастил, що утруднює запуск

двигунів. При цьому обмерзання вхідного тракту двигуна впливає на його роботу, змінюючи форму й розміри проточної частини, що призводить до зміни характеру течії повітря і параметрів двигуна. Прохідний переріз повітряного потоку зменшується, зростає опір, знижується секундна витрата і ступінь підвищення тиску повітря в компресорі. У підсумку зменшується тяга двигуна і підвищується його температурний режим, що знижує працездатність і довговічність СУ в цілому.

Зміна тиску зовнішнього повітря (P_H) також впливає на зміну параметрів двигунів. Наприклад, зміна P_H при постійній температурі зовнішнього повітря і прийнятому законі регулювання ($n=const$) призводить до зміни тиску по всьому тракту двигуна пропорційно P_H , а температури залишаються постійними. За таких умов, коли при постійній частоті обертання ротора зберігається постійною об'ємна витрата повітря через двигун, зміна тиску P_H призводить до зміни його масової витрати, а отже, і тяги двигуна.

Більш значно змінюються параметри ГТД при одночасному впливі температури й тиску зовнішнього повітря. Істотне зниження тягової потужності двигунів спостерігається при зльоті ПС в умовах високих температур (вище $+30$ °С) з високогірних аеродромів. При одній і тій же масі літаків істотно збільшується (до 50 %) в цих умовах злітна дистанція і довжина розбігу літака. Тому для забезпечення необхідного рівня безпеки польотів за таких умов слід зменшувати злітну масу літака, форсувати двигун (що знижує його ресурс) або зберігати тягу двигунів іншими способами.

Значно впливає на технічний стан СУ пилова заповиленість повітря, що залежить від стану поверхні аеродрому. Висока температура зовнішнього повітря, що супроводжується його заповиленістю і дією сонячної радіації, ускладнює технічне обслуговування СУ літальних апаратів. При експлуатації ПД в умовах курних аеродромів відбувається підвищений знос циліндро-поршневої групи, а в ГТД – лопаток компресора, турбіни і жарових труб через потрапляння абразивних частинок у проточну частину двигунів. Крім того, абразивні частинки, що знаходяться в повітрі, потрапляють у масло й паливо, у результаті чого відбувається прискорений знос підшипників опор, розмивання каналів паливних форсунок, засмічення паливних і масляних фільтрів.

Отже, заповиленість повітря впливає на надійність ГТД двоюким способом:

- пил, який проходить через лопатки газоповітряного тракту, спричиняє їх абразивний знос, а налипання пилу в місцях переходу від пера до ніжки лопаток компресора – зменшення власних частот коливання до 45...50 %. Це призводить до неприпустимого збільшення діючих напруг і обриву лопаток;

- абразивний знос і наявність пилу змінює аеродинамічний профіль лопаток, прохідні перерізи профілів і, отже, знижує ККД, збільшує питому

витрату палива і зменшує запас стійкості щодо помпажу.

Найбільше від дії пилу страждають робочі лопатки перших двох-трьох ступенів компресора, а також лопатки, розташовані в місцях перепуску й відбору повітря. Традиційним захистом від пилової заповишеності є або заміна матеріалу, або покриття лопаток спеціальними зносостійкими матеріалами.

Підвищений знос елементів проточної частини, погіршуючи параметри двигунів, призводить до дострокового їх зняття з експлуатації, особливо часто на вертольотах.

При експлуатації авіадвигунів в умовах підвищеної вологості, особливо в зонах жаркого морського клімату, відбувається посилена корозія деталей газоповітряного тракту, виконаних з алюмінієвих і магнієвих сплавів. Тому виникає необхідність додаткового їх захисту нанесенням лакофарбових покриттів, масляних плівок і проведенням періодичного контролю. В умовах підвищеної вологості спостерігаються випадки відмов у роботі систем запалювання ПД через потрапляння вологи в магнето і колектори провідників високої напруги.

2. Найбільш істотний вплив на надійність СУ створюють умови їх льотної експлуатації. Для ГТД, як правило, виділяють такі режими роботи: максимальний (зльотний); номінальний; крейсерський; малого газу; зворотної тяги.

На максимальному режимі для більшості двигунів час безупинної роботи допускається не більше 5-15 хвилин, а загальний час роботи двигунів на цьому режимі за ресурсом – не більше 2,5...5 %. На номінальному режимі тяга, що розвивається, дорівнює 0,8...0,9 від максимальної. Цей режим менш напружений, ніж зльотний, і тому час безупинної роботи більшості двигунів або не обмежується, або допускається не більше 60 хвилин, а загальне напрацювання за ресурсом також обмежено до 20...25 %. Крейсерські режими роботи двигунів відповідають такій частоті обертання ротора, яка дозволяє розвивати тягу 0,7...0,8 від максимальної. Це розрахункові, найбільш економічні режими, тому тривалість роботи на них у межах ресурсу не обмежується. Режим малого газу є режимом мінімально припустимої частоти обертання турбокомпресора при усталеній роботі двигуна і мінімальній тязі. Це перехідний режим і тривала робота на ньому не рекомендується. Режим зворотної тяги при застосуванні реверсивних пристроїв дозволяє зменшити довжину пробігу літака. Це короточасний режим, але за напруженістю він відповідає злітному.

Характеристики двигунів за тягою і питомою витратою палива на заданому режимі роботи змінюються за висотою й швидкістю польоту. Причому при збільшенні висоти польоту абсолютна тяга (потужність) двигуна і його питома витрата палива знижуються, що пов'язано зі зменшенням температури, тиску, масової щільності повітря, а отже, і масової витрати повітря через двигун. Збільшення швидкості польоту

літака при заданому режимі роботи двигунів на малих висотах польоту (менше 4 км) призводить до зниження їх тяги, а на великих висотах вона змінюється мало. Питома витрата палива зі збільшенням швидкості польоту постійно зростає.

Великого впливу на працездатність СУ завдає довжина повітряних трас, на яких вони експлуатуються. При малій довжині повітряних трас буде підвищено наробіток двигунів у межах заданого ресурсу на злітному й номінальному режимах і збільшено кількість запусків. Зазначені режими є найбільш напруженими, внаслідок чого на основі них обмежується ресурс, а, отже, і довговічність двигунів.

У результаті досліджень виявлено вплив середнього часу польоту на пошкодження двигунів. Встановлено, що зменшення середнього часу польоту з двох годин до однієї збільшує інтенсивність відмов у 1,5–2 рази, що пов'язано зі зниженням стомленої міцності основних навантажених вузлів двигунів при тривалому використанні підвищених режимів їх роботи.

3. Технічний стан двигунів і систем силової установки багато в чому залежить від якості застосованих палив і мастильних матеріалів. Застосування некондиційних палив призводить до швидкого засмічення паливних фільтрів, насосів і паливорегулювальної апаратури ГТД. Наприклад, наявність у паливах сульфату натрію, окису ванадію за певних умов призводить до утворення легкоплавких з'єднань на лопатках турбін і спричиняє високотемпературну газову корозію лопаток. Тому до чистоти й кондиційності авіаційних паливно-мастильних матеріалів ставлять високі вимоги експлуатації: вони мають відповідати технічним умовам, піддаватися постійному контролю і забезпечувати ретельну фільтрацію.

4. На працездатність і довговічність СУ має великий вплив якість їхнього технічного обслуговування авіаційними фахівцями. Від грамотної діагностики контрольованих параметрів СУ, своєчасного виконання всіх видів регламентних і ремонтних робіт, забезпечення точних регулювань різних агрегатів СУ, правильного виконання монтажних робіт істотно залежить підтримка заданого рівня надійності СУ, вироблення встановлених ресурсів, а в деяких випадках і продовження призначених ресурсів, тобто збільшення довговічності СУ.

7.2. Характерні експлуатаційні відмови та ушкодження авіаційних силових установок

Досвід експлуатації ПС із газотурбінними двигунами свідчить про те, що найбільш характерними відмовами та пошкодженнями силової установки є відмови й пошкодження ГТД, агрегатів паливної і масляної систем.

На повітряних суднах цивільної авіації у наш час експлуатується значна кількість різних типів газотурбінних двигунів. Кожен тип двигуна залежно від конструктивних особливостей, ступеня доведення, умов

експлуатації може мати свої типові відмови та пошкодження. Однак існує цілий ряд характерних відмов та пошкоджень, властивих сучасним ГТД через спільність виконуваних ними функцій, закладених у конструкцію.

Характерні відмови та пошкодження ГТД, як правило, класифікують за такими ознаками:

- причиною виникнення;
- місцем прояву і часом прояву.

1. Основними причинами виникнення відмов і пошкоджень сучасних ГТД є:

- абразивний знос деталей проточного тракту при експлуатації в умовах пилової запыленості;
- ерозійний знос деталей через застосування некондиційних ПММ і при експлуатації в умовах навколишнього середовища, насиченого різними солями;
- механічні пошкодження сторонніми предметами деталей конструкції;
- деформація і руйнування деталей та вузлів двигунів через конструктивні й виробничі недоліки;
- знос сполучених конструктивних елементів із втратою початкових форм, розмірів і маси;
- розрегулювання агрегатів двигунів, їх систем і пристроїв через вібрації, послаблення кріплень, зміни співвісності вузлів і механізмів, їх спрацювання й заклинювання;
- порушення в цілому режимів роботи агрегатів, вузлів або систем двигунів внаслідок неправильної їх експлуатації.

2. В табл. 7.1 наведено статистичні дані про частоту прояву характерних відмов та пошкоджень конструктивних елементів сучасних ГТД.

Таблиця 7.1

Розподіл характерних відмов та пошкоджень за місцем їх прояву на ГТД

№ п/п	Місце прояву відмови або пошкодження	Зарубіжні ГТД, %	AI-24, %	AI-25, %	НК-8, %
1	Елементи, що змащуються маслом (опори двигунів)	1,5...28,5	81,5	39,4	35
2	Деталі, що входять до газоповітряного тракту, у тому числі:	3...32	16,2	28,7	35
	камери згоряння	1...9	-	-	24
	компресор	2...16	-	-	38
	турбіна	0...7	-	-	34
3	Система регулювання і паливопостачання	15...53	2,5	3,3	14
4	Система запуску	2...20	-	-	-
5	Приводи агрегатів	2...10	-	-	-

Як видно з цих даних, розкид несправностей за місцем їх прояву досить великий і обумовлений головним чином конструктивними особливостями ГТД та умовами їх застосування. Ці фактори враховують при розробленні методів технічного обслуговування, а також засобів і методів діагностування ГТД.

Оскільки основним параметром роботи двигуна є створювана ним тяга (або потужність), то про відмову ГТД екіпаж довідається за зменшенням прискорення ПС, його розвороту або нахилу вбік двигуна, що відмовив.

3. За часом прояву характерні відмови та пошкодження ГТД поділяють на раптові, що обумовлені руйнуванням окремих деталей і вузлів двигунів, та поступові (або параметричні), які обумовлені виходом якого-небудь контрольованого параметра за встановлений допуск.

Раптові відмови та пошкодження супроводжуються аварійною (несподіваною і стрибкоподібною) зміною функціональних параметрів і технічного стану агрегатів, вузлів і систем двигуна. Вони, як правило, цілком очевидні, тому що їх супроводжують виразно визначені ознаки порушення нормальної роботи двигуна, а саме: різкі зміни показань приладів контролю, сторонні шуми, поява диму і т.п.

Основними причинами раптових відмов можуть бути: конструктивні недоробки або недоліки технології виробництва вузла системи; незадовільна якість застосованих матеріалів і їх невідповідність технічним умовам; потрапляння в двигун сторонніх предметів; грубе порушення норм льотно-технічної експлуатації двигунів.

Статистичні дані свідчать, що на доопрацьованому довгостроково експлуатованому двигуні раптові відмови зустрічаються вкрай рідко і практично не повторюються. Передбачити заздалегідь можливість виникнення раптових відмов досить важко. Стан існуючих технічних засобів і методів діагностування ГТД не дозволяє в повному обсязі контролювати в умовах експлуатації зміну рівня пошкоджень щодо критичного або інших параметрів, що характеризують цей рівень. На частку раптових відмов та пошкоджень ГТД припадає близько 30 % аварійних ситуацій, що призводять до льотних подій, і до 14...16 % випадків дострокового зняття двигунів з експлуатації.

Поступові (параметричні) відмови та пошкодження ГТД супроводжуються поступовою зміною параметрів контролю роботи двигуна і впливом багатьох факторів на основні вузли і деталі, системи й пристрої.

У процесі експлуатації ГТД в елементах конструкції постійно відбувається процес нагромадження мікроушкоджень, інтенсивність яких залежить від впливу зовнішніх і внутрішніх факторів. Найбільш небезпечними є абразивний знос деталей проточної частини двигуна, ерозійний знос деталей турбіни, знос підшипників і ущільнень опор, втомлені пошкодження і т.д. Такі пошкодження поступово нагромаджуються і можуть досягати критичного рівня, при якому

відбувається часткове або повне відмовлення в роботі вузла, агрегату або двигуна в цілому.

Поступові відмови та пошкодження завжди прогнозуються, якщо контролюється швидкість нагромадження мікроушкоджень. При цьому можна передбачити й попередити момент досягнення критичного рівня ушкоджень і тим самим запобігти появі відмови в роботі двигуна. Однак досвід експлуатації ГТД показує, що іноді тенденція до пошкодження або нагромадження пошкоджень може бути настільки слабкою, що практично її важко знайти й ідентифікувати. Тому проблемі більш повного діагностування технічного стану ГТД приділяється максимальна увага при конструюванні, виробництві і льотно-технічній експлуатації.

Згідно зі статистичними даними на деякі фактори, що спричиняють поступові відмови, припадає до 70 % аварійних ситуацій, що призводять до льотних подій, і до 85 % випадків дострокового знімання двигунів з експлуатації.

У наш час експлуатаційну надійність авіаційних двигунів оцінюють в основному за трьома середньостатистичними показниками:

– напрацювання, що припадає на одну відмову двигунів у польоті:

$$T_{в.п} = T_{в.п.факт} / T_{в.п.норм},$$

де $T_{в.п}$ – відносний показник напрацювання на одну відмову двигунів у польоті;

$T_{в.п.факт}$ – фактичне значення напрацювання на одну відмову двигунів у польоті;

$T_{в.п.норм}$ – нормативне значення напрацювання на одну відмову двигунів у польоті;

– напрацювання, що припадає на одне дострокове зняття двигуна:

$$T_{д.з.д} = T_{д.з.д.факт} / T_{д.з.д.норм},$$

де $T_{д.з.д}$ – відносний показник напрацювання на одне дострокове зняття двигуна;

$T_{д.з.д.факт}$ – фактичне значення напрацювання на одне дострокове зняття двигуна;

$T_{д.з.д.норм}$ – нормативне значення напрацювання на одне дострокове зняття двигуна;

– напрацювання, що припадає на одне пошкодження, виявлене й усунуте при технічному обслуговуванні двигунів:

$$T_{ТО} = T_{ТО\ факт} / T_{ТО\ норм},$$

- де $T_{\text{ТО}}$ – відносний показник напрацювання на одне пошкодження, виявлене й усунуте при ТО двигунів;
- $T_{\text{ТО факт}}$ – фактичне значення напрацювання на одне пошкодження, виявлене й усунуте при ТО двигунів;
- $T_{\text{ТО норм}}$ – нормативне значення напрацювання на одне пошкодження, виявлене й усунуте при ТО двигунів.

7.3. Технічне обслуговування газоповітряного тракту ГТД

Техніка безпеки при технічному обслуговуванні ГТД

У процесі технічної експлуатації (ТЕ) авіадвигунів у випадку неграмотного або недбалого виконання робіт обслуговуючий авіаперсонал може одержати травми. Тому до робіт на авіатехніці допускаються тільки авіафахівці, що добре знають конструкцію, правила експлуатації і правила безпеки, необхідні при її обслуговуванні. Слід також знати, що через обмежені доступи до деталей та агрегатів ГТД при недбалому користуванні інструментами можливі травми рук і пошкодження техніки.

1. Агресивність застосованих паливно-мастильних матеріалів негативно діє не тільки на шкіру, але й на весь організм людини, що потребує обережного поводження з ними і дотримання правил особистої гігієни. До того ж вони пожежонебезпечні, тому при заправленні систем необхідно дотримуватись правил безпеки, що викладені в інструкціях з експлуатації або в спеціальних брошурах. Пролиті палива й мастила, випаровуючись, створюють загрозу виникнення пожежі при випадковому їх запаленні. Залиті ними місця слід негайно засипати чистим сухим піском, який після прибирання рідини видаляють.

2. Під час роботи силової установки обслуговуючому персоналу забороняється знаходитись в небезпечній зоні перед і позаду ПС. Межа небезпечної зони встановлюється для кожного ПС індивідуально залежно від розташування двигунів, їх тяги, конструкції повітрозабирачів, наявності гвинтів. Чим ближче знаходиться людина до повітрозабирача ПС при працюючих двигунах, тим сильніше діють на неї всмоктувальні зусилля.

3. При обслуговуванні високо розташованих ГТД користуються тільки справними і не обмерзлими пристосуваннями, що мають надійно обмежені робітничі площадки. Після встановлення сходин і драбин вживають заходів, що виключають їх мимовільне переміщення або ковзання по обмерзлому (мокрому) ґрунті.

4. При виконанні робіт із технічного обслуговування силових установок необхідно вживати запобіжних заходів проти потрапляння сторонніх предметів у вхідні канали двигунів і всередину відкритих порожнин систем після зняття агрегатів. З цією метою при обслуговуванні вхідні канали двигунів і реактивних сопел закриваються заглушками; відкриті канали

трубопроводів і штуцерів – різьбовими або ковпачковими заглушками; обслуговування виконується в спецодезії з кишенями для інструмента і дрібних деталей, що виключає можливість потрапляння сторонніх предметів усередину двигуна; інструменти розміщуються в спеціальних сортовиках з місцями для кожного інструмента.

5. Щоб уникнути виникнення пожежі забороняється робити промивні роботи або розконсервацію легкозаймистими рідинами при працюючому двигуні.

6. При випробуванні ГТД обслуговуючому авіаперсоналу забороняється знаходитись на ПС поза кабіною або виконувати будь-які роботи, не пов'язані з випробуванням двигунів.

7. Якщо випробування ГТД виконується зі знятими капотами двигона, щоб уникнути опіків рук не слід торкатися до нагрітих деталей двигуна: камер згоряння, корпусів турбін, реактивного насадка, фланців реактивного сопла і т.д.

8. Працюючі ГТД є джерелами великих шумів, тому для охорони органів слуху від ушкодження всі регульовальні роботи, як правило, виконують у шоломах.

Характерні відмови та ушкодження, їх причини і наслідки, методи і засоби контролю технічного стану компресорів ГТД

Досвід експлуатації ГТД свідчить про те, що характерними відмовами та пошкодженнями компресорів є механічні руйнування лопаток (вхідного напрямного апарата, спрямовуючих та робочих) компресора, пов'язані з потраплянням сторонніх предметів, або утомлені їх руйнування внаслідок виникнення високих змінних напружень, які спричинені потраплянням лопаток у резонансний режим коливань, а також підвищений абразивний знос лопаток і лабіринтних ущільнень через роботу двигунів в умовах пилової запыленості навколишнього середовища.

1. Особливо серйозну загрозу безпеці польотів і якості технічного обслуговування спричиняють пошкодження (забоїни, ум'ятини) і наступні за ними тріщини лопаток компресорів через потрапляння у повітрозабирачі ГТД сторонніх предметів. При цьому в більшості лопаток пошкоджуються передні крайки, що порушує їх аеродинамічний профіль. Пошкодження кореневих частин лопаток найчастіше призводить до утворення тріщин з наступним скручуванням, вигином або руйнуванням лопаток. Найбільша ймовірність таких ушкоджень лопаток компресора існує у вертолітних ГТД і літаків з низьким розташуванням двигунів (на крилі або фюзеляжі).

Найчастіше у вхідні пристрої ГТД потрапляють такі сторонні предмети:

– камені й великі частинки бетону зі стоянок, доріжок для руління і ЗПС аеродрому;

– шматки льоду при обмерзанні повітрозабирачів, вхідного каналу і лопаток вхідного напрямного апарата (ВНА);

- птахи;
- град.

Особливою небезпекою є виникнення обмерзання вхідних пристроїв ГТД, що може призвести до таких наслідків:

- збільшення вхідних втрат і зниження секундних витрат повітря;
- зменшення тяги (потужності) двигуна;
- підвищення температури газів перед турбіною;
- помпажу компресора, пошкодження або руйнування його лопаток;
- збільшення вібрацій.

З метою запобігання потрапляння сторонніх предметів у ГТД передбачається використання захисних конструктивних пристроїв повітрозабирачів (сіток, захисту від обмерзання, пилозахисних пристроїв та ін.), закриття на стоянці ПС вхідних пристроїв двигунів спеціальними заглушками, підтримка чистоти стоянок, РД і ЗПС аеродрому.

2. В експлуатації спостерігаються випадки утомленого руйнування лопаток компресорів, причиною якого є спільна дія статичних і динамічних (вібраційних) навантажень, спричинених потраплянням лопаток у резонансний режим коливань. Через наявність в лопатках високих змінних напруг в місцях їх концентрації виникають тріщини від утомленості, які збільшуються під дією експлуатаційних факторів і навколишнього агресивного середовища.

Вібрації лопаток і всієї конструкції компресора підвищуються при помпажі.

Експлуатаційними причинами виникнення помпажу ГТД можуть бути:

- запуск двигуна при занадто ранньому відключенні стартера або недостатній нарузі джерел струму, що не забезпечує розкручування ротора турбокомпресора для виходу на режим малого газу;
- запуск двигуна при швидкості бокового вітру, яка перевищує припустиму для запуску величину (як правило, не більше 10 м/с);
- розрегулювання або відмова агрегатів керування перепуском повітря з компресора або поворотом лопаток ВНА і напрямних апаратів компресора;
- потрапляння сторонніх предметів у повітрозабирач двигуна;
- робота ГТД на частотах обертання, близьких до верхньої межі помпажу, тобто на частотах обертання турбокомпресора, при яких відбувається хитка, нестійка робота клапанів або стрічок перепуску повітря з компресора;
- підвищений абразивний знос або пошкодження лопаток компресора;
- потрапляння ПС у турбулентний повітряний потік.

В експлуатації були зафіксовані випадки утворення тріщин на лопатках ВНА і руйнування лопаток компресора, розташованих безпосередньо за клапанами перепуску повітря. Руйнування від утомленості починалося з утворення тріщин на вхідній крайці лопаток. Причиною руйнування робочих лопаток компресорів ГТД може бути

перевищення припустимого часу роботи двигуна на форсованих режимах або на режимі вище припустимого для польотних умов, а також внаслідок запуску двигуна з примерзлими лопатками ротора до корпусу компресора.

3. Більше 30 % достроково знятих з експлуатації ГТД мають підвищений абразивний знос деталей компресора внаслідок тривалої роботи в заповнених умовах навколишнього середовища. Особливо це стосується вертольотних ГТД, що обумовлено специфікою експлуатації вертольотів.

Абразивному зносу найбільше піддаються вхідні крайки та увігнуті сторони лопаток компресора. Причому знос робочих лопаток вище, ніж лопаток напрямного апарата, а по периферії лопатки більше, ніж у центральній її частині через центрифугування частинок пилу.

При роботі в умовах підвищеної заповненості повітря в компресорі також зношуються ущільнювальні кільця (спеціальний шар), що забезпечують необхідний радіальний проміжок між робочими лопатками і корпусом компресора.

Обидві причини призводять до зменшення ступеня підвищення тиску в компресорі, секундної витрати повітря, збільшення температури газів перед турбіною і питомої витрати палива, зниження максимальної тяги (потужності) і ККД двигуна в цілому.

У компресорах ГТД деяких типів спостерігається підвищений знос лабіринтних ущільнень опор ротора. Крім можливості його заклинювання при руйнуванні ущільнень, знос призводить до погіршення параметрів компресора, зниження запасу його стійкості щодо помпажу, збільшення витоків повітря і може призвести до порушення балансу осьових сил, що діють на ротор, і, як наслідок, до збільшення осьового зусилля на підшипнику опор і його руйнування.

Для захисту деталей ГТД від абразивного зносу використовують різні пилозахисні пристрої, а також вводять обмеження з експлуатації ПС (зокрема вертольотів) в умовах заповнених аеродромів. Однак застосування пилозахисних пристроїв призводить до зниження максимальної потужності ГТД, збільшення питомої витрати палива, хоча при цьому істотно продовжує зростати ресурс двигунів, що працюють в умовах підвищеної заповненості повітря. Тому важливою експлуатаційною задачею є контроль і своєчасність виявлення небезпечного абразивного зносу деталей ГТД.

4. У процесі експлуатації ГТД великого ресурсу в умовах заповнених аеродромів спостерігається відкладення пилу, бруду та солей на лопатках та інших деталях компресора, що призводить до їхнього корозійного зносу. Це також знижує ККД двигуна, зменшує його запас стійкості щодо помпажу, підвищує рівень вібраційних напруг.

Технічне обслуговування компресорів ГТД полягає в діагностуванні їх технічного стану, дефектації та усуненні (якщо це можливо) виявлених пошкоджень їх конструктивних елементів.

Як правило, заводом-виробником ГТД встановлюються допуски на пошкодження (забоїни, ум'ятини) і знос лопаток компресора. Будь-які тріщини не допускаються.

При діагностуванні технічного стану лопаток компресора розміри забоїн і ум'ятин, а також їх розташування по профілю визначається візуально через спеціальні технологічні вікна в корпусі компресора із застосуванням електронно-оптичних засобів контролю (бароскопів, ендоскопів). У разі потреби розмір пошкоджень можна уточнити шляхом виміру воскового зліпку лопатки. Гострі краї дрібних вибоїн на передній крайці лопатки закругляються. Тріщини на лопатках виявляються візуально або за допомогою різних неруйнівних методів контролю, (струмовихрового, магнітного, ультразвукового, методу фарб, люмінесцентного та ін.).

На вертольотних ГТД періодично проводиться контроль зносу лопаток компресорів. При цьому використовуються різні методи, найбільш простими з яких є визначення зносу такими шляхами:

- виміром кута повороту важеля навколо штанги, встановленої між хвостовиками двох лопаток;

- датчиком граничного зносу у вигляді порожньої бобишки із заданою товщиною стінок, що розташовується на корпусі компресора у вхідному каналі повітрязабирача і зношується нарівні з лопатками. З появою отвору в бобишці виникає сигнал про неприпустимий знос.

Для постійної перевірки технічного стану деталей проточної частини компресора використовують різні датчики контролю, наприклад:

- датчики вихрових струмів, які встановлюють в невеликих отворах корпусу компресора над робочими лопатками і які дозволяють знайти загальне відхилення або скручування лопаток, а також ушкодження передніх крайок лопаток довжиною до 1,4 мм;

- датчики магнетизму, які ґрунтовані на властивості розмагнічування попередньо намагніченої лопатки при її ушкодженні. Їх встановлюють в спеціальних отворах над лопатками, що дозволяє виявляти пошкодження радіусом 0,4 мм і більше лопаток всіх ступенів компресора; а також пошкодження, тріщини та інші руйнування від утомленості деталей за допомогою методів акустичної емісії і голографії.

Характерні відмови та ушкодження, їх причини і наслідки, методи і засоби контролю технічного стану камер згоряння ГТД

Камери згоряння сучасних ГТД є одними з найбільш уразливих конструктивних елементів внаслідок впливу газових та інерційних сил, вібрацій, високих температур (1000 °С і більше), нерівномірності нагрівання та ін.

Статистичні дані щодо відмов та пошкоджень камер згоряння ГТД свідчать про те, що характерними серед них є:

– тріщини, місцеві оплавлення і прогари жарових труб і корпусів камер згоряння;

– наклеп і зношення матеріалу в місцях з'єднання камер згоряння з форсунками і деталями соплового апарата турбіни;

– зрив факела полум'я і припинення горіння паливоповітряної суміші.

Причинами появи тріщин, прогарів деталей камер згоряння ГТД є нерівномірне нагрівання стінок жарових труб і корпусів через неоднорідні процеси горіння палива і підмішування вторинного повітря. При цьому виникають місцеві перегріву, що призводять до появи високих термічних напруг, пластичних деформацій стінок. Повторні нагрівання та охолодження камер згоряння в процесі запусків і зупинок двигунів є причиною руйнування від утомленості стінок і насамперед в місцях концентрації напруг (в отворах, місцях перегину та ін.).

На утворення тріщин також впливають: перевищення встановленого часу роботи двигуна на злітному або номінальному режимах; запуск при низьких температурах без попереднього підігріву; виведення непрогрітого двигуна з режиму малого газу на підвищені режими або його виключення без попереднього охолодження на режимі малого газу; засмічення (або обгоряння) паливних форсунок, а також їх зсув, що призводить до нерівномірного розпилу палива і місцевих перегрівів; застосування неякісних сортів палив; помпажні явища.

Пошкодження від утомленості прискорюються за наявності мікротріщин, що з'являються в процесі виготовлення камер згоряння і повільно збільшуються під дією змінних теплових навантажень.

Причинами зриву факела полум'я і припинення процесу згоряння паливоповітряної суміші в камерах згоряння ГТД є: помпаж компресора; потрапляння на вхід сторонніх предметів і зниження внаслідок цього секундної витрати повітря; падіння тиску палива; зменшення режиму роботи двигуна на великих висотах польоту.

Підсумком такого відмовлення в роботі камери згоряння є самовимикання двигуна.

У процесі технічного обслуговування ГТД для контролю технічного стану і виявлення можливого пошкодження деталей камер згоряння без розбирання двигуна використовують такі методи:

– візуальний огляд корпусу камери згоряння щодо наявності тріщин і прогарів;

– оптико-електронний контроль важкодоступних місць за допомогою ендоскопів, бароскопів, засобів технічного зору. Огляд проводиться через технологічні отвори для пускових підпалювачів, робочі паливні форсунки, запальні свічки, спеціальні оглядові вікна;

– телевізійний контроль із застосуванням ендоскопів;

– неруйнівний контроль (магнітної дефектоскопії, вихрових струмів, ультразвуковий, капілярний та ін.);

– рентгено- і радіографічний контроль деталей, що недосяжні для

перевірки іншими методами;

- контроль газодинамічних параметрів ГТД;
- газовий спектральний аналіз продуктів згоряння, наприклад, за допомогою електростатичних зондів та ін.

До виконання робіт з технічного обслуговування камер згоряння ГТД належать також роботи з оцінювання закоксованості паливних форсунок, що можна виконувати двома методами:

- для одних типів двигунів перевіряють зазор між внутрішньою стінкою корпусу форсунки і корпусом розпилувача, що змінюється при збільшенні нагару і на мінімальну величину якого надається допуск (наприклад, для двигунів AI-20, AI-24);

– для інших типів двигунів (наприклад, НК-8-2У) оцінюють рівномірність теплового поля після заданого напрацювання. Для цього визначають середню температуру вихідних газів у всіх (наприклад, чотирьом) термopарax, а потім одна з термopар відключається. Різниця середніх температур дозволяє одержати ступінь рівномірності теплового поля, що має бути в припустимих межах.

Характерні відмови та ушкодження, їх причини і наслідки, методи і засоби контролю технічного стану турбін ГТД

Одним із самих важкоавантажних як у тепловому, так і у механічному відношенні елементів газоповітряного тракту ГТД є турбіна.

В експлуатації зустрічаються такі характерні відмови та пошкодження деталей турбін ГТД:

- тріщини і руйнування від термоутомленості робочих лопаток, соплових апаратів та їх дисків;
- оплавлення соплових і робочих лопаток;
- витягування робочих лопаток турбін;
- ерозійно-корозійні пошкодження лопаток і деталей турбін.

1. Причинами виникнення тріщин на лопатках турбін є резонансні коливання, що виникають при проходженні робочих лопаток через аеродинамічний слід лопаток соплового апарата. Нерівномірність температури газу перед сопловим апаратом призводить до збільшення нерівномірності сил газового потоку, що є додатковим джерелом коливань (вібрацій) лопаток. Розвитку тріщин від утомленості сприяє також неякісне оброблення лопаток при їх виготовленні.

На перехідних режимах роботи двигуна при великій кількості запусків і зупинок без попереднього відповідного прогріву та охолодження двигуна (особливо при низьких температурах навколишнього повітря) тонкі передні і задні крайки лопаток турбін зазнають більш різких змін температури, ніж середня частина. При нагромадженні циклів нагрівання і охолодження на лопатках можуть з'явитися тріщини від термоутомленості, причому головним фактором тут є не напрацювання лопаток, а число циклів і проміжків між ними.

До пошкоджень або обриву лопаток турбін може призвести потрапляння сторонніх предметів у проточну частину або елементів зруйнованих деталей конструкції двигуна.

Найчастіше тріщини виникають у проточній частині лопаток на вхідних і вихідних крайках, а також у першому пазі ялинкового замка лопаток.

2. Причинами оплавлення соплових і робочих лопаток турбін є:

- перевищення (закид) температури газів при запуску двигуна;
- нерівномірність температурного поля перед турбіною;
- робота ГТД на некондиційних паливах;
- підвищення температури газів перед турбіною при неправильному настроюванні паливорегулювальної апаратури, «гарячому» зависанні частоти обертання ротора, помпажу компресора;
- тривала робота двигуна на форсованому (злітному, номінальному) режимі.

3. Останні дві причини в сполученні з великими відцентровими силами спричиняють витягування робочих лопаток турбіни. Це призводить до зменшення радіального зазору між лопатками і корпусом турбіни, а також, у підсумку, до заїдань і руйнування лопаток, пошкоджень корпусу турбіни.

4. Причинами ерозійно-корозійного пошкодження є: робота двигуна в умовах підвищеної запарошеності і насиченості навколишнього середовища різними солями, а також використання некондиційних палив. При цьому потрапляння в двигун солей лужних металів разом з вологою, частками пилу і продуктами згоряння в умовах високих температур призводить до інтенсивного руйнування захисних окисних плівок лопаток і деталей турбін, сприяє адсорбції сірки на поверхні металів-окислів. Унаслідок цього при тривалій експлуатації ГТД у таких умовах відбувається інтенсивне сульфидування матеріалів, що є причиною їх руйнування.

Зовнішніми ознаками виникнення відмов і пошкоджень турбін ГТД є: характерні грюкання, викиди пучків іскор із реактивного сопла, поява шлейфа сизого диму, різка зміна частоти обертання ротора, істотне підвищення температури газів перед турбіною. Наслідками відмов і пошкоджень турбін ГТД може бути зрив факела полум'я або заклинювання ротора двигуна з наступною зупинкою.

При технічному обслуговуванні ГТД проведенню контролю технічного стану лопаток турбін як найбільш навантажених елементів конструкції двигуна приділяють особливу увагу. Візуальний огляд застосовують до лопаток останнього ступеня турбіни. Їх стан багато в чому характеризує справність проточної частини двигуна. Наявність пошкоджень, слідів перегріву лопаток турбіни, відкладення забруднень і шорсткого нальоту може бути свідченням початку руйнування лопаток перших ступенів турбіни.

Тріщини на робочих і соплових лопатках виявляються візуально за

допомогою оптико-електронних засобів контролю (ендоскопів, бароскопів та ін.), а також шляхом застосування різних неруйнівних методів контролю (магнітного, вихрового струму, ультразвукового та ін.).

З метою контролю величини витягування робочих лопаток турбін виконуються такі дії:

- вимірювання зазорів між кінцями лопаток і корпусом турбіни спеціальним щупом у восьми місцях по колу;

- безконтактне вимірювання зазорів за допомогою спеціальної оптико-електронної системи, що складається з датчика, встановленого над робочими лопатками, відеоскопу, екрана телемонітора, гелій-неонового лазера як джерела світла і волоконного світловода. Зсув або витягування лопаток заміряють з урахуванням зміни відбитого променя світла на виході оптичної системи і відповідної оцінки на екрані.

Контроль величини вібрації (амплітуди і частоти коливань) лопаток можна здійснити за допомогою ємнісних датчиків, розташованих рівномірно по колу корпусу турбіни. При виникненні ушкоджень або тріщин рівень вібрації змінюється, а ємнісні датчики фіксують цю зміну порівняно з розрахунковим (еталонним) рівнем.

Цей же метод застосовується і для контролю технічного стану кінців турбінних лопаток. Вихідний сигнал ємнісного перетворювача залежить від відстані до робочих лопаток. Тому витягування або знос кінців лопаток, що призводить до зміни цієї відстані, спричиняє відповідну зміну вихідного сигналу перетворювача.

Обгоряння лопаток контролюється за допомогою ендоскопів або спеціальних зондів для реєстрації заряджених часток. Усе більше використовуються методи аналізу вібрації і шуму (акустичні). До перспективних належать методи пошуку тріщин від утомленості та інших ушкоджень деталей турбін за допомогою методів акустичної емісії і голографії.

Своєчасне виявлення тріщин від утомленості і пошкоджень лопаток турбін при технічному обслуговуванні значно підвищує надійність експлуатації ГТД у польоті і попереджає вторинні руйнування двигуна при обриві лопаток турбіни.

Характерні відмови та ушкодження, їх причини і наслідки, методи і засоби контролю технічного стану деталей ГТД, що змащуються маслом

До найбільш характерних відмов, що призводять до дострокового знімання ГТД з експлуатації і можливих виникнень особливо небезпечних ситуацій у польоті, є руйнування опор ротора двигуна, а також зубчастих передач редукторів ТГД і приводів агрегатів силових установок. Наслідком

такого роду відмов ГТД є заклинювання ротора турбокомпресора, при цьому можливе виникнення помпажу всередині двигуна.

У зв'язку з тим, що і опори ротора ГТД і зубчасті передачі редукторів та приводів агрегатів СУ змащуються (омиваються) спеціальними маслами, найчастіше їх руйнування відбувається внаслідок масляного голодування. При цьому причиною виникнення масляного голодування опор ротора двигуна є відкладення коксу в каналах масляних форсунок, через які до них підводяться мастила. Кокс у форсуночних каналах відкладається під час припинення циркуляції масла через нагріте форсуночне кільце після зупинки гарячого двигуна. Через це відбувається коксування (розкладання) масла. Такі явища особливо характерні в літні періоди, тобто в умовах високих температур зовнішнього повітря, а також при недостатньому охолодженні двигуна на режимі малого газу перед припиненням його роботи або при використанні некондиційних мастильних матеріалів.

До руйнування опор ротора і трансмісії може призвести як недотримання правил підготовки до запуску двигунів в умовах низьких температур (наприклад, запуск ГТД без підігріву), так і недотримання режимів прогріву двигунів на режимі малого газу. Так, при запуску холодного двигуна при високій в'язкості масла може відбутися проковзування сепараторів підшипників опор і місцевий перегрів його елементів. При цьому виведення холодного двигуна відразу після запуску на підвищені режими без попереднього його прогріву на режимі малого газу може стати причиною зменшення радіального зазору нижче припустимого значення через різну швидкість нагрівання внутрішнього і зовнішнього кілець підшипника. У цьому випадку внутрішнє кільце нагрівається швидше зовнішнього, яке стиснуто корпусом опори двигуна. При зменшенні зазору нижче припустимого значення виникають місцеві перегриви обойм і елементів ковзання (кульок, роликів), внаслідок чого може відбутися заклинювання або руйнування підшипника.

Причинами руйнування зубчастих передач редукторів і приводів агрегатів СУ також є порушення правил експлуатації (запуск без підігріву в умовах низьких температур, недотримання режимів прогріву і охолодження, недозаправлення маслосистем та ін.), а також утома матеріалів і конструктивно-виробничі недоліки.

Зовнішньою ознакою руйнування опор підшипників є різке підвищення температури газу за турбіною, характерний металевий гуркіт при обертанні ротора, підвищення температури масла і, нарешті, заклинювання двигуна. При цьому на деталях газоповітряного тракту, лопатках соплових агрегатів і турбін чітко видно сліди стороннього металу. Руйнування задніх підшипників трансмісії призводить у початковій стадії до пошкодження лабіринтних ущільнень і появи диму з двигуна через згоряння масла, що потрапляє через зруйноване ущільнення в газоповітряний тракт. При цьому ознакою початкових руйнувань зазначених елементів ГТД є поява

металевих частинок або стружки в маслі і на масляних фільтрах, магнітних пробках, а також спрацювання термостружкосигналізаторів.

7.4. Характерні відмови, ушкодження та основні правила технічного обслуговування маслосистем ГТД

Змащення рухливих з'єднань двигуна необхідне для зменшення тертя і зносу деталей, захисту їх від корозії, відводу тепла, що виділяється при терті, а також для видалення твердих частинок, що утворюються між поверхнями тертя у результаті спрацювання. У випадку припинення подачі масла (навіть короткочасного) відбувається перегрівання опор двигуна і руйнування підшипників, а в підсумку – заклинювання ротора ГТД і припинення його роботи.

У СУ масло використовується також і як робоча рідина для різних автоматичних пристроїв: механізмів зміни кута установки лопатей повітряного гвинта (у ТГД), командно-паливних агрегатів, регуляторів частоти обертання і т.п. Масляні системи сучасних СУ виконуються винятково циркуляційного (замкнутого) типу. При цьому в них здійснюється очищення мастила, підведення і відведення його від поверхні тертя, охолодження і підготовка до наступного циклу. Сорт застосованого масла визначається навантаженнями на змащені деталі конструкції, їх робочими температурами і типами застосованих підшипників. Збільшення навантажень на опори двигунів, підвищення температури газів перед турбіною сучасних ГТД призводять до значного зростання температури їх вузлів і деталей. Мінеральні мастила, що застосовуються в таких умовах роботи посилено випаровуються і окислюються. Внаслідок випаровування підвищується в'язкість масла і утруднюється запуск двигуна при низьких температурах. Через окислювання масла з'являється велика кількість осаду і коксу, що забивають масляні фільтри і канали форсунок. Ці обставини змушують застосовувати для змащення сучасних ГТД спеціальні синтетичні мастила з поліпшеними властивостями змащення. Однак вони відрізняються від мінеральних мастил підвищеною отруйністю, що потребує дотримання додаткових заходів безпеки при контакті з ними обслуговуючого авіаперсоналу. До синтетичних мастил належить багато складних ефірів, кремнійорганічних з'єднань і деякі інші речовини.

Система змащення двигуна складається з двох контурів: зовнішнього, який є складовою частиною обладнання СУ, і внутрішнього, який належить безпосередньо до ГТД.

Погіршення роботи масляної системи може бути спричинено конструктивно-виробничими недоліками, а також порушеннями правил експлуатації і технічного обслуговування. До найбільш характерних ознак порушення нормальної роботи маслосистем ГТД (тобто виникнення відмов або пошкоджень агрегатів системи змащення) належать:

відхилення (збільшення або зменшення) тиску і температури масла від припустимих значень, а також підвищена витрата масла.

1. Падіння тиску масла до нуля і, як наслідок, виникнення масляного голодування підшипників опор ротора і зубчастих зачеплень приводів агрегатів відбувається через руйнування маслососів (нагнітального чи відкачувального) або їх приводів.

Причинами зниженого тиску масла (нижче припустимого значення для певного режиму роботи ГТД) можуть бути:

- порушення регулювання (осідання пружин) редукційного клапана;
- відмови та пошкодження редукційного клапана (поломка пружин, зависання клапана, потрапляння під нього твердих частинок).

2. Причинами неприпустимого підвищення тиску масла у системі можуть бути:

- перезатягування пружин редукційного клапана або його відмова через заклинювання в закритому положенні;
- засмічення фільтрів і відмова їх перепускних клапанів, а також каналів форсунок, через які подається масло для змащення підшипників опор і зубчастих зачеплень.

3. До причин підвищення температури масла у системі вище припустимих значень належать:

- забруднення поверхонь охолодження повітряно-масляних радіаторів (засмічення каналів радіаторів для проходження повітря);
- погіршення обдування радіаторів на землі, особливо при високих температурах навколишнього повітря;
- відмови терморегуляторів;
- потрапляння гарячих газів у масляні канали опор ротора двигуна через погіршення роботи (або руйнування) лабіринтних ущільнень;
- недостатня кількість масла в системі внаслідок недозаправлення або підвищення витрати.

Перегрів масла визначається його кольором, який змінюється на більш темний порівняно з початковим під час роботи маслосистеми при підвищених температурах.

4. Підвищена витрата масла може бути пов'язана:

- зі зносом або руйнуванням лабіринтних ущільнень опор ротора, через які проходять внутрішні витоки масла;
- руйнуванням трубопроводних магістралей маслосистеми;
- негерметичністю з'єднань трубопроводів і агрегатів;
- нещільним установленням кришок заливних горловин маслобаків або маслофільтрів;
- підвищеним викидом масла в атмосферу через систему суфлювання через відмови в роботі її агрегатів (відцентрових суфлерів, повітровіддільників та ін.).

Підвищена витрата масла може призвести до виникнення масляного голодування підшипників опор ротора двигуна і зубчастих зачеплень

приводів агрегатів, що в свою чергу стане причиною їх перегріву, зменшення радіальних зазорів, а в остаточному підсумку – заклинювання ротора ГТД. Характерними ознаками початку такого процесу є: підвищення температури масла в системі та газів за турбіною; забруднення масла продуктами зносу і його потемніння; наявність металевої стружки на маслофільтрах, магнітних пробках, спрацьовування термостружкосигналізаторів; виникнення підвищених вібрацій ГТД.

У випадку виникнення підвищених витрат масла в маслобаці його рівень значно знижується, що можна визначити покажчиком масловимірника в кабіні екіпажу.

Однією з ознак руйнування трубопроводів, розташованих у внутрішніх каналах двигуна і призначених для підведення масла до підшипників опор, є потрапляння диму в систему вентиляції й наддування кабіні ПС.

5. При роботі двигуна масло зазнає впливу високих температур і кисню повітря. У результаті цього воно частково випаровується, що призводить до підвищення його в'язкості, кислотності, вмісту смол, кількості механічних домішок, а також до можливого спалаху.

Речовини, що забруднюють масла, як і взагалі всі авіаційні паливо-мастильні матеріали (ПММ), можна класифікувати таким чином:

- продукти старіння, окислювання, вигорання масла (смоли, асфальтени, кокс, зола);
- металеві частинки, що утворюються в результаті зносу поверхонь тертя і їх корозії;
- продукти зовнішніх забруднень (пил, пісок та ін.), що з'являються в результаті заправлення двигунів, демонтажно-монтажних, регулювальних робіт і т.д. Забруднення масла при роботі двигуна відбувається безупинно.

На швидкість забруднення впливають сорт масла, тип двигуна, час його роботи на цьому мастилі й умови експлуатації ГТД. Тому для попередження надмірного забруднення масло необхідно періодично замінити.

Для кожного типу двигуна застосовують тільки той сорт мастила, що зазначено у його інструкції з експлуатації і технічного обслуговування. Довільна заміна сорту масла неприпустима, тому що це може негативно позначитися на роботі поверхонь тертя і температурному режимі двигуна, що стане причиною передчасного виходу його з ладу.

Основні роботи, що виконуються при ТО масляних систем ГТД:

1. Візуальна перевірка герметичності з'єднань маслотрубопроводів і агрегатів щодо відсутності підтікань масла.
2. Контроль стану і кріплення маслоагрегатів (бака, радіатора, трубопроводів та ін.). Звертають увагу на відсутність тріщин, ум'ятин, подряпин, послаблення кріплень, цілісність металізації і контрування.
3. Перевірка роботи регуляторів температури і механізмів керування затулками радіатора. Неправильна їх робота приводить до перегріву масла або замерзання його в радіаторі.

4. Контроль рівня масла в баці і його дозаправлення. Слід враховувати, що перевищення верхнього граничного рівня масла в баці призводить до викидання його в атмосферу через систему дренажу. Недостатнє заповнення бака (нижче нижньої межі) може стати причиною масляного голодування, перегріву опор двигуна і зниження тиску масла в системі. Крім того, внаслідок зменшення часу перебування масла в баці погіршується виділення з нього повітря. В усіх випадках, коли після польоту виявляється, що масло з бака не витрачається або в баці спостерігається підвищення його рівня, необхідно перевірити масло на відсутність у ньому палива. Причиною цього явища може бути порушення герметичності паливно-масляного радіатора, масляних каналів командно-паливного агрегату.

5. Контроль якості масла та відповідності його ТУ. Щодо якості масла, яке знаходиться в системі, можна мати уяву про стан поверхонь тертя при перегріві двигуна, зношуванні його лабіринтних ущільнень і т.д. Зазначені фактори призводять до зміни кольору, хімічного складу масла, кількості сторонніх домішок. Для контролю якості масла застосовують різні способи, наприклад, електрографічний і хімічний аналізи періодично відібраних проб. Застосовують також магнітні пробки, які встановлюють в різних ділянках маслосистеми. Цей метод досить простий, однак він дозволяє знайти тільки феромагнітні частинки, тоді як для початку розвитку багатьох відмов ГТД характерна поява в маслі алюмінієвих (тобто немагнітних) частинок.

У масляних каналах відцентрового повітровіддільника деяких двигунів встановлюються спеціальні фільтри-сигналізатори (детектори) стружки в маслі. Під час проходження через секції фільтра масла, яке містить металеві частинки, щілинні зазори між секціями забиваються, що призводить до замикання електричного ланцюга і загоряння червоного табло «Стружка в маслі». Наявність стружки можна також визначити за допомогою датчиків, що реагують на зміну перепаду тиску на масляних фільтрах.

Відомо також багато методів оцінювання продуктів зносу, що містяться в маслі, до яких належать: полярографічний, калориметричний, механічний з центрофугуванням і фільтрацією, метод «плями» та інші.

6. Заміна масла у системі виконується після відпрацювання ресурсу або через недостатню його якість (невідповідність ТУ). Основними методами визначення періодичності заміни масла є стендові та експлуатаційні випробування двигунів. Наступне коригування термінів служби того чи іншого сорту масла робиться на основі узагальнення досвіду експлуатації певного типу ГТД.

Періодичність заміни масла вказують у регламентах технічного обслуговування. Особливу увагу звертають на заправлення маслом системи після заміни двигуна. В усіх випадках після заправлення

випробують двигун, а після його зупинки перевіряють рівень масла у баці і додають необхідну кількість. Масляні фільтри промивають після першої проби і перших п'яти годин роботи двигуна, надалі для більшості ГТД – при ТО.

7. Промивання баків, маслорадіаторів, трубопроводів та інших агрегатів системи здійснюється при заміні двигуна за наявності на фільтрах металевих частинок.

8. Перевірка і промивання маслофільтрів здійснюється періодично відповідно до регламенту ТО. Фільтроелементи (ФЕ) промиваються креоліном, чистим гасом або бензином Б-70. Вони добре очищають ФЕ від смолистих, коксових і жирових забруднень. Якщо на сітках ФЕ немає значних забруднень, то фільтропакет промивають без розбирання. При сильному забрудненні ФЕ і неможливості їх очищення у зібраному вигляді пакет розбирають і кожен ФЕ промивають окремо.

Фільтри саржевого плетива, які забруднені в процесі експлуатації механічними домішками і смолистими речовинами, рекомендується промивати в ультразвукових ваннах.

Якщо при огляді маслофільтрів на їх ФЕ виявлено металеві частинки у вигляді алюмінієвих, бронзових або олов'яних блискіток, необхідно провести аналіз можливих причин потрапляння їх в масло. Для цього з'ясовують, чи не потрапила стружка в масло ззовні під час заправлення, заміни агрегатів або трубопроводів. Після ретельного огляду двигуна промивають масляні фільтри, заміняють масло в системі і випробують двигун, а потім знову перевіряють фільтри. Якщо вони чисті, то двигун допускають до подальшої експлуатації з наступним оглядом фільтрів після першого рейсу. Якщо буде встановлено, що забруднення фільтрів є наслідком руйнування окремих деталей або вузлів, двигун до подальшої роботи не допускається і виконується його заміна.

9. При експлуатації деяких типів ГТД зустрічаються випадки відкладення коксу у форсуночних каналах, через які масло підводиться до підшипників опор ротора. Тому періодично (вказується в регламенті ТО) виконується перевірка їх стану шляхом виміру продуктивності форсунок.

7.5. Технічне обслуговування паливних систем повітряних суден

Характерні відмови, ушкодження та основні правила технічного обслуговування системи паливопостачання ГТД

Паливна система (ПС) призначена для подачі необхідної кількості палива у двигуни на всіх режимах роботи. Вона є комплектом систем:

- постачання двигунів паливом;
- дренажу паливних баків;

– автоматичного керування витратою палива та вимірювання його кількості в паливних баках.

Система паливобезпечення ГТД містить паливні магістралі з агрегатами, що забезпечують подачу палива у двигуни, його заправлення в паливні баки і зливання.

До найбільш характерних відмовлень і пошкоджень паливних систем, що зустрічаються в експлуатації, належать:

1. Порушення герметичності паливних магістралей, що призводять до втрати палива, а нерідко і до виникнення пожежі. Цьому сприяють вібраційні навантаження, деформації, корозія, неякісний монтаж трубопроводів і агрегатів системи.

2. Засмічення паливних фільтрів внаслідок застосування неякісного (некондиційного) палива; наявності води в паливі і її кристалізації; утворення інею в паливних баках, незаповнених паливом; окислювання палива, що призводить до випадання в осад вуглецевих з'єднань; виникнення корозії внутрішніх поверхонь паливних магістралей.

3. Негерметичність м'яких паливних баків через неякісне склеювання стінок баків, наявність відриву або відшарування від внутрішнього шару накладок (стрічок кріплення), ребер жорсткості, тріщин внутрішнього шару в результаті природного старіння гуми, а також руйнування в місцях закладення фланців для заливних горловин, перекачувальних насосів і міжбакових з'єднань.

4. Відмови електрогідравлічних агрегатів (кранів, насосів, сигналізаторів, манометрів та ін.), головною причиною яких є порушення електроживлення.

5. Забруднення патрубків дренажу внаслідок підвищеного засмічення навколишнього повітря, атмосферних опадів, обмерзання, наявності забруднених РД і ЗПС.

Основними роботами при ТО паливної системи є:

– перевірка кріплення агрегатів і з'єднань, їх герметичності (тобто відсутності підтікань палива), а за необхідності усунення негерметичності;

– заправлення (дозаправлення) паливних баків ПС паливом;

– злив палива з паливних баків;

– злив відстою палива із установлених місць і контроль чистоти палива;

– перевірка роботи кранів, підкачувальних і перекачувальних насосів, сигналізаторів тиску, перекачування і залишку палива, манометрів, паливомірів, витратомірів під час роботи двигунів щодо загоряння відповідних ламп, табло і показань приладів контролю;

– перевірка чистоти, а за необхідності очищення патрубків системи дренажу паливних баків;

– промивання і перевірка герметичності паливних фільтрів (найчастіше виконуваних регламентні роботи). Технічний стан ФЕ визначається ступенем засміченості і залежить від чистоти застосованого палива, часу напрацювання та інших випадкових факторів. Найбільш раціональним

методом ТО фільтроелементів є заміна їх за технічним станом, що може оцінюватись величиною перепаду тиску (датчиком перепаду тиску) або зміною тиску за фільтром (сигналізатором тиску). Однак через відсутність на сучасних ПС системи безупинного контролю технічного стану ФЕ їх заміна здійснюється відповідно до встановленої періодичності (напрацювання) або при спрацьовуванні сигналізаторів граничного перепаду тиску на фільтрі.

Промивання паливних ФЕ грубого очищення виконується в чистому бензині Б-70 волосяними щітками. При цьому внутрішні порожнини ФЕ закриваються спеціальними заглушками для запобігання забрудненню.

Очищення ФЕ нікелево-саржевого плетива здійснюється ультразвуковим методом, а контроль якості очищення ФЕ виконується приладом контролю фільтрів (ПКФ) при зануренні їх у рідину АМГ-10. При цьому час заповнення внутрішнього об'єму ФЕ не має перевищувати встановленого значення. Потім очищені ФЕ перевіряються на спеціальних стендах на герметичність, просушуються при температурі близько 120 °С і зберігаються герметично упакованими для подальшого використання в експлуатації для заміни забруднених ФЕ.

Вплив наявності води в паливі на працездатність паливних систем і заходи для попередження його негативних наслідків

В авіаційних паливах вода погіршує низькотемпературні властивості (знижує прокачуваність, підвищує температуру початку кристалізації, призводить до обмерзання фільтрів), спричиняє корозію агрегатів, окислювання палив, сприяє забрудненню палив продуктами корозії, окислюванню їх мікроорганізмами, погіршує змашувальні (протиспрацьовувальні) властивості палив. Отже, наявність води в паливі вкрай небажана.

У процесі збереження, транспортування, заправлення і застосування палива обводнюються, тому що вони гігроскопічні, тобто мають здатність поглинати вологу з повітря. При цьому волога, що потрапила в них, може знаходитися в різних станах:

- вільному (у вигляді відстою, а при від'ємних значеннях температури у вигляді кристалів льоду);

- розчиненому;

- у вигляді водно-паливної емульсії.

У розчиненому стані в рідких вуглеводнях кількість води може знаходитись в межах від 0,003 до 0,12 % в інтервалі температур 0...40 °С. Розчинність води в паливах збільшується при зростанні температури, атмосферного тиску, вологості навколишнього повітря і залежить від хімічного складу і молекулярної маси палив. Основним джерелом обводнювання авіаційних палив є атмосферна волога, що міститься в повітрі у вигляді водяних парів. Між водою, що розчинена в паливі, і

атмосферною вологою існує динамічна рівновага, яка настає порівняно швидко при контакті палива з вологим повітрям.

Утворення водно-паливних емульсій у паливних баках ПС відбувається в основному через зниження температури палива при тривалих польотах на крейсерських висотах 6...12 км. Залежно від швидкості польоту, теплоізоляції стінок баків, часу польоту і початкового температурного стану температура в баках може знижуватися на 40...50 °С. При цьому вміст води в паливі перевищує її розчинність при даній температурі і надлишок води виділяється у вигляді крапель розміром 10...40 мікронів, утворюючи водно-паливну емульсію. Замерзаючі краплі води перетворюються в лід. Однак при від'ємних значеннях температури краплі води можуть і не перетворюватися в кристали льоду, а знаходитись в рідкому переохолодженому стані. Чим менше розмір крапель і чим швидше вони переохолоджуються, тим до більш низької температури можливо їх переохолодження. Наприклад, краплі 20 мікрон можуть переохолоджуватись до -41 °С, а 100 мікрон – до -25 °С. При зіткненнях з холодними поверхнями мережних фільтрів грубого очищення та інших агрегатів краплі миттєво перетворюються в лід, що є причиною обмерзання фільтрів.

При зниженні температури повітря може відбуватися конденсація вологи з повітря на стінках баків, особливо коли баки неповністю заправлені паливом, а також безпосередньо на поверхні охолодженого палива. Волога на поверхні палива, як правило, довгий час знаходиться в переохолодженому стані і лише через якийсь час починається процес її кристалізації з утворенням інею, що обсипається і потрапляє в паливо. Кількість цього інею тим більше, чим більша вільна від палива внутрішня поверхня баків.

Для зменшення площі взаємодії повітря зі стінками баків з метою запобігання їх старінню і потраплянню зайвої вологи в паливо баки в осінньо-зимовий період рекомендується утримувати повністю заправленими паливом.

Кристали льоду, що містяться в паливі, можуть призвести до закупорювання паливних фільтрів і в результаті до припинення подачі палива в двигун.

Вода має значний негативний вплив на властивості палив і працездатність системи паливостачання ГТД. Для видалення її і запобігання утворенню льоду в авіаційних паливах застосовуються різні методи, а саме:

1. Виморожування палива шляхом збереження його в наземній ємності не менше трьох діб при температурі не вище -10 °С.

2. Після процедури виморожування паливо обов'язково слід фільтрувати через фільтр тонкого очищення для видалення кристаликів льоду, що утворилися. Однак навіть тривале виморожування не усуває цілком можливості утворення в паливі кристалів льоду.

3. Очищення палива фільтрами-сепараторами, які здатні відокремлювати від палива вільну й емульсійну воду. Однак існуючі фільтри не відзначаються достатньою ефективністю.

4. Висушування палива в баках ПС шляхом продування над його поверхнею сухого теплого повітря.

5. Очищення палив електростатичними фільтрами. Цей метод ефективно застосовується в різних галузях народного господарства, однак в авіації поки не знайшов застосування через велику масу фільтрів.

6. Фільтраційні методи з використанням спеціальних пористих перегородок, а також методи, основані на явищі адсорбції багатьох речовин і поглинанні розчиненої води.

7. Підігрів фільтрів або інших ділянок паливної системи, найбільш уразливих для кристалів льоду. При цьому застосовуються різні конструктивні елементи-підігрівники палива: теплообмінники, в яких теплоносієм є гаряче повітря від двигуна, паливно-масляні радіатори (теплоносій – відпрацьоване гаряче масло) та ін.

8. Найбільш ефективним і розповсюдженим способом є додавання до палива спеціальних присадок, здатних збільшити розчинність води в паливі або утворити з водою суміші з низькою температурою замерзання.

Найбільш широке застосування серед присадок одержав етилцеллозольв (умовне найменування – рідина «І»), рідше – тетрагідрофурфуриловий спирт (рідина ТГФ).

Етилцеллозольв – безбарвний, має слабкий ефірний запах і щільність при 20 °С, що дорівнює 0,93...0,95 г/см³.

Кількість присадок, що додаються в паливо, залежить від тривалості польоту і температури зовнішнього повітря і, як правило, становить 0,1...0,3 % від об'єму палива. Присадки високо ефективні, не порушують нормальної роботи двигуна і не спричиняють корозії його деталей. Ефективність дії присадок у паливі зберігається протягом тривалого часу (до одного року) за умови ретельного зберігання палива від потрапляння вологи.

Змішування присадок з паливом виконується в резервуарах на складах ПММ або в паливозаправниках за допомогою спеціальних дозаторів.

Як показує досвід експлуатації, застосування різних методів видалення води з палива (у наземних умовах), підігрівання елементів паливної системи (у польоті), використання насосів струменевого типу, що підкачують паливо, підвищений контроль якості палив у службі ПММ дозволяють на багатьох сучасних ПС відмовитись від виконання такої дуже трудомісткої технологічної операції, як зливання і контроль відстою палива з баків, що особливо важливо за наявності великої кількості місць зливання.

Основні правила заправлення повітряних суден паливно-мастильними матеріалами

Заправлення повітряних суден ПММ належить до відповідальних технологічних операцій, що безпосередньо впливають на працездатність функціональних систем (паливної, масляної, гідравлічної) ПС. Організація і забезпечення заправлення ПС ПММ, а також відповідальність за якість ПММ і стан засобів заправлення покладається на службу ПММ і спецавтобазу авіапідприємства.

Заправлення ПС ПММ забезпечується за допомогою як стаціонарних систем централізованого заправлення (СЦЗ), так і рухомих спеціальних заправних засобів (паливозаправників, маслозаправників). Усі ці засоби мають фільтрувальні і роздавальні пристрої, що мають бути справними, чистими і опломбованими.

Заправлення ПС паливом (маслом) може виконуватись двома способами: закритим (знизу під тиском) або відкритим (зверху через заправні горловини баків).

При заправленні закритим (централізованим) способом роздавальний пристрій заправника приєднується до одного (чи двох) заправного місця ПС, а розподіл палива (масла) по баках здійснюється за допомогою автоматичного або ручного керування системою заправлення ПС при включеній електромережі постійного або змінного струму. При цьому необхідно ретельно дотримуватись правил протипожежної безпеки.

При заправленні ПС відкритим способом роздавальний пристрій вставляється послідовно в заправні горловини, розташовані зверху баків, і візуально контролюється заповнення баків паливом (маслом). При цьому баки необхідно заповнювати паливом так, щоб залишалось деяке вільне місце для можливого температурного розширення палива. Рівень масла контролюється мірними лінійками баків або приладами у кабіні екіпажу. Після заправлення відкритим способом необхідно ретельно закривати пробки заливних горловин.

Недоліками цього способу є небезпека пошкодження поверхні крила, травмування оператора, необхідність мати достатні навички, можливість потрапляння в баки пилу, піску, вологи через заправні горловини.

При температурах зовнішнього повітря нижче +5 °С масло для маслосистем двигунів перед заправленням має бути підігріте до 75...80 °С.

Перед заправленням ПС слід виконувати такі підготовчі роботи:

- перевірку наявності і справності засобів пожежогасіння на стоянці;
- контроль відсутності проведення яких-небудь інших робіт на ПС;
- очищення стоянки від стороннього обладнання, видалення сторонніх осіб;
- виклик і розміщення заправника на стоянці;
- заземлення заправника і ПС для запобігання виникненню іскріння від накопиченої статичної електрики;

- перевірку контрольного талона і паспорта на паливо або масло щодо його придатності до заправлення (відповідність сорту ПММ даному типу ПС, дата, наявність домішок (чистота), наявність відповідних підписів посадових осіб);

- контроль справності і чистоти фільтрувальних і роздавальних пристроїв, приладів контролю, наявності пломб на заправному агрегаті;

- через 15 хвилин після прибуття заправника злиття з відстійників у прозорий скляний посуд 1–2 літрів відстою ПММ і візуальну його перевірку щодо відсутності механічних домішок, води, кристалів льоду (снігу);

- підключення заправних пристроїв до бортових заправних штуцерів і їх заземлення між собою;

- включення насосів заправника і ПС (на панелі заправлення).

Контроль процесу і результатів заправлення ПС здійснюється:

- приладами і сигнальними установками на заправній панелі;

- приладами заправника;

- приладами у кабіні екіпажу ПС;

- мірними лінійками.

Чистота палива (масла) перевіряється:

- у наземних ємностях шляхом лабораторного аналізу працівниками служби ПММ;

- після заповнення ПММ заправника начальником (інженером) зміни;

- після прибуття заправника на стоянку бортмеханіком або авіатехніком-бригадиром;

- через 15 хвилин після заправлення ПС, для чого зливається відстій палива (масла) з усіх зливальних баків.

Перевірка наявності механічних домішок і води в ПММ виконується візуально при збовтуванні прозорого скляного посуду з відстоєм або за допомогою приладу контролю забруднень (ПКЗ), через фільтрувальну перегородку якого пропускається доза палива (масла) і пляма, що з'явилася з осадом механічних домішок і води, і одержані результати порівнюються з еталонними.

Крім того, наявність води перевіряється шляхом опускання в прозору ємність з відстоєм лакмусового папірця або марганцевокислого калію. Якщо буде виявлено воду або механічні домішки в недопустимій кількості, необхідно негайно вжити заходів для їх видалення з баків аж до повної заміни палива (масла) у баках ПС і визначення джерел їх появи.

7.6. Заміна авіадвигунів. Вимоги експлуатаційної технологічності при їх заміні

Заміна двигунів на ПС виконується після відпрацьовування ними міжремонтного ресурсу, під час переустановлення їх з одного ПС на інше, а також у випадках виявлення на них таких відмов і пошкоджень, які неможливо усунути в експлуатаційних умовах. Ця технологічна операція

належить до трудомістких і складних робіт, що проводяться в процесі експлуатації ПС.

Процес заміни двигуна містить такі основні технологічні операції:

- консервацію двигуна, що знімається, і розконсервацію нового двигуна;
- демонтажні роботи при зніманні і монтажні роботи при установленні двигуна на ПС;
- роботи з дефектації, очищення і промивання функціональних систем силової установки;
- регулювальні і перевіряльні роботи.

Після зняття з ПС двигунів відкривається гарний доступ до деяких вузлів і елементів конструкції ПС, до яких в експлуатації він є обмеженим. Тому, крім робіт із заміни двигунів, виконують, як правило, чергове ТО планера, огляд важкодоступних елементів його конструкції, доробки за бюлетенями.

При заміні авіадвигунів ретельно виконують дефектацію їх закріплення, а фізичними методами неруйнівного контролю перевіряють вузли кріплення. Крім того, промивають і проводять ретельну дефектацію маслобаків, маслорадіаторів, трубопроводів та інших елементів, а також ретельну дефектацію і регулювання систем управління двигуном, огляд вихлопної системи та інших елементів силової установки.

Трудомісткість і час заміни двигунів залежить від пристосованості конструкції силової установки до проведення технічного обслуговування (експлуатаційної технологічності), що забезпечується виконанням таких основних вимог:

- одночасною заміною двигуна, агрегатів та інших елементів силової установки без попереднього їх демонтажу з ПС;
- застосуванням швидкороз'ємних самоцентрувальних з'єднань систем силової установки;
- розташуванням роз'ємів з'єднань переважно в одній площині;
- уніфікацією силових установок, що дозволяє установити двигуни у будь-яке гніздо літака;
- зручним підходом до такелажних вузлів двигуна;
- завчасним монтажем елементів силової установки на спеціальному стенді;
- можливістю розконсервації і консервації двигуна поза ПС.

З метою забезпечення швидкої заміни двигунів і досягнення високої якості монтажних робіт попередній монтаж силової установки виконується на спеціальних ділянках авіапідприємства, обладнаних робочими місцями з такелажними і м'якими пристроями, електро-, гідро- і повітряними комунікаціями, стендами для консервації і розконсервації двигуна, необхідним інструментом і пристосуваннями. Роботи проводить бригада авіафахівців, які допущені до їх виконання. При монтажно-демонтажних роботах необхідно виключати можливість потрапляння сторонніх

предметів у внутрішні порожнини двигунів, трубопроводів та агрегатів і виконувати вимоги техніки безпеки.

Після встановлення нового двигуна на ПС необхідно виконати роботи з його обслуговування відповідно до регламенту ТО. Усі роз'ємні з'єднання після монтажу мають бути ретельно перевірені і законтрені. Після монтажу паливні і масляні системи перевіряють на герметичність під тиском.

Наступні роботи щодо ТО двигуна виконуються за тією ж формою, що і планера, незалежно від напрацювання встановленого двигуна.

Установлений двигун необхідно розконсервувати, потім випробувати і виконати комплекс регулювальних і перевірочних робіт відповідно до технологічних карт або за спеціальними інструкціями. Проводять також ретельну дефектацію всіх роз'ємних з'єднань, огляд і перевірку паливних і масляних фільтрів. У ряді випадків у експлуатаційній документації передбачено виконання контрольного польоту ПС.

7.7. Консервація і розконсервація авіаційних ГТД

При знятті двигуна з ПС або при тривалій стоянці ПС виконують зовнішню і внутрішню консервації двигунів з метою захисту їх від корозії. При зовнішній консервації поверхні двигуна й агрегатів очищають від пилу, бруду і масляних плям, а всі порожнини, трубопроводи і отвори двигуна, що мають безпосередній контакт з атмосферою, закривають запобіжними заглушками. На зовнішню поверхню, яка не захищена від корозії, наносять консерваційні мастила (технічний вазелін або мастило К-17).

Після цього в двигун вкладають мішечки із силікагелем для поглинання вологи, покривають поліетиленовою плівкою і розміщують у контейнері. Внутрішня консервація двигуна може виконуватись як на самому ПС, так і на спеціальному стенді. Внутрішня консервація полягає в заповненні свіжим мастилом масляної і паливної систем двигуна. Якщо масло в масляній системі чисте, то воно не замінюється, якщо брудне – то зливається, а система заповнюється свіжим маслом того ж сорту, що використовується в процесі експлуатації. При консервації промиваються масляні і паливні фільтри.

Для внутрішньої консервації паливної системи і газоповітряного тракту застосовують маслозаправник або спеціальну установку, що подає масло з бака під тиском 0,1...0,2 МПа. Заправник або установка підключається до спеціальних штуцерів паливної системи двигуна, які розташовані за перекривальним (пожежним) краном. Масло використовується нев'язке, типу МК-8. При консервації виконується декілька «фальшивих» запусків і включається прилад подачі масла в паливну систему двигуна від маслозаправника чи установки. При цьому система запалювання двигуна виключена, подача палива перекрита, відбувається прокручування ротора стартером, витиснення палива з паливних магістралей маслом, розпилювання його форсунками, внаслідок чого внутрішні порожнини

камери згоряння, турбіни і вихідного пристрою покриваються шаром консервувального масла.

Агрегати, що працюють від паливної системи (насос-регулятор, обмежник обертання, система перепуску повітря, система повороту лопаток ВНА) при «фальшивих» запусках не спрацьовують і їх внутрішні порожнини не заповнюються маслом. Тому їх заповнюють маслом окремо під тиском від маслозаправника або консервувальної установки, попередньо зливши з них паливо.

Внутрішня розконсервація двигуна виконується шляхом «фальшивих» запусків, при яких забезпечується прокручування ротора з подачею палива в паливну систему двигуна через відкритий перекривальний (пожежний) кран при виключеній системі запалювання. При цьому паливо витісняє масло з паливних магістралей у газоповітряний тракт двигуна. Для видалення залишків масла і палива виконується продування газоповітряного тракту шляхом холодного прокручування двигуна. Масло з порожнин зазначених вище агрегатів зливають окремо. Для запобігання забрудненню навколишнього середовища за вихлопним пристроєм рекомендується встановлювати збирач ПММ.

7.8. Методи відновлення характеристик ГТД

У процесі тривалої експлуатації ГТД внаслідок впливу змінних циклічних навантажень і різних зовнішніх факторів на їх проточну частину та системи масло- і паливостачання відбувається зміна форми і розмірів прохідних перерізів газоповітряного тракту, розрегулювання систем паливостачання і змащення, що спричиняє підвищення витрати палива, температури газів, зниження тяги (потужності), ступеня стиснення повітря, ККД двигуна та ін. Для їхнього відновлення в умовах експлуатації використовуються такі методи:

- регулювання параметрів робочого процесу двигуна;
- заміна окремих модулів, деталей і елементів;
- промивання проточної частини ГТД.

Принципи регулювання агрегатів ГТД у процесі експлуатації

У процесі експлуатації ГТД є можливим виникнення відхилень у настроюванні регуляторів і автоматичних пристроїв, що може призвести до роботи двигунів поблизу або за межами припустимої області.

Відхилення контрольованих параметрів від заданих технічними умовами в процесі експлуатації ГТД відбувається через втрату пружності пружин, усадки анероїдів, спрацювання деталей агрегатів регулюючих пристроїв і самих двигунів. Відхилення можуть виникнути також при значній зміні температури і тиску зовнішнього повітря, заміні агрегатів, що мають регулюючі пристрої, і самого двигуна.

Регулювання двигунів виконується у випадку виявлення невідповідності заміряних контрольованих параметрів заданим технічним

умовам. Наприклад, тиск масла в системі змащення двигуна AI-24, замірний приладом при роботі двигуна на режимах вище режиму малого газу, не перевищує $3,5 \text{ кг/см}^2$, а за технічними умовами на всіх режимах, крім режиму малого газу, на землі й у повітрі для забезпечення надійного змащення є необхідним тиск $4,0 \dots 4,5 \text{ кг/см}^2$. У даному випадку необхідно регулювати редукційний клапан нагнітальної секції масляного агрегату.

Технологія виконання регулювання агрегатів двигуна вказана в інструкціях з експлуатації відповідного типу ГТД. В них вказано, що спочатку роблять контрольний вимір відповідного параметра при роботі двигуна, потім порівнюють замірне значення параметра зі значенням, що наведено в технічних умовах, і визначають величину необхідного регулювання агрегату. У наведеному вище прикладі невідповідність замірного тиску масла необхідному значенню за технічними умовами становить приблизно $0,80 \text{ кг/см}^2$, а поворот регулюючого гвинта редукційного клапана маслоагрегату на один оберт змінює тиск на $0,2 \text{ кг/см}^2$. Отже, необхідно збільшити затягування пружини редукційного клапана поворотом гвинта на чотири оберти.

Слід також пам'ятати, що перед регулюванням агрегатів ГТД перевіряють правильність показань контролювальних приладів.

Результати регулювальних робіт необхідно перевіряти на працюючому двигуні і робити записи у відповідні розділи формулярів двигунів і паспортів агрегатів.

Усі роботи з регулювання агрегатів системи автоматичного керування ГТД виконують досвідчені фахівці авіапідприємств, допущені до виконання даного виду робіт, або представники заводу-виробника двигунів відповідно до вказівок інструкцій з експлуатації цього типу двигуна.

Особливості ТО вузлів двигунів модульних конструкцій

На сучасних ПС широке застосування одержали силові установки з модульними ГТД, що мають такі переваги при технічному обслуговуванні: високу контролепридатність і експлуатаційну технологічність (досяжність, взаємозамінність). Істотним є також те, що при проведенні ТО непотрібно виконувати знімання і розбирання всього двигуна, а тільки того модуля, де виявлено пошкодження або відмову. Легкість і швидкість знімання модулів забезпечується технологічно надійним застосуванням легкокорознімних трубопроводів, болтових з'єднань корпусів модулів, хомутів, а також мінімальними вимогами при балансуванні і використанні вмонтованих у модулі підшипників. Конструктивно модульні двигуни слід розглядати не як єдиний агрегат, а як суму модулів, кожний з яких має свій номер та індивідуальну реєстрацію напрацювання. При цьому за результатами довідних і міцносних випробувань, проведених в ОКБ або на серійному заводі, визначається для кожного модуля своя номенклатура деталей із призначеним ресурсом, якщо його відмова безпосередньо впливає на безпеку польоту і виключена можливість безупинного (або періодичного)

контролю його параметрів. У цьому випадку модулі експлуатуються до вироблення ресурсу або появи пошкоджень.

Проведення діагностування модульних двигунів, оцінювання їх технічного стану, а також пошук пошкоджень агрегатів полегшуються через наявність різних технологічних вікон і люків для введення різних оптико-електронних засобів контролю (ендоскопів, бароскопів), за допомогою яких визначається технічний стан внутрішніх деталей газоповітряного тракту двигуна. Велику роль при цьому відіграє раціональне розміщення датчиків температури і тиску вздовж усього внутрішнього газового тракту двигуна.

Для модулів газоповітряного тракту ГТД характерні два види експлуатаційних пошкоджень (відмов):

- а) тих, що призводять до погіршення характеристик двигуна;
- б) що знижують міцність деталей конструкції.

Можливі також пошкодження, що можуть спричинити і погіршення характеристик, і зменшення міцності.

Тому важливою задачею для експлуатаційників залишається пошук і визначення причин і характеру пошкоджень (відмов) модулів ГТД. При цьому діагностування і прогнозування технічного стану модульних силових установок здійснюється всіма доступними методами, описаними раніше, а також за допомогою засобів безупинного контролю на борту ПС і різних неруйнівних методів контролю. Причому для визначення пошкоджень, що спричиняють погіршення характеристик двигуна, як правило, використовуються прямі методи контролю (бортові й наземні), а для виявлення пошкоджень міцності конструкції – методи непрямих вимірів. В останньому випадку застосовані методи мають забезпечувати можливість локалізації виявлених дефектів модулів. Саме такий підхід являє собою основну особливість і принципи модульного технічного обслуговування і ремонту ГТД.

Авіаперсоналу, що обслуговує модульні ГТД, слід враховувати, що характеристики окремих модулів газоповітряного тракту двигунів визначаються значеннями деяких основних параметрів. Наприклад, погіршення характеристик вентилятора або компресора виявляється в зміні їх продуктивності (витраті повітря, зменшення ступеня стискування) або зміні адіабатичного ККД процесу спалювання (температури газів перед турбіною, коефіцієнта повноти згоряння палива). Пошкодження модуля турбіни виявляються в зміні ефективності прохідного перерізу соплового апарата, адіабатичного ККД процесу розширення газів (температури газів за турбіною, тяги або потужності, що розвивається двигуном та ін.) Ці параметри незалежні і їх важко визначати безпосередньо. У результаті вимірів відповідних температур, тисків, витрати палива і частоти обертання роторів по всьому тракту двигуна і розрахунку газоповітряного тракту з використанням ЕОМ указані параметри можуть бути визначені в явному вигляді. Це свідчить про те, що застосування модульних та інших

перспективних конструкцій двигунів дозволяє використовувати автоматизовані засоби контролю із застосуванням бортових і наземних ЕОМ.

Переваги модульного методу ТО виявляються лише у випадку різної інтенсивності відмов (пошкоджень) модулів ГТД. У випадку, якщо модулі мають однакову інтенсивність відмов, перевага модульного методу практично не виявляється. Однак з досвіду експлуатації модульних ГТД випливає, що за інтенсивністю відмов (пошкоджень) модулі істотно відрізняються один від одного. Тому максимальний коефіцієнт використання модульних ГТД можна одержати лише при забезпеченні раціонального співвідношення модулів, обумовленого інтенсивністю їх відмов, широким упровадженням засобів автоматизованого контролю та оснащенням експлуатаційних авіапідприємств базових аеропортів відповідним устаткуванням, стендами, залученням кваліфікованих авіафахівців з діагностування і прогнозування надійності силових установок ПС.

Промивання газоповітряного тракту ГТД

Погіршення параметрів ГТД у процесі експлуатації через вплив різних експлуатаційних факторів на проточну частину в більшості випадків є наслідком повільного протікання процесів «засмічення» газоповітряного тракту ГТД, які призводять до зміни форми і розмірів проточної частини, що, в свою чергу, спричиняють зміну характеристик вузлів, основних параметрів двигуна.

Одним з найбільш прийнятних в експлуатаційних умовах методів відновлення (стабілізації) параметрів ГТД є промивання його газоповітряного тракту з метою видалення забруднень, що нагромадилися на поверхнях деталей, відновлення їх аеродинамічних форм, а також геометричних розмірів перерізів проточної частини.

Хімічний аналіз забруднень, що відклалися на лопатках компресора низького тиску першого ступеня одного з типів двигунів, показав наявність у їх складі таких хімічних елементів: кремнію, заліза, магнію, алюмінію, міді, свинцю. Товщина шару забруднення залежно від розташування місця виміру за профілем і висотою лопатки становить 2...14 мк. Середнє значення маси відкладень на одній лопатці – 0,1...1,0 мг при щільності $\rho = 3,12 \text{ г/см}^3$.

Способами видалення забруднень із твердої поверхні є такі:

- механічний вплив шляхом зіткнення крапель рідини з поверхнею;
- хімічний вплив розчину на забруднення;
- винесення частинок бруду краплями рідини.

Миючий розчин має задовольняти такі вимоги:

- якісне відмивання забруднень;
- зручність застосування в експлуатаційних умовах;
- відсутність корозійної дії на деталі двигуна.

Таким вимогам задовольняє двопроцентний розчин миючого засобу «Аерол», що застосовується для зовнішнього миття ПС. Кількість миючого засобу для промивання газоповітряного тракту ГТД становить 9...12 л/м² поверхні, що очищають. При цьому застосування намагніченої води для розчину дає можливість значно скоротити витрати миючого засобу.

Установка для промивання газоповітряного тракту ГТД містить балон із стисненим повітрям і миючою рідиною, вентиля, редуктори, крани, манометри, фільтри, клапани, змішувач, форсуночне кільце подачі миючого розчину на вхід двигуна, а також ємності для збору використаного миючого розчину.

Досвід експлуатації ГТД свідчить, що оптимальна періодичність промивання становить 250–300 годин напрацювання. В результаті досягається високий річний економічний ефект.

7.9. Особливості технічного обслуговування поршневих авіадвигунів

Характерні відмови та ушкодження ПД, їх причини і наслідки

У робочих елементах поршневих двигунів (ПД) на відміну від ГТД відбувається тертя ковзання і кочення. Причому тертя ковзання (циліндро-поршневої групи) супроводжується значним тепловиділенням, що обумовлює необхідність надійної роботи систем змащення й охолодження. Крім того, ПД мають також досить складні системи газорозподілу і запалювання, які складаються з багатьох дуже навантажених деталей, що піддаються у процесі експлуатації різним відмовам і пошкодженням. Це приводить до необхідності проведення при технічному обслуговуванні ПД відповідних регулювальних і профілактичних робіт.

До характерних експлуатаційних відмов та пошкоджень елементів ПД належать:

1. Тріщини гільз і головок циліндрів у міжреберній частині, причинами яких можуть бути як конструктивно-виробничі недоліки (неякісний матеріал, недосконала технологія виготовлення і т.д.), так і експлуатаційні фактори: перегріву двигуна, перезатягування свічок запалювання, гідроудари при запуску та ін. Ознаками зазначених пошкоджень є: сліди прориву вихлопних газів на ребрах головок циліндрів; сліди підтікання масла на циліндрах і капотах двигуна; підвищене трясіння двигуна.

2. Негерметичність з'єднань вхідних і вихлопних систем внаслідок втрати пружності ущільнень і ослаблення затягування закріплюючих гвинтів і шпильок. Ознаки – аналогічні зазначеним вище.

3. Підвищений знос поршнів, поршневих кілець, гільз циліндрів за таких причин: роботи ПД в умовах заповиленості повітря; перегрівання двигуна й масла; забруднення масла; розрегулювання зазорів (малого і великого) між поршнем і циліндром. Ознаками таких пошкоджень є: підвищене трясіння двигуна; спадання його потужності; підвищена витрата

масла; підвищена температура масла і головок циліндрів; викид масла із системи суфлювання.

4. Обгоряння й обривання грибка клапана випуску газу внаслідок таких причин: перегріву і короблення клапана; зносу і руйнування фаски клапана; використання неякісного бензину; потрапляння під клапан твердих частинок у вигляді нагару. Ознаками цих відмов та пошкоджень є: підвищене трясіння ПД; спадання компресії; свист на режимі малого газу.

5. Порушення зазорів між ріжками важелів і штоками клапанів системи газорозподілу з причин спрацювання деталей механізму газорозподілу; осідання або подовження клапана; слабкого затягування гвинта важеля клапана. Ознаками цього явища є трясіння двигуна і спадання його потужності.

6. Розрегулювання системи запалювання.

Типові роботи при технічному обслуговуванні ПД

1. Зовнішній огляд ПД з метою виявлення підтікання масла, бензину із з'єднань агрегатів і членувань деталей, перевірка закріплення основних агрегатів і деталей.

У випадку неможливості визначити місця витікання масла, бензину або гідрорідини через забруднення двигуна маслом необхідно очистити його від забруднень, потім запустити двигун і тільки після цього знайти місце пошкодження. Місце підтікання виявляється за кольором плям: червоні або сині, якщо використовується етилований бензин; білі – неетилований бензин.

2. Перевірка технічного стану системи постачання бензину до двигуна.

Для виявлення підтікання бензину оглядають карбюратор або агрегат безпосередньої подачі, членування їх деталей і з'єднання бензинових трубопроводів із зазначеними агрегатами.

3. Перевірка компресії (ступеня герметичності) циліндрів дозволяє виявити знос поршневих кілець, наявність прогару поршнів, знос гільз циліндрів і негерметичність клапанів впуску і випуску. Ця робота виконується при використанні теплого двигуна з температурою головок циліндрів 10...40 °С за допомогою манометра з перехідником, що загвинчується в отвір під свічку запалювання. При цьому тиск у циліндрі має бути не менше 3 кг/см².

4. Огляд дзеркала циліндрів за допомогою оптичного пристосування, яке вводиться в отвір під свічку запалювання. Внутрішня поверхня циліндра підсвітлюється лампою, а через оптичну систему авіафахівець оцінює технічний стан поверхонь: можливі задирки, прогари, нерівномірний знос.

5. Обслуговування системи повітряного охолодження. При цьому очищаються охолоджувальні ребра циліндрів від забруднень, пилу, масла і потім перевіряється їх технічний стан: відсутність тріщин, пошкодження

фарби, слідів зміни кольору на металі головок циліндрів та інших пошкоджень.

6. Перевірка чистоти й очищення масляних і бензинових фільтрів.

7. Регулювання карбюратора або насоса безпосередньої подачі бензину.

8. Перевірка і регулювання зазорів механізму газорозподілу між ріжком важеля і штоком клапана.

Величина зазору змінюється залежно від температурного стану двигуна. Нормальний зазор на холодному двигуні дорівнює 0,5 мм, на гарячому – 1,9 мм. Якщо зазор менше припустимого (аж до нульового), то клапан може виявитись відкритим, у результаті чого погіршується наповнення циліндра, виникає підвищене трясіння двигуна. Якщо зазор більше припустимого, то збільшуються швидкість підйому та усадка клапана, що спричиняє великі динамічні навантаження (клапан може зруйнуватися).

У результаті зносу клапана зазор постійно збільшується, тому виникає необхідність постійного його контролю і регулювання. Перевірку зазорів між роликом і штоками клапанів слід виконувати на холодному двигуні при повністю закритому положенні клапана, коли поршень знаходиться у верхньому мертвому положенні в такті стискування. Тому зазори перевіряють при температурі головок циліндрів не більше 10...40 °С за допомогою щупа, а регулювання – за допомогою регулювального гвинта на іншому плечі важеля.

9. Важливою і характерною роботою є перевірка системи запалювання.

Періодично виконується перевірка зазорів у переривнику магнето і їх регулювання. Зазор між контактами переривника магнето впливає на кут випередження запалювання (у градусах кута повороту колінвала). При цьому нормальний кут випередження запалювання існує при визначеному зазорі між контактами переривника.

Унаслідок електроерозійного і механічного зносу бігунка і кулачка зазор між контактами магнето збільшується, через що зростає і кут випередження запалювання. При цьому відбувається раннє запалювання паливно-повітряної суміші, при якому робочий процес закінчується у верхньому мертвому положенні поршня. Це знижує ККД двигуна, є можливим виникнення детонації.

Якщо з якої-небудь причини (наприклад, при неправильному установленні магнето) кут випередження запалювання менше, то відбувається неповне згоряння паливно-повітряної суміші. У цьому випадку також зменшується ККД двигуна, збільшується температура, двигун перегрівається. Тому періодично з появою ознак, що свідчать про розрегулювання випередження запалювання, виконується перевірка і регулювання зазору між контактами переривника магнето. Ця перевірка здійснюється щупом у момент повного розмикання на знятому магнето.

Установлення магнето виконується за допомогою спеціальних пристосувань. Правильність установлення магнето перевіряється так: запускається двигун і виключається одне з двох магнето. При цьому, якщо друге магнето встановлено правильно, то зменшення обертів двигуна не має перевищувати 100 об/хв.

Виконується також перевірка справності проводки запалювання шляхом послідовного «продзвонювання» ділянок проводки. Особливо важливо проводити цю роботу в зимовий період, коли проводка запалювання може бути пошкоджена при підігріві двигунів перед запуском. У деяких випадках на ПД перевіряються свічки щодо іскровиникнення і герметичності.

Відмови та пошкодження елементів системи запалювання спричиняють трясіння двигуна, його невпевнену роботу, зниження потужності.

З розглянутих вище деяких особливостей експлуатації поршневих двигунів видно, що у всіх випадках їх технічне обслуговування є більш трудомістким, ніж газотурбінних двигунів. Регульвальні роботи при заміні ПД або карбюратора досить трудомісткі, потребують наступного запуску двигуна і високої кваліфікації технічного авіаперсоналу.

Особливості технічного обслуговування повітряних гвинтів

Повітряний гвинт (ПГ) літака є агрегатом, який призначений для створення сили тяги. Вона являє собою реакцію повітряного потоку, що відкидається гвинтом. Створюючи силу тяги, повітряний гвинт перетворює механічну енергію двигуна (потужність на валу приводу гвинта) у роботу, що виконується при поступальному русі повітряного судна.

Конструктивно ПГ літака містить: комплект лопатей (від 2 до 6); корпус (втулку) гвинта; циліндрову групу (циліндр, поршкову групу, мастилопроводи і різні захисні пристрої).

У процесі експлуатації за ПГ літаків потрібен ретельний догляд, що пов'язано із складністю їх конструкцій і напруженими умовами роботи (наприклад, відцентрові сили лопатей гвинта, що прагнуть відірвати їх від втулки, досягають для деяких типів ПГ 50 т і більше).

До найчастіших пошкоджень ПГ, що зустрічаються в експлуатації, належать механічні пошкодження лопатей (ум'ятини, забоїни, тріщини). Причиною їх виникнення у більшості випадків є поганий стан рульових доріжок, ЗПС і місць стоянки літаків. При цьому шматки бетону, шлаку та дрібні камені потрапляють у гвинт на працюючому двигуні як при русі літака по поверхні, так і при роботі двигунів на стоянці внаслідок зтягування предметів у площину обертання гвинта.

Усяке механічне пошкодження лопатей є концентратором напруг, тому при оглядах їх необхідно ретельно дефектувати. При дефектації лопатей ПГ не допускаються до експлуатації, якщо на них виявлені:

- будь-які тріщини;
- погнутість більше припустимої величини;

– механічні ушкодження (забоїни, подряпини, ум'ятини) більше припустимої величини і менше припустимих відстаней між ними;

– поперечні подряпини і забоїни будь-якого розміру на ділянці від кореневої частини до контрольного перетину, що дорівнює 0,75 радіуса гвинта;

– корозія, що охоплює площу більше припустимої;

– прогари, наскрізні пробоїни нагрівальних накладок;

– спучування або розтріскування нагрівальних накладок, а також відклеювання більше п'яти пелюстків нагрівальних накладок.

Невеликі механічні ушкодження лопатей рекомендується усувати, не знімаючи гвинт з літака. Усунення цих ушкоджень виключає можливість появи концентрації напруг, що знижують міцність лопатей, а також відновлює їх аеродинамічні властивості.

В аеродромних умовах можна усувати такі ушкодження лопатей гвинта:

– забоїни на передній, задній крайках лопатей, глибиною не більше припустимої величини (як правило, 3 мм). Їх усувають запилуванням із плавним виходом на крайки і таким же плавним заокругленням по контуру (профілю). Особливо ретельно слід обробляти ушкоджені місця на передній крайці, щоб не порушити загальної епюри розподілу тяги по профілю лопаті і тим самим не знизити ККД гвинта;

– подряпини, ум'ятини і забоїни на поверхні робочої сторони лопаті глибиною не більше припустимої величини (як правило, не більше 0,5 мм). Їх усувають за допомогою шабера з наступним шліфуванням. При цьому слід зберігати плавний перехід до неушкодженої поверхні лопаті;

– забоїни і рвані місця на кінцях лопатей глибиною не більше припустимої величини. Ці пошкодження усувають запилуванням за обраним шаблоном з наступним шліфуванням. За цим же шаблоном обробляють кінець протилежної лопаті для запобігання порушенню вагового балансування гвинта.

Ділянки пера лопаті, які слід зачистити, мають бути після закінчення оброблення зафарбовані для захисту від появи корозії.

Характерними експлуатаційними відмовами та пошкодженнями ПГ також є:

– порушення балансування лопатей гвинта;

– лопаті не встановлюються у флюгерне положення або не виводяться з нього;

– підтікання масла з-під обтічника втулки гвинта;

– відмова елементів системи захисту гвинта від обмерзання.

Підтікання масла з втулки гвинта не допускається. Якщо виявлено підтікання масла з-під гайки циліндра гвинта, то це пошкодження усувають в аеродромних умовах шляхом зняття циліндрової групи і заміни неякісної манжети.

З появою течі і масла зі стаканів лопатей через неякісні гумові ущільнення гвинт, як правило, передають у ремонтні підприємства.

У зимовий час при низьких температурах навколишнього повітря перед запуском підігривають двигун, циліндрову групу і втулку гвинта гарячим повітрям від аеродромних підігрівників. Для цього гвинт і двигун накривають чохлам, під який подають гаряче повітря, а в чохлі роблять спеціальні клапани для створення циркуляції гарячого повітря навколо втулки гвинта.

З'єднання ПГ з валом редуктора на літаках з ТВД і ПД виконуються по-різному.

Так, на літаках із ТВД (Ан-12, Ан-24 та ін.) ПГ закріплюються плоскими фланцями зі шліцами. При ТО таких гвинтів контролюють:

- відсутність підтікання масла з-під обтічника втулки гвинта;
- стан лопатей і нагрівальних елементів на їх передній крайці;
- відсутність люфтів і стан кільця-замка обтічника;
- стан ущільнювальних кілець;
- величину биття лопатей на контрольному радіусі;
- момент затягування гайок закріплення фланців.

На літаках з ПД (Ан-2, Іл-14) закріплення ПГ забезпечується за допомогою шліців на валі редуктора і внутрішнього конуса гвинта. При ТО таких гвинтів перевіряють:

- правильність посадки гвинта на конуси вала редуктора (площа прилягання конусів не менше 75 %);
- моменти затягування гайок переднього конуса, мастилопроводу і штуцера;
- момент затягування стягуювального хомутика лопатей;
- стан лопатей і їх нагрівальних елементів;
- величину биття лопатей на контрольному радіусі.

7.10. Запитання для самоконтролю

1. Проаналізуйте вплив умов навколишнього середовища на експлуатаційні характеристики ГТД.

2. Як впливають умови льотно-технічної експлуатації на працездатність силових установок ПС?

3. Який вплив має якість застосованих ПММ і технічного обслуговування авіадвигунів на їх технічний стан?

4. Укажіть основні причини виникнення відмов і пошкоджень сучасних ГТД.

5. У чому полягає відмінність раптових і поступових відмов (пошкоджень) елементів конструкції силових установок?

6. За якими основними статистичними показниками оцінюється експлуатаційна надійність авіадвигунів?

7. Назвіть основні правила техніки безпеки при ТО ГТД.

8. Укажіть характерні несправності, їх причини і наслідки, методи і засоби контролю технічного стану компресорів ГТД.

9. Проаналізуйте характерні відмови і пошкодження, їх причини та наслідки, методи і засоби контролю технічного стану камер згоряння ГТД.

10. Опишіть характерні несправності, їх причини і наслідки, методи і засоби контролю технічного стану турбін ГТД.
11. Які характерні несправності, їх причини і наслідки властиві деталям ГТД, що омиваються маслом?
12. Укажіть характерні відмови (пошкодження) і основні правила ТО масляних систем ГТД.
13. Проаналізуйте характерні несправності та основні правила ТО систем паливостачання ГТД.
14. Як впливає на працездатність паливних систем ПС наявність води в паливі?
15. Які заходи застосовуються для попередження негативних наслідків, що впливають на роботу паливних систем ПС за наявності води в паливі?
16. Укажіть основні правила заправлення ПС паливно-мастильними матеріалами.
17. Які технологічні операції виконуються при заміні авіадвигунів на ПС?
18. Опишіть технологію повної і часткової консервації ГТД.
19. Як проводять консервацію ГТД?
20. Коли і як виконують регулювання ГТД у процесі їх експлуатації?
21. У чому полягають особливості ТО двигунів модульних конструкцій?
22. Опишіть технологію промивання газоповітряного тракту ГТД.
23. Укажіть характерні несправності елементів конструкції поршневих авіадвигунів, їх причини і наслідки.
25. У чому полягають особливості ТО повітряних гвинтів літаків?

8. ОСОБЛИВОСТІ ЕКСПЛУАТАЦІЇ І ТЕХНІЧНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ ВЕРТОЛЬОТІВ

8.1. Характеристика конструктивних особливостей зовнішніх навантажень і умов експлуатації вертольотів

На відміну від літака вертоліт – це літальний апарат, який може виконувати вертикальний зліт і посадку, нерухомо висіти в повітрі і переміщатися в будь-якому напрямку за допомогою сил і моментів, що виникають при обертанні одного чи декількох несучих гвинтів (НГ). Вертоліт впевнено зайняв своє особливе місце в народному господарстві і військовій справі. За порівняно короткий термін він став самим поширеним в усьому світі ПС, здатним виконувати різноманітні завдання.

У загальному випадку польоту на вертоліт одnogвинтової схеми, як на матеріальне тіло, що рухається, діють такі основні сили і моменти: сила тяги несучого гвинта T , що є рівнодіючою поздовжньої сили руху T_x , підйомної T_y і поперечної T_z ; сумарна сила аеродинамічного опору X вертольота; сила тяги рульового гвинта (РГ) T_{pg} , що на плечі l врівноважує

реактивний момент НГ M_p ; сила ваги вертольота G ; моменти від складових сили тяги і від аеродинамічних сил, що виникають на несучих елементах вертольота. На рис. 8.1 зображені сили, що діють на вертоліт при горизонтальному польоті з постійною швидкістю, коли всі сили і моменти врівноважені: $T \approx T_y = G$; $T_x = X$; $T_z = T_{p2}$; $M_p = T_{p2} l$.

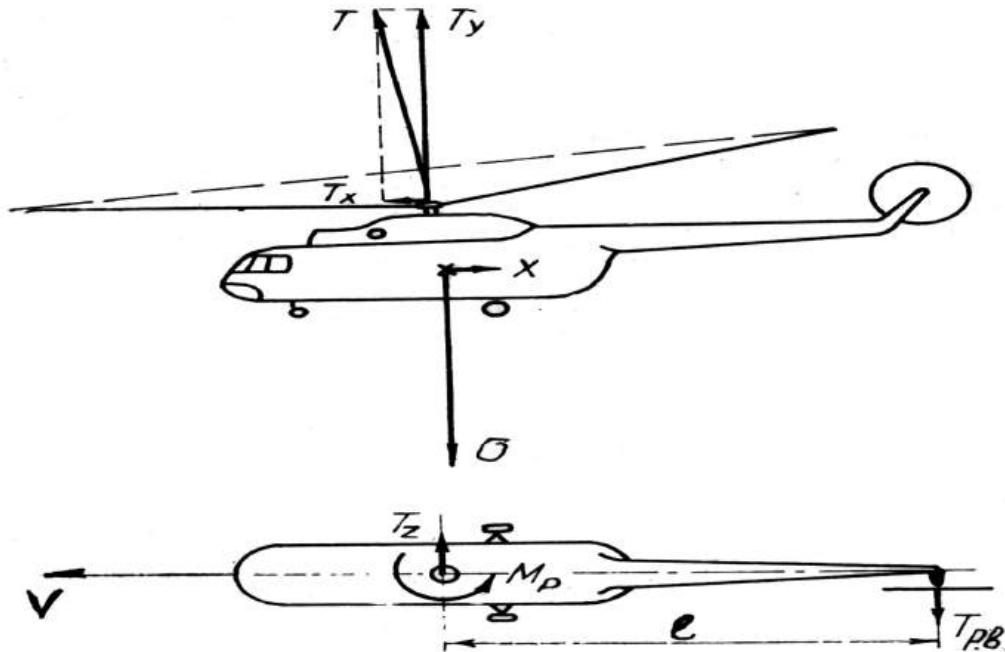


Рис. 8.1. Сили, що діють на вертоліт у горизонтальному польоті

Для здійснення маневрів льотчик змінює величину і напрямок тяги несучих і рульових гвинтів, що приводить до появи прискорень і моментів, які забезпечують зміну величини або напрямку вектора швидкості польоту. Аеродинамічні сили і моменти, що діють на вертоліт, залежать від його конструктивних параметрів, аеродинамічних характеристик, кінематичних параметрів режиму польоту, керуючих дій льотчика, стану атмосфери.

При стоянці сила ваги вертольота врівноважується реакціями ґрунту, що діють на опори шасі. У момент посадкового удару сума реакцій ґрунту може в кілька разів перевищувати масу вертольота в результаті дії інерційних сил, що виникають при «гасінні» вертикальної швидкості зниження.

Рівень навантаження характеризується величиною перевантаження.

Значні перевантаження на вертольотах виникають при польоті в неспокійній (турбулентній) атмосфері. Вплив вертикальних поривів повітря є причиною зміни кута атаки, НГ, а отже, його тяги.

Максимально припустима в експлуатації величина перевантаження сучасних вертольотів може досягати величини $n_y = 3-4$.

Таким чином, у процесі експлуатації вертоліт піддається різним за характером і величиною навантаженням: статичним (постійним, що повільно змінюються за часом), динамічним (ударним і вібраційним). Тому міцність конструкції в період льотної експлуатації не залишається

незмінною. Великі навантаження, близькі до граничних, можуть спричиняти залишкові деформації в її елементах. Невеликі, але багаторазово повторювані навантаження призводять до появи і збільшення тріщин від утомленості, що послаблюють конструкцію.

На відміну від літаків вертольоти найчастіше базуються на маловлаштованих ділянках, покритих пилом, піском, травою, снігом, льодом. Крім цього, несучі гвинти вертольотів є причиною місцевих вихрових потоків, що піднімають як дрібні, так і великі частинки, що потрапляють на зовнішню поверхню, у вхідні пристрої двигунів, лопаті гвинтів, деталі шасі. В результаті відбувається знос деталей тертя, абразивний знос лопатей НГ і РГ, лопаток газотурбінних двигунів. До того ж виникають ушкодження у вигляді ум'ятин, подряпин, рисок, забоїн і т.д. Усе це призводить до поступового зниження експлуатаційної міцності конструкції і змушує обмежувати ресурс вертольота (тобто його налітання у годинах).

У процесі експлуатації на конструкцію також постійно діють перепади температур, атмосферні опади, сонячна радіація і т.д. Вплив цих факторів спричиняє корозію елементів конструкції, розтріскування засклення, гумотехнічних виробів та інших неметалічних деталей, ушкодження захисних покриттів. У результаті необхідно обмежувати календарний час експлуатації авіатехніки (термін служби).

Таким чином, усі зазначені вище експлуатаційні фактори, що знижують міцність і експлуатаційні якості конструкції, призводять до обмеження її довговічності, порушень вимог безпеки польотів, зниження ефективності експлуатації.

Характерною рисою вертольотів є також підвищений рівень вібраційних (коливальних) навантажень. За природою виникнення коливальні рухи поділяють на змушені, власні і самозбудні (автоколивання).

Змушені коливання (вібрації) спричиняються зовнішніми періодичними силами, що є збудливими, і відбуваються з частотою, що дорівнює частоті збудливих сил.

До власних належать коливання, що продовжуються після припинення дії збудливих сил. Причому кожна окрема конструкція має певну частоту власних коливань, яка не залежить від збудливої сили, а визначається масою і твердістю конструкції. Чим більша маса конструкції, тим менша частота власних коливань. Чим більша твердість конструкції, тим більша частота її власних коливань. Власні коливання завжди є загасаючими. Однак, якщо частоти збудливих сил зближуються з частотою власних коливань конструкції, то виникають небезпечні явища резонансу з амплітудою коливань, що збільшується.

На вертольоті знаходиться багато джерел збудливих сил, що є причиною змушених вібрацій. До таких джерел належать: несучий і рульовий гвинти, силова установка, редуктори, вали трансмісії й ін. Вони створюють декілька сотень різних коливань окремих частин і всього вертольота в цілому. Причому кожне з цих джерел створює збудливі сили

з певною частотою. Наприклад, частота збудливих сил НГ коливається в межах 10–20 коливань у секунду, РГ збуджує сили з частотою 30–50 коливань у секунду. Ще більш високу частоту збудливих сил створюють вали і редуктори: від 50 до кількох сотень коливань у секунду. Силова установка є джерелом виникнення широкого спектра збудливих сил з частотою 600–1000 коливань у секунду.

Основним джерелом вимушених вібрацій є НГ із шарнірною підвіскою лопатей. Коливання лопатей відносно всіх шарнірів також є причиною багатьох вібрацій. Вібрації від лопатей НГ і РГ передаються через втулки і потік повітря, що відкидається лопатями. Цей потік потрапляє на хвостову і кінцеву балки у вигляді періодичних імпульсів і спричиняє вібрації вертольота в цілому.

Вимушеним вібраціям піддаються всі частини вертольота, але амплітуда цих вібрацій різна. Величина амплітуди залежить від твердості конструкції, близькості джерела збудливих сил, їх величини і місць прикладення, від ступеня близькості резонансу. При цьому ступінь близькості резонансу визначається за відносною частотою ν , що дорівнює відношенню частоти збудливих сил $n_{збуд}$ до частоти власних коливань $n_{влас}$:

$$\nu = n_{збуд} / n_{влас}.$$

Найбільша деформація чи найбільша амплітуда виникає при резонансі $\nu=1$. Тому резонансні вібрації дуже небезпечні: вони можуть призвести до руйнування конструкції.

Таким чином, для зменшення деформації конструкції необхідно знижувати ступінь близькості резонансу шляхом зміни частоти власних коливань. Якщо частота збудливих сил висока, то частоту власних коливань треба зменшувати. Для усунення резонансу при закріпленні двигуна до фюзеляжу використовують гумові амортизатори, що зменшують твердість вузлів кріплення і частоту власних коливань та збільшують відносну частоту ($\nu > 1,5$). З іншого боку, НГ створює збудливі сили низької частоти, тому головний редуктор закріплюється до рами жорстко, без амортизатора. Таке кріплення збільшує частоту власних коливань і в результаті відносна частота є значно меншою 0,5.

Найчастіше піддаються вимушеним вібраціям тяги проводки керування вертольотом. Тому особливо важливо не допустити резонансу тяг. Для цього визначають частоту власних коливань тяги і, якщо вона близька до частоти збудливих сил у тому місці, де розташована тяга, то власну частоту її коливань треба змінити. При цьому для збільшення частоти власних коливань слід збільшувати діаметр тяги або зменшувати її довжину. Якщо тяги довгі, то для зменшення їх довжини і збільшення частоти застосовуються роликові опори. Іноді використовують інерційні демпфери (вантаж, розташований усередині тяги, ближче до її середини,

між двома гумовими заглушками), що призводять до швидкого загасання вібрацій.

Вимушені вібрації частин вертольота в звичайних умовах бувають незначними, їх амплітуда вимірюється сотими або десятими частками міліметра. Однак в деяких випадках при порушенні умов експлуатації вони можуть стати небезпечними і спричинити такий вид вібрацій, як самозбудні (або автоколивання): земний або повітряний резонанс, флатер лопатей НГ та ін.

Найчастіше посилення вібрацій є причиною пошкодження окремих елементів конструкції (зменшується їх твердість і виникає резонанс), порушення регулювання частин конструкції і вагового балансування. Межа припустимих вібрацій визначається за їх дією на конструкцію й організм людини. Вібрації вважаються припустимими, якщо вони не ведуть до руйнування конструкції і не спричиняють неприємних відчуттів у людини. Чим більша частота коливань, тим менша амплітуда вібрацій, яка безболісно витримується людиною.

8.2. Вплив експлуатаційних факторів на автоколивання вертольота

Поряд із власними і вимушеними коливаннями в умовах експлуатації вертольотів зустрічаються кілька видів автоколивань (самозбудних вібрацій), що виникають під впливом певних експлуатаційних факторів. До останніх належать постійно діючі аеродинамічні, масові та інерційні сили і моменти при роботі НГ і переміщенні вертольота по землі й у повітрі, які перетворюються в періодичні, а постійний рух стає коливальним. До цих факторів необхідно ще додати збіг частоти періодичних сил з частотою власних коливань, що призводить до резонансних явищ.

На вертольотах розрізняють три характерних види автоколивань: земний резонанс, автоколивання вертольота у польоті (повітряний резонанс) і флатер лопатей несучих гвинтів.

Земним резонансом називають самовільне виникнення поперечних коливань вертольота на землі з наростаючою амплітудою, тобто розгойдування вертольота з одного боку в інший на основних стояках шасі при його переміщенні по землі. Амплітуда таких автоколивань зростає досить швидко і, якщо їх не демпфірувати, вони можуть призвести до перекидання (завалювання на бік) вертольота. Причому автоколивання типу земний резонанс властиві вертольотам, що мають несучі гвинти з вертикальними шарнірами (ВШ), і їх немає у вертольотів без ВШ. Джерелом цих коливань є неврівноважена відцентрова сила НГ, що виникає через зміщення загального центра мас лопатей відносно осі обертання гвинта. Такі умови можливі в результаті появи коливань лопатей у площині обертання від якого-небудь імпульсу (різкого і сильного пориву вітру, рулювання і розбігу при зльоті по нерівному ґрунті або грубої посадки по-літаковому й т.д.). При цьому обертова неврівноважена

відцентрова сила починає розгойдувати вертоліт. Якщо частота власних коливань вертольота на пружному шасі збігається з круговою частотою коливань загального центра мас лопатей і переміщенням невірноваженої відцентрової сили відносно осі обертання НГ, настає резонанс. Амплітуди коливань вертольота на шасі різко зростають, що призводить до ще більшого зміщення центра мас гвинта від осі обертання, зростання амплітуди коливань лопатей відносно ВШ і подальше збільшення невірноваженої відцентрової сили. Це, у свою чергу, призводить до подальшого збільшення розгойдування вертольота і може завершитися його руйнуванням, тобто виникають самозбудні коливання, що і одержали назву земного резонансу. Джерелом енергії, що забезпечує і підтримує прогресуючий розвиток цих автоколивань, є працююча силова установка та частота обертання НГ.

Крім того, коливання підсилюються дією гіроскопічного моменту рульового гвинта. Розвиваючи високу частоту обертання, РГ має великий гіроскопічний момент і прагне зберегти незмінним положення своєї осі обертання. При розгойдуванні вертольота положення осі обертання РГ змінюється, отже, виникають великі моменти, які закручують кінцеву і хвостову балки фюзеляжу. Тому реальна картина земного резонансу є більш складною і залежить від багатьох інших факторів.

Колівання вертольота на шасі при земному резонансі відбуваються переважно в поперечній площині через те, що довжина його фюзеляжу набагато більша ширини, а тому і момент інерції вертольота відносно поперечної осі значно перевищує (у 4–5 разів) момент інерції відносно його поздовжньої осі.

Для того, щоб виключити фактори, які сприяють виникненню земного резонансу, потрібно забезпечити необхідне демпфірування як інерційних коливань лопатей НГ відносно вертикальних шарнірів, так і пружних коливань вертольота на шасі.

Для гасіння коливань лопатей у площині обертання з метою запобігання земному резонансу застосовуються демпфери вертикальних шарнірів лопатей НГ, що поглинають енергію коливань і розсіюють її в навколишнє середовище. Використовуються фрикційні, гідравлічні й пружинно-гідравлічні демпфери ВШ.

Для запобігання виникненню земного резонансу, крім демпфірування коливань лопатей у площині обертання необхідно виводити частоти власних коливань вертольота на шасі за першою і другою формами за межі робочого діапазону частоти обертання НГ.

Це вдається шляхом використання спеціальних конструктивних заходів з протидії земному резонансу: застосування у конструкції головних стояків шасі двокамерних амортизаторів, амортизаторів зі спеціальними клапанами, що забезпечують зменшення прохідних отворів для рідини при невеликих перепадах тисків (при коливаннях вертольота) і збільшення прохідних отворів при великих перепадах тисків (при посадці з великою

вертикальною швидкістю), амортизаторів зі збільшеним гідроопором при зворотному ході; використання системи перетікання рідини з камер високого тиску головних стояків шасі за допомогою пружинного демпфера для почергового зниження твердості амортизаторів і відповідно частоти власних поперечних коливань вертольота на шасі.

Зазначені конструктивні заходи при правильній експлуатації вертольота гарантують запобігання виникненню земного резонансу. Однак порушення правил експлуатації несучої системи, шасі вертольота і помилки в пілотуванні можуть сприяти появі цього небезпечного виду автоколиваний. Так, до виникнення земного резонансу можуть призвести несправності демпферів ВШ лопатей несучого гвинта: повітряні пробки в гідродемпферах, а також їх неправильне регулювання, тобто розходження характеристик демпферів окремих лопатей, недостатня кількість гідрорідини в компенсаційному бачку. Сприяють земному резонансу надмірний або нерівномірний тиск в амортизаторах шасі, недостатня і неоднакова зарядка пневматиків коліс, порушення співконусності лопатей НГ.

Найбільш небезпечними помилками льотної експлуатації, що призводять до виникнення земного резонансу, є випадки грубої посадки на один основний стояк або відрив одного колеса при зльоті з розбігом, рулювання при сильному бічному вітрі, наїзд на нерівність землі на великій швидкості, різке й інтенсивне відхилення ручки керування для парирования нахилення вертольота.

Сполучення зазначених факторів з відхиленням від норми експлуатаційних параметрів НГ і шасі створює реальні умови для виникнення явища земного резонансу.

У двогвинтових вертольотах поздовжньої схеми є можливими автоколивання, що аналогічні за фізичною суттю земному резонансу, і в польоті (повітряний резонанс). Цей вид автоколиваний сполучує коливання лопатей НГ відносно вертикальних шарнірів і пружних елементів конструкції вертольота. Неврівноважена відцентрова сила НГ, що виникає при колюваннях лопатей, призводить до коливань валів трансмісії, деформації елементів підредукторної рами, силових елементів фюзеляжу, стабілізатора та ін. При збігу частоти коливань лопатей НГ із частотою власних коливань пружних елементів конструкції вертольота виникає повітряний резонанс, що супроводжується сильним трясінням вертольота.

Флатером лопатей НГ називають такі самозбудні коливання, що виникають під дією аеродинамічних, пружних та інерційних сил при обертанні лопатей. Флатер є дуже небезпечним, тому що зростання амплітуди коливань відбувається дуже швидко (протягом декількох секунд) і призводить до руйнування лопатей і НГ.

При обертанні НГ лопаті здійснюють махові рухи, гнучкі і крутильні коливання під дією змінних аеродинамічних сил. У процесі коливань лопатей виникають також демпфювальні аеродинамічні сили і сили

внутрішнього тертя в конструкції лопатей і підшипниках втулки. Тому амплітуди коливань лопатей визначаються балансом енергії цих сил. При деяких умовах енергія збудливих сил перевищує енергію сил, які їх демпфують, що веде до необмеженого зростання амплітуди коливань, тобто виникає флатер. Розрізняють два види флатера: маховий і гнучко-крутильний.

Маховим називають флатер, при якому лопаті здійснюють махові рухи відносно горизонтальних шарнірів і який супроводжується крутильними коливаннями відносно поздовжньої осі лопатей. Деформації вигину при цьому є незначними. Такий вид флатера характерний для лопатей із шарнірною підвіскою.

Гнучко-крутильним називають флатер, якщо при махових рухах лопатей переважними є деформації вигину і скручування. Цей вид флатера в чистому вигляді характерний для лопатей із жорстким кріпленням до втулки НГ.

Крутильні автоколивання в обох випадках відбуваються внаслідок пружних деформацій самих лопатей і елементів системи керування, а також у результаті дії компенсатора змахування лопатей. В обох видах флатера коливання лопатей є спільними, тобто махові коливання супроводжуються деформаційними.

Захист від флатера забезпечується такими конструктивними заходами:

- а) збільшенням жорсткості лопатей на скручування шляхом використання суцільнометалевих лопатей або композиційних матеріалів;
- б) підбором центрування лопатей шляхом зміщення центрів ваги перерізів лопатей вперед під дією спеціальних протифлатерних вантажів, розташованих у носку кінцевої частини лопатей;
- в) застосуванням аеродинамічних профілів з більш заднім розташуванням центра тиску, що підвищує їх запас за флатером;
- г) збільшенням жорсткості проводки керування.

У цей час використовуються досить надійні розроблені методи усунення флатера, що практично виключає можливість льотних подій з цієї причини. Однак в процесі експлуатації є необхідним постійний контроль характеристик НГ, які забезпечують задані запаси частоти обертання НГ і швидкості польоту вертольота за флатером.

Експлуатаційними факторами, що сприяють появі флатера лопатей, вважаються порушення їх вагового балансування і зменшення жорсткості конструкції. Причинами порушення вагового балансування лопатей, тобто неприпустимого зміщення назад їх центрів ваги, можуть бути: неправильне фарбування хвостових відсіків, потрапляння в них вологи, обмерзання лопатей, збільшення маси хвостових відсіків при виконанні ремонту. Зменшення жорсткості лопатей відбувається внаслідок прихованих руйнувань елементів конструкції. Флаттер виявляється за наявності сильного трясіння і "розмиву" конуса обертання лопатей.

Контроль запасу за флатером періодично здійснюється за методом М. Л. Міля. Суть його полягає в зміщенні центрів ваги лопатей назад на 2...3 % за допомогою спеціальних (провокаційних) вантажів, що встановлюються і закріплюються на задніх краях лопатей. При відхиленні ручки керування вперед на максимально припустимій частоті обертання НГ з'являються махові рухи лопатей. Якщо при цьому спостерігається порушення співконусності лопатей («розмив» конуса обертання), збільшення рівня вібрацій, то лопаті знімаються з експлуатації і відправляються в ремонт або на дороблення.

8.3. Умови експлуатації і технічного обслуговування несучої системи і трансмісії вертольота

Основними агрегатами несучої системи одногвинтових вертольотів є несучий і рульовий гвинти, а у двогвинтових вертольотів, крім несучих гвинтів, ще й хвостове оперення великої площі.

На переважній більшості сучасних вертольотів встановлюються гвинти із шарнірним кріпленням лопатей до втулки (рис. 8.2).

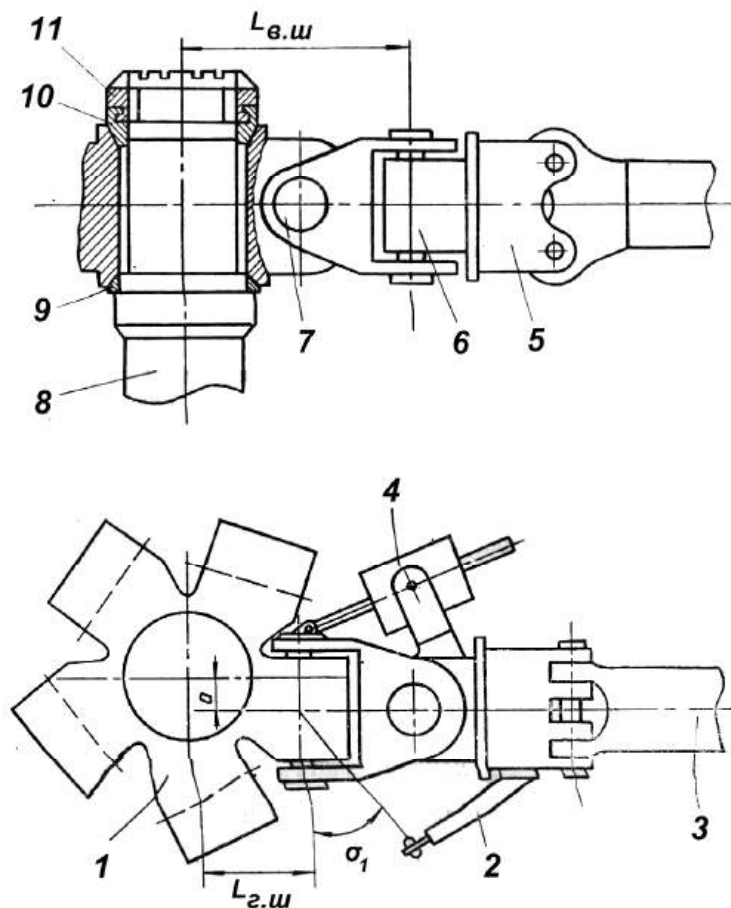


Рис. 8.2. Втулка НГ із шарнірним кріпленням лопатей:

- 1 – корпус втулки; 2 – важіль розвороту лопаті; 3 – лопать; 4 – демпфер вертикального шарніра; 5 – осьовий шарнір; 6 – вертикальний шарнір; 7 – горизонтальний шарнір; 8 – вал редуктора; 9 – нижнє кільце; 10 – верхнє кільце; 11 – гайка

На деяких типах швидкісних одногвинтових вертольотів для розвантаження НГ на максимальних швидкостях польоту в центральній частині фюзеляжу встановлюють невелике крило.

Конструктивно НГ і РГ складаються з втулки і двох-восьми лопатей. Залежно від способу кріплення лопатей до втулки розрізняють гвинти: із шарнірним кріпленням лопатей, на кардані і безшарнірні.

Несучий гвинт вертольота застосовують для створення аеродинамічних сил, які забезпечують висіння і переміщення вертольота в повітрі, а також його поздовжнє і поперечне управління.

Рульовий гвинт встановлюють тільки на одногвинтових вертольотах з механічним приводом НГ і використовують для урівноважування реактивного моменту НГ, а також для забезпечення курсового керування вертольотом.

НГ і РГ приводяться в обертання двигунами (ГТД чи ПД), які передають свою потужність на вали гвинтів через головний редуктор. При цьому РГ приводиться в обертання через трансмісію головним редуктором, на що витрачається близько 10...15 % потужності СУ.

Лопаті НГ вертольота призначені для створення підйомної сили. На сучасних вертольотах у більшості випадків лопаті мають близьку до прямокутної форму з відносною товщиною профілів 8...14 %, з геометричною та аеродинамічною скрученостями. Основою конструкції лопаті є лонжерон, який сприймає поздовжню і поперечну сили, моменти вигину і скручування. Найбільше поширення одержали суцільнометалеві лопаті з дюралюмінієвим (рис. 8.3) або сталевим лонжероном, а також лопаті, виконані з композиційних матеріалів.

1. Характерними експлуатаційними пошкодженнями лопатей НГ є:

- руйнування й обрив хвостових і носових відсіків;
- відривання нагрівальної накладки системи захисту при обмерзанні;
- помилкове спрацювання системи сигналізації пошкодження лонжерона;
- прогорання ізоляції нагрівальних елементів;
- руйнування гумових вкладишів між відсіками лопатей;
- механічні пошкодження і знос антиабразивних елементів (гумових накладок), лонжерона та обшивки відсіків;
- тріщини обшивки відсіків і кінцевого обтічника;
- місцеві порушення лакофарбових і гальванічних покриттів, корозійні пошкодження відкритих елементів конструкції;
- місцеві руйнування клейових з'єднань обшивки хвостових відсіків із сотовим блоком, лонжероном і нервюрами, а також клейових з'єднань нагрівальної накладки системи захисту від обмерзання.

Винятково рідкий випадок руйнування лонжерона і відриву частини лопаті в польоті призводить до інтенсивного трясіння фюзеляжу, що супроводжується частковою або повною втратою керованості вертольота, і

закінчується льотною подією. Основна причина руйнування лонжерона – наявність концентраторів напруг, що різко знижують його міцність від утомленості. Концентраторами напруг можуть бути різного роду виробничі дефекти або експлуатаційні пошкодження; металургійні дефекти матеріалу і його оброблення; корозійні ушкодження через агресивний вплив навколишнього середовища; фретинг-корозія в з'єднаннях лонжерона з наконечником і деталями каркаса; механічні пошкодження зовнішньої поверхні лонжерона.

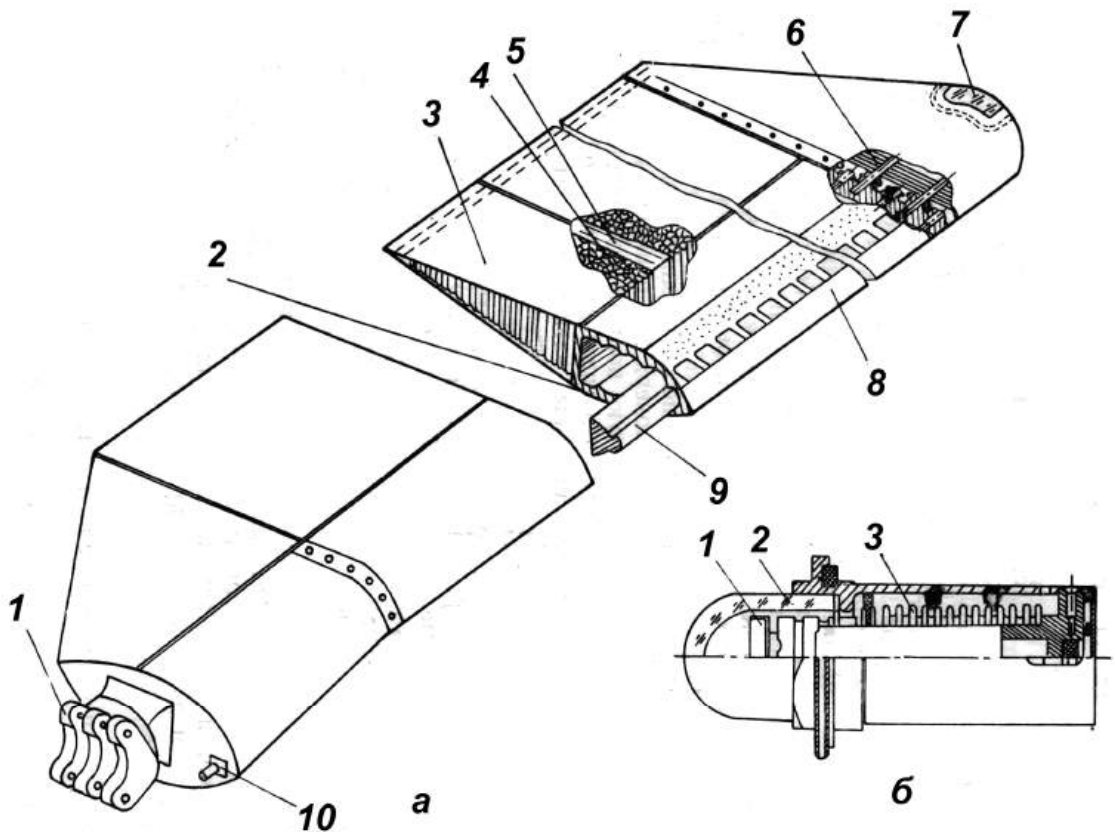


Рис. 8.3. Лопать НГ із дюралюмінієвим лонжероном:
 а – конструкція лопаті: 1 – наконечник для прикріплення лопаті до втулки;
 2 – лонжерон; 3 – хвостовий відсік; 4 – сотувий заповнювач;
 5 – міжвідсіковий вкладиш; 6 – пластини балансування; 7 – контурний вогонь;
 8 – захисне кування; 9 – протифлатерний вантаж;
 10 – сигналізатор пошкодження лонжерона;
 б – сигналізатор пошкодження лонжерона: 1 – червоний ковпачок;
 2 – прозорий ковпачок; 3 – сільфонний чутливий елемент

Причинами відмови системи сигналізації пошкодження лонжерона (СПЛ) можуть бути негерметичність кореневої і кінцевої заглушок, зарядного вентиля і сигналізатора, а також болтового з'єднання лонжерона з наконечником. Крім того, розгерметизація системи СПЛ іноді є наслідком надмірного затягування або пошкодження штуцера зарядки системи, а також руйнування ковпачка сигналізатора при установленні (знятті) лопатей на вертоліт.

Пошкодження відсіків лопатей більш часті, але набагато менш небезпечні, ніж пошкодження лонжеронів. Причинами пошкодження хвостових відсіків лопатей є: порушення клейового з'єднання обшивки із сотовим блоком або лонжероном; поява і розвиток тріщин від утомленості в обшивці; ушкодження відсіку від потрапляння сторонніх предметів. Розвиток тріщин від утомленості в обшивці хвостових відсіків відбувається повільно і може призвести до повного руйнування відсіку тільки за відсутності контролю за станом обшивки хвостових відсіків в експлуатації. У польоті руйнуються переважно хвостові відсіки, розташовані на кінцях лопатей, де є більш напруженими умови їх роботи. При руйнуванні хвостового відсіку різко зростає рівень вібрацій вертольота і екіпаж, як правило, виконує вимушену посадку.

На склопластикових лопатях НГ тріщини обшивки виявляються у вигляді здуття склопластику. Для уточнення характеру пошкодження місця здуття розмивають, при цьому зміна кольору обшиття (так зване «побіління») свідчить про місцеве руйнування.

Місцеві руйнування клейових з'єднань становлять більше половини всіх можливих пошкоджень лопатей і проявляються в такому вигляді: непроклеєння обшивки хвостового відсіку із сотовим заповнювачем і лонжероном; місцеві розшарування шарів склотканини нагрівальної накладки системи захисту від обмерзання, а також між пакетом нагрівальної накладки і лонжероном; відшарування гуми від нагрівальної накладки, а також пелюстків антиабразивних металевих накладок від носка лонжерона.

Пошкодження лопатей сильним вітром і градом можуть бути істотними в основному при перебуванні вертольотів на стоянці з непрацюючими двигунами. В результаті впливу сильного приземного вітру на НГ із не встановленими на ньому штормовими струбцинами, а також через недостатню ефективність звичайного швартування лопатей тросами відбуваються інтенсивні махові коливання лопатей, повертання їх в осьовому шарнірі хвостовою частиною нагору. При цьому на лопатях можлива втрата стійкості (утворення гофрів) обшивки кореневих хвостових відсіків, деформація лонжеронів, ушкодження закінцівок (при ударах лопатей об землю).

При інтенсивному граді пошкоджуються тільки хвостові відсіки лопатей, що мають тонку обшивку і сотовий заповнювач. Передня частина лопаті, що являє собою масивний лонжерон (як на вертольотах Мі-2, Мі-8, Мі-24), або носові відсіки зі стовщеною обшивкою (як на вертольотах Мі-6) градом не ушкоджуються. Пошкодження хвостових відсіків мають вигляд лійкоподібних ум'ятин на обшивці глибиною в основному не більше 1,5–2 мм із діаметром ушкодженої ділянки 30–40 мм. З часом і напрацюванням лопатей глибина ум'ятин від граду, як правило, зменшується. Вплив граду при обертанні лопатей на кількість і глибину ум'ятин зменшується. Тому,

якщо град почався при підготовці вертольота до вильоту, замість зачохлення лопатей раціональніше запустити його двигуни.

Ум'ятини від градин знижують міцність клейового з'єднання обшивки із сотовим заповнювачем. При значній кількості і глибині ум'ятин погіршуються також аеродинамічні характеристики лопатей. Однак погіршення міцності і аеродинамічних характеристик лопатей, ушкоджених градом, як правило, невелике. Тому лопаті можуть бути допущені до подальшої експлуатації, якщо кількість і глибина ум'ятин не перевищують регламентованих значень і немає розриву матеріалу обшивки.

Засоби для захисту НГ на стоянці містять комплекти чохлаів із брезенту (літній і зимовий) для лопатей і втулки та швартовних пристроїв для захисту лопатей від розхитування і динамічного навантаження приземним вітром. Їх надівають на кінцеві частини лопатей і притягують тросами до фюзеляжу. Крім того, для захисту НГ від впливу штормового вітру на більшості типів вертольотів передбачені спеціальні швартовні пристосування (струбцини), тобто тандерні тяги, що фіксують тарілку автомата перекосу відносно втулки НГ, запобігають повороту лопатей в осьових шарнірах на великий кут установлення і змахування лопатей догори.

ТО лопатей в експлуатації полягає в забезпеченні їх чистоти і запобіганні пошкодженням їх поверхні. Пил і бруд з поверхні лопатей видаляють м'якими тканинами, не допускаючи подряпин на лакофарбовому покритті і звертаючи увагу на видалення вологи в районах клейових швів.

При проведенні оглядів суцільнометалевих лопатей необхідно звертати увагу на стан герметика в стиках хвостових відсіків над лонжероном – розтріскування і викришування герметика до оголення лонжерона не допускаються. При виконанні регламентних робіт на знятих з вертольота лопастях перевіряють стан клейових з'єднань обшивки за допомогою ультразвукового приладу або простукуванням текстолітовим молоточком, складають карти непроклеювання і визначають придатність лопатей до подальшої експлуатації.

У зв'язку з високою функціональною значущістю лонжерона лопаті контроль його цілісності здійснюється за допомогою системи сигналізації пошкодження лонжерона (СПЛ). Вона дозволяє на ранніх стадіях виявляти розвиток наскрізних тріщин у стінках лонжерона. У суцільнометалевих лопастях система СПЛ (див. рис. 8.3) складається із заглушок на кінцях лонжерона, що забезпечують герметичність його внутрішньої порожнини, і сигналізатора тиску повітря. Сигналізатор містить червоний сигнальний ковпачок, з'єднаний із сильфонним чуттєвим елементом, який наповнено гелієм, і вентиль із золотником (зарядним штуцером). Зовні сигналізатор закрито прозорим плексигласовим ковпачком. Внутрішня порожнина лонжерона заповнюється повітрям під тиском, що перевищує (на $0,15...0,25 \text{ кг/см}^2$) тиск усередині сильфона. При цьому сильфон

обтискується і втягує всередину корпусу червоний ковпачок так, що його не видно через прозорий індикатор.

У випадку появи негерметичності лонжерона тиск у ньому падає і вирівнюється з атмосферним. Надлишковий тиск розтискає сильфон сигналізатора і виштовхує яскраво-червоний ковпачок сигналізатора в прозорий індикатор, що свідчить про розгерметизацію лопаті. При цьому слід переконатися, що в порушенні герметичності «провинна» саме тріщина лонжерона, а не система його герметизації (заглушки, зарядний штуцер). Для цього необхідно знову підзарядити лонжерон до необхідного тиску (залежно від температури зовнішнього повітря) і перевірити цілісність елементів герметизації лонжерона. Потім запустити двигуни і обертати НГ близько 20 хв при номінальній частоті обертання. Якщо за час обертання НГ надлишковий тиск у лонжероні знизився більше, ніж на $0,1 \text{ кг/см}^2$, це вказує на можливе утворення наскрізної тріщини лонжерона, і таку лопать знімають з вертольота і усувають з експлуатації. Якщо ж за час обертання НГ тиск у лонжероні лопаті впав менше, ніж на $0,1 \text{ кг/см}^2$, але надалі випадки появи червоного ковпачка сигналізатора повторюються, лопать також знімають з вертольота.

При роботі із сигналізаторами СПЛ не можна допускати подряпин, тріщин та інших пошкоджень прозорих пластмасових ковпачків, що можуть порушити герметичність системи.

Одною з основних діагностичних ознак відповідності параметрів лопатей нормативним умовам є співконусність лопатей НГ, тобто перебування всіх лопатей на твірній одного конуса при постійному режимі обертання гвинта. Оскільки ідеальної співконусності домогтися неможливо, існують допуски на розкид положення кінців лопатей. Співконусність обертання лопатей перевіряють і регулюють після заміни автомата перекошу, втулки і лопатей НГ, а також з появою трясіння вертольота.

2. Втулка НГ призначена для закріплення лопатей і передачі їм моменту обертання з вала головного редуктора, а також для сприйняття і передачі на фюзеляж вертольота сил і моментів НГ. Застосовуються в основному НГ із шарнірним закріпленням лопатей до втулки, але розроблено НГ і з безшарнірним закріпленням лопатей за допомогою пружних елементів.

Підшипники шарнірів втулки НГ працюють у незвичайних умовах: кульки і ролики в них не прокочуються, як звичайно, а коливаються в невеликому кутовому діапазоні. При цьому, повертаючи назад, кулька чи ролик переміщується по сухому місцю, що може спричинити різке зростання контактних напруг. Тому для забезпечення надійної роботи підшипників шарнірів втулки застосовують різні мастила (табл. 8.1).

Мастила для шарнірів втулки НГ

Вузли змащення	Зимове мастило (від +5 до -50 °С)	Літнє мастило (вище +5 °С)
Горизонтальні й вертикальні шарніри	2/3 масла для гіпоїдних передач і 1/3 АМГ-10	Масло для гіпоїдних передач
Осьові шарніри	ВНДІ НП-25	МС-20
Гідравлічні демпфери і компенсаційний бачок	АМГ-10	АМГ-10
Інші шарніри	ЦІАТІМ-201 (203)	ЦІАТІМ-201 (203)

Для демпфірування кутових коливань лопатей у площині обертання в сучасних конструкціях шарнірних НГ застосовуються гідравлічні (або пружинно-гідравлічні) демпфери вертикальних шарнірів. Принцип їх дії, як і будь-якого механічного демпфера, полягає в поглинанні кінетичної енергії коливань лопаті, перетворенні її в теплову енергію і розсіюванні в атмосферному повітрі. Якість функціонування демпферів ВШ впливає на виникнення різних видів коливань вертольота, наприклад, на можливість появи таких небезпечних автоколивань, як земний і повітряний резонанси. Ця обставина потребує приділяти особливу увагу контролю їх технічного стану. Надійна робота гідродемпферів ВШ є можливою тільки за відсутності в них повітря, поява якого можлива при зниженні нижче допустимого значення рівня АМГ-10 у компенсаційному бачку, порушенні герметичності з'єднувальних трубопроводів або технології.

Таким чином, при оглядах втулки НГ необхідно контролювати кількість масла АМГ-10 у компенсаційному бачку гідродемпферів, що добре проглядається через його прозорий ковпак з оргскла, а за необхідності (якщо рівень нижче нижньої позначки на ковпаку) дозаправляти до необхідного рівня.

ТО втулки полягає в утриманні її в чистоті, регулярному проведенні оглядів і регламентних робіт. У процесі оглядів необхідно перевіряти контрування всіх болтів і гайок, рівень заповнення маслом шарнірів і компенсаційного бачка гідродемпферів, технічний стан деталей втулки.

При огляді деталей втулки слід звертати увагу на їх стан, а також на місцеву корозію болтів закріплення лопатей, глибокі забоїни, подряпини і тріщини. При візуальному виявленні порушення захисного покриття потрібно зачистити вражене корозією місце шліфувальним папером і покрити безбарвним лаком. Уражені корозією болти кріплення лопатей підлягають заміні. Втулку з тріщинами слід зняти з вертольота і передати в ремонт. Пробки під отвори для зливу масла із шарнірів з сильними механічними пошкодженнями або зривом граней замінюють новими з групового комплексу. При виконанні регламентних та інших періодичних

робіт на втулці НГ основне значення має перевірка тарованого затягування гайки кріплення втулки на валу редуктора і багатьох інших болтових з'єднань. При цьому використовують таровані ключі, які у свою чергу необхідно періодично перевіряти на спеціальному (метрологічному) пристосуванні.

Мастило, яке загусло, при низьких температурах зовнішнього повітря може стати причиною заїдання відцентрових ступорів звисання й удару лопаті по хвостовій балці. Для виключення цього небезпечного явища необхідно змащувати мастилом ЦІАТІМ-201(203) відцентрові ступори звисання лопатей строго за нормою.

3. Конструктивно **втулка і лопаті РГ** схожі на аналогічні агрегати НГ за виключенням горизонтальних і вертикальних шарнірів у втулці і системі СПЛ у лопатях. Значна частота обертання РГ (у 5–6 разів більше, ніж НГ) обумовлює необхідність ретельного статичного балансування лопатей, яке виконують тільки в заводських умовах у єдиному комплекті «втулка-лопаті». Тому заміна лопатей з іншого комплекту в умовах експлуатації не дозволена. Крім того, при усуненні можливих експлуатаційних пошкоджень збільшення маси лопаті не має перевищувати декількох грамів для запобігання значному дисбалансу РГ і трясінню конструкції вертольота.

Характерні пошкодження лопатей РГ в основному такі ж, що і лопатей НГ. Специфічний дефект – розбалансування лопатей через потрапляння вологи в їх хвостову частину і скупчення її там при розтріскуванні клею або в процесі тривалої експлуатації, а також через часткове руйнування лопатей. Експлуатаційне розбалансування РГ за кожною із зазначених причин істотно небезпечніше, ніж розбалансування НГ. Наприклад, відрив нагрівальної накладки від лопаті в польоті створює настільки високий рівень вібрацій під впливом невірноваженої відцентрової сили, що може відбутися руйнування системи кріплення хвостового редуктора до кінцевої балки і відриву усього РГ від вертольота. Тому перевірці стану клейових з'єднань лопатей, їх масового балансування необхідно в процесі експлуатації приділяти неослабну увагу.

Характерною несправністю втулки РГ, як і втулки НГ, є підтікання змащення шарнірів, поновлення якого має важливе значення для безпеки польотів. Унаслідок досить високого рівня вібрацій кінцевої балки з РГ при недостатньому змащенні шарнірів втулки часто спостерігається люфт підшипників тяг повороту лопатей, а також підшипників штока хвостового редуктора. У шарнірах втулки РГ використовують масло МС-20 (ВНДІ НР-25), гіпоїдне (взимку в суміші з АМГ -10) і ЦІАТІМ-201.

При заміні РГ, наприклад, після вироблення ресурсу, необхідно виявляти уважність і строго керуватися технологічними правилами виконання цієї операції. Існували помилки авіаперсоналу у перевищенні моменту затягування гайки кріплення підшипника штока хвостового редуктора, що призводило до вигину штока і руйнування підшипника.

4. **Трансмiсія вертольота** являє собою сукупність агрегатів, що передають потужність і момент обертання від роторів двигунів до НГ, РГ і допомiжних агрегатів.

Наявність трансмісії характерна для всіх вертольотів з механічним приводом несучого гвинта. Це досить складна конструктивна частина вертольота. Маса трансмісії становить 8...11 % маси вертольота. Це пояснюється тим, що за допомогою трансмісії передаються великі потужності. Прагнення зменшити масу і збільшити ресурс змушує застосовувати в конструкції трансмісії цінні сплави і виготовляти деталі високого класу точності, що підвищує її вартість.

Характерною рисою трансмісій вертольотів з газотурбінними двигунами є наявність редукторів з високим ступенем редукції (1:20–1:70). Це пов'язано з тим, що турбіна, яка приводить в обертання несучу систему, має тим менші габаритні розміри і тим більшу потужність, чим вище частота її обертання (12000...30000 об/хв), а діаметр НГ, що вибирають з умов забезпечення заданих льотно-технічних характеристик і відсутності зриву потоку на лопатях, змушує знижувати частоту обертання НГ до порівняно невеликих величин (160...300 об/хв).

Трансмісії одногвинтових вертольотів схожі за своїм конструктивним виконанням і містять такі основні агрегати: головний, проміжний і хвостовий редуктори, хвостовий вал і вал вентилятора, муфти вільного ходу, шліцеві муфти, гальмо НГ і раму закріплення головного редуктора (рис. 8.4).

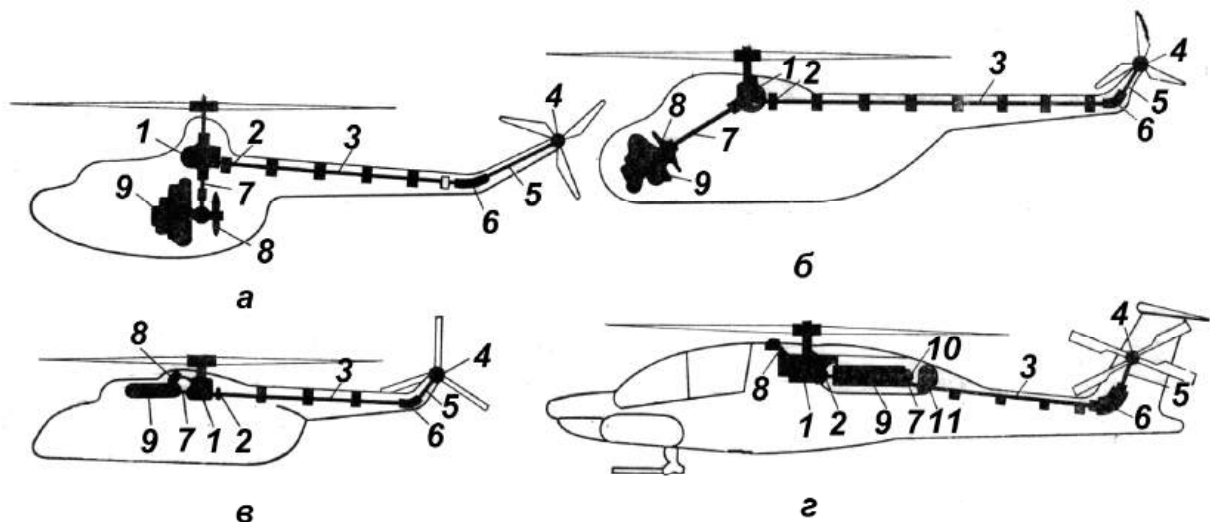


Рис. 8.4. Трансмісії одногвинтових вертольотів:
 а, б – з поршневими двигунами; в, г – з турбореактивними двигунами;
 1 – головний редуктор; 2 – гальмо трансмісії; 3 – хвостовий вал; 4 – хвостовий редуктор; 5 – кінцевий вал; 6 – проміжний редуктор;
 7 – головний вал; 8 – вентиляційна установка; 9 – двигун;
 10 – хвостовий редуктор; 11 – коробка приводів

На вертольотах співвісної схеми конструктивно виконання головного редуктора істотно вирізняється своєю кінематичною схемою і відсутністю ділянки трансмісії, що передає потужність на РГ. На двогвинтових вертольотах поздовжньої і поперечної схем встановлюються додаткові синхронізуючі вали для виключення зіткнення лопатей НГ, але на них відсутні хвостовий вал, проміжний і хвостовий редуктори.

Схема компоновки трансмісій на вертольотах визначається насамперед конструктивною схемою вертольота, а також типом і розташуванням силової установки.

Основними конструктивними елементами агрегатів трансмісії вертольотів є зубчасті передачі, вали (ресори) і підшипники. Вони працюють в умовах високих навантажень (моментів обертання), вібрацій і температурних перепадів. Тому в процесі експлуатації є необхідним постійний і ретельний контроль технічного стану агрегатів трансмісії. Технічне обслуговування трансмісії містить регулярні перевірки, візуальну та інструментальну діагностику її агрегатів, а також поновлення змащення.

При візуальному контролі зовнішніх поверхонь редукторів і вузлів їх кріплення звертають увагу на забруднення агрегатів, сліди підтікання масла, тріщини, ум'ятини, забоїни, послаблення затягування в з'єднаннях, порушення лакофарбового покриття, корозію. Підтікання і плями масла видаляють, обов'язково з'ясовуючи при цьому причину їх появи. Негерметичність усувають підтягуванням гайок або заміною ущільнювальних елементів, а агрегати або деталі з тріщиною підлягають заміні. Магнієві сплави, з яких виготовляють корпуси редукторів, без спеціального захисту піддаються корозії, тому ушкоджене лакофарбове покриття відновлюють нанесенням шарів ґрунту та емалі відповідного кольору. Регулярні перевірки кріплення рами головного редуктора, вузлів проміжного і хвостового редукторів здійснюють за допомогою спеціальних тарованих ключів. Перевірка рівнів масла в редукторах здійснюється масломірним склом. Для змащення головного редуктора використовується в основному масло Б-3В. Для заправлення проміжного і хвостового редукторів влітку застосовується масло для гіпоїдних передач, взимку – суміш з 2/3 масла для гіпоїдних передач і 1/3 масла АМГ-10. Систематичний огляд масляних фільтрів і магнітних пробок, що затримують металеву стружку, дозволяє вчасно визначити початок небезпечного руйнування головного редуктора.

В умовах тривалої роботи редукторів первісні властивості масла погіршуються внаслідок взаємодії з повітрям і поверхнями тертя при високій температурі, окислюванні та забрудненні. Тому термін експлуатації масла у редукторах трансмісії обмежено одним роком, при відпрацюванні якого масло замінюють свіжим.

При оглядах хвостового вала звертають увагу на стан підшипників у опорах (їх герметичність і надійність закріплення захисних шайб, зсув гумових обойм); на наявність тріщин на опорах підшипників і ослаблення

клепок кріплення опор до шпангоутів хвостової балки; на можливе скручування вала (яке контролюють за поздовжніми позначками) і ослаблення гайок кріплення конусних болтів. Інструментальний контроль хвостового вала полягає в перевірці міст його биття за допомогою спеціального індикатора, а також зламу (неспіввідності) опор біля шліцевих муфт за допомогою спеціального пристосування (хомута з індикатором).

Надійність хвостових валів значною мірою визначається працездатністю шліцевих муфт. Ступінь їх зносу контролюється перевіркою бічного зазору між шліцами деталей, що сполучаються, за допомогою пристосування з індикатором. За наявності в шліцевих муфтах масла забезпечується їх надійна робота навіть при значній зміні кута зламу. Тому регулярне поновлення змащення – це основа надійної роботи трансмісії. Для змащення використовують гіпоїдне масло, яке вводять шприцом через верхній отвір до появи безупинного струменя масла з контрольного отвору.

При огляді гальма несучого гвинта контролюють знос колодок гальма, їх чистоту (відсутність замаслення), натяг тросової проводки, відсутність зайоршування ниток або скручування троса.

При підготовці вертольота до польоту необхідно перевірити рівень масла у всіх редукторах і відсутність його підтікання у роз'ємах.

Після запуску двигунів перевіряють температуру і тиск масла в редукторах. Якщо в процесі запуску двигунів виявиться відсутність показань тиску масла в редукторах або сторонній шум в елементах трансмісії, то запуск двигунів необхідно негайно припинити. У польоті контроль за роботою трансмісії здійснюється за показаннями приладів (тиск і температура масла) і на слух (відсутність сторонніх шумів).

При несправностях елементів трансмісії, які супроводжуються появою незвичних шумів і трясінням вертольота, а також різким підвищенням або зменшенням температури або тиску масла необхідно виконати такі дії:

- негайно перейти на режим польоту з малою потужністю двигунів;
- вибрати площадку і провести посадку по можливості проти вітру політаковому.

8.4. Регульовальні роботи на вертольотах

У процесі експлуатації на вертольотах проводять регульовальні роботи несучої системи, систем керування вертольотом і двигунами, гальмами коліс і НГ та інших, необхідність яких визначають умовами експлуатації, величинами контрольованих параметрів систем вертольота, зауваженнями екіпажу щодо поведінки вертольота в польоті і відхиленнями в роботі функціональних систем.

1. **Регульовальні роботи несучої системи** виконуються при виникненні підвищених вібрацій вертольота («ведення» ручки управління в польоті) після деяких замін агрегатів несучої системи (автомата перекошу, втулки і лопатей НГ). При цьому найбільш поширеною причиною підвищеного трясіння, схильності вертольота до появи поперечного «розгойдування» при запуску є порушення співконусності обертання лопатей НГ, тобто випадання однієї чи декількох лопатей із загального конуса обертання НГ. Порушення співконусності обертання НГ при фіксованому положенні командних важелів (ручок циклічного і загального кроків лопатей) є наслідком нерівності аеродинамічних сил лопатей НГ, що призводить до високочастотного циклічного зміщення рівнодіючої сили тяги НГ від осі обертання і спричиняє підвищення вібрації вертольота.

Усунення неспівконусності лопатей (тобто приведення їх до приблизно однакових аеродинамічних характеристик) здійснюють послідовним регулюванням довжини тяг повороту лопатей на режимі малого газу і величини відгинання закрилків (тримерних пластин), що встановлені у декількох секціях хвостових відсіків лопатей, у режимі автоматичної роботи двигунів. Для визначення лопатей, що випадають із загального конуса обертання, використовують фотографування кінців лопатей на землі й у польоті важких вертольотів (Mi-6, Mi-26) або «відбиття» положення кінців лопатей у наземних умовах для інших типів вертольотів. Для фотографування в кабіні вертольота встановлюють спеціальний фотоапарат, а на кінці однієї з лопатей пригвинчують пластину (прапорець) для оцінювання місця розташування інших лопатей (рис. 8.5).

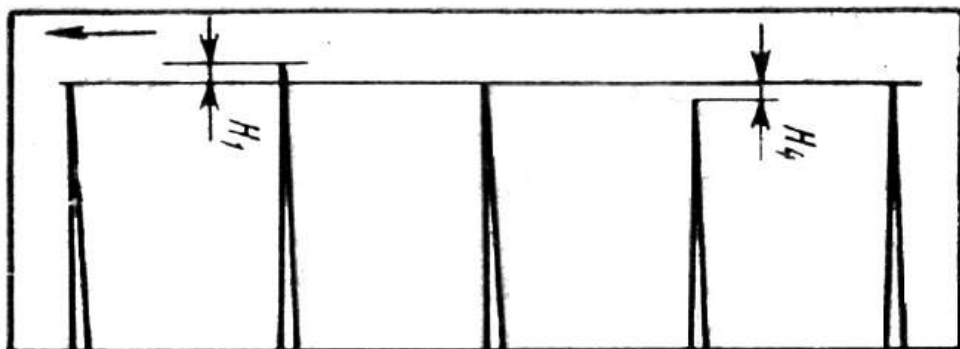


Рис. 8.5. Відносне положення зображення лопатей на фото

Цей спосіб перевірки співконусності є вискоефективним, але рідко використовується через складність методики застосування устаткування.

Суть іншого способу перевірки співконусності, який одержав назву «контактний метод прапора», полягає в записі відбитків кінців лопатей на папері (еластичному «прапорі»). Для цього закінцівки лопатей зафарбовують різними кольорами. До лопатей, що обертаються на регламентованих частотах, напроти кабіни пілотів підводять спеціальну штангу із закріпленим на ній «прапором», на якому фіксуються різнобарвні відбитки закінцівок лопатей (рис. 8.6,а). За кольором відбитка ідентифікують номер лопаті, розкид відбитків заміряють лінійкою і визначають лопать, що підлягає регулюванню.

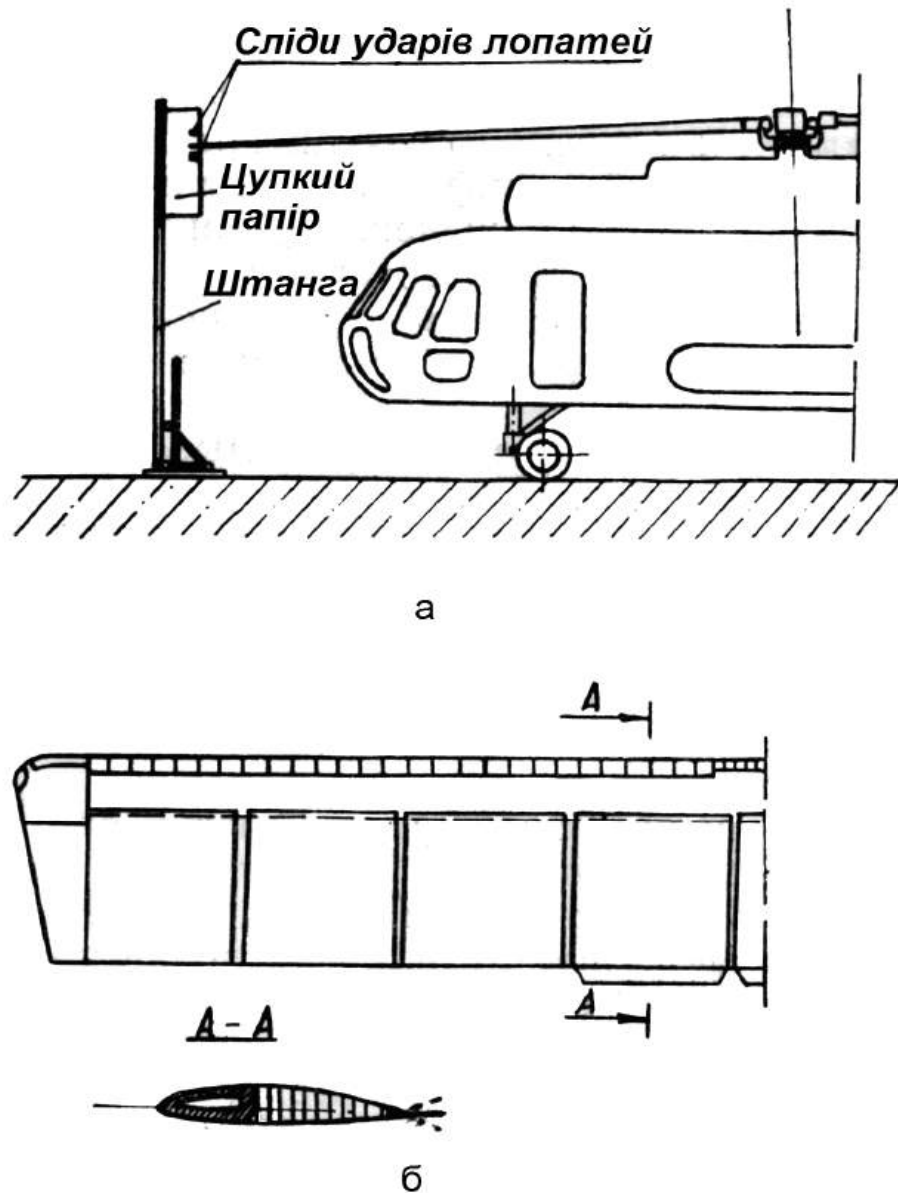


Рис. 8.6. Перевірка співконусності лопатей НГ за допомогою методу «прапора»: а – схема перевірки співконусності; б – розташування тримерних пластин

На першому етапі вирівнювання підйомних сил лопатей виконують зміною їх кутів установлення шляхом регулювання довжини тяг, що

з'єднують повідки осьових шарнірів з тарілкою автомата перекоосу на обертах малого газу. Однак унаслідок неоднакової жорсткості і деформацій лопатей співконусність трохи порушиться. Тому на другому етапі при номінальній частоті обертання НГ регулювання співконусності уточнюється шляхом відгинання тримерних пластин, установлених на задніх крайках декількох хвостових відсіків лопатей (рис. 8.6,б). Відгинання тримерної пластини змінює величину моменту скручування лопаті. В інструкціях з експлуатації конкретних типів вертольотів наведено рекомендації щодо регулювання довжини тяг та кутів відгинання тримерних пластин.

Достоїнством даного способу є досить висока точність одержання відбитків і відносно мала трудомісткість виконання робіт. До недоліків способу варто віднести можливість пошкодження лопатей НГ штангою і низький рівень техніки безпеки.

2. Регулювальні роботи системи керування вертольотом містять регулювання таких каналів керування: загальним кроком НГ, циклічним кроком (поздовжнього і поперечного керування вертольотом), тягою рульового гвинта (курсове керування) і стабілізатором.

Усі види регулювання каналів керування вертольотом здійснюються відповідно до технічних допусків на певний тип вертольота, що зазначені в технологічних вказівках з виконання цих робіт.

Регулювання системи керування загальним кроком НГ полягає в перевірці відповідності положення важеля загального кроку положенню повзуна автомата перекоосу, кутам відхилення лопатей НГ і ходу повзуна автомата перекоосу.

Регулювання каналів поздовжнього і поперечного керування вертольотом проводиться для досягнення відповідності положення ручки керування циклічним кроком куту нахилу кільця тарілки автомата перекоосу. Ця робота передбачає фіксацію ручки керування спеціальним пристосуванням у необхідному положенні і використання оптичного кутоміра з пристосуванням для його встановлення. Регулювання поздовжнього і поперечного керування полягає у фіксації ручки в нейтральному положенні і наступній перевірці положення штоків гідропідсилювачів цих каналів, які мають відповідати технічним умовам, а також нейтральному положенню штоків завантажувальних електромеханізмів.

При зафіксованому нейтральному положенні ручки керування перевіряють кут нахилу тарілки автомата перекоосу в поздовжньому і поперечному напрямках. При цьому кути нахилу мають відповідати технічним умовам. Після перевірки нейтрального положення перевіряють, а за необхідності регулюють крайні положення ручки керування (вперед-назад, вліво-вправо). При цьому положенню ручки керування циклічним кроком мають відповідати певні кути відхилення тарілки автомата

перекоосу і кути відхилення лопатей, які задані технічними умовами для даного типу вертольота.

У розглянутих каналах керування використовується головним чином жорстка проводка керування. Тому при виконанні регулювальних робіт звертають увагу на відсутність люфтів у з'єднаннях тяг і качалок. Слід знати, що в результаті наявності люфтів виникає трясіння вертольотів, відхилення ручки керування вертольота, руйнування підшипників проводки та інші дефекти, що ускладнюють пілотування вертольота, а в деяких випадках унеможливають продовження польоту. Так, поява сумарного люфту в проводці керування більше 0,1 мм може призвести до мимовільного переміщення керувальних золотників гідропідсилювачів і їх включення в роботу з переміщення органів керування.

Регулювання системи керування тягою РГ (канал курсового керування вертольота) виконується для досягнення відповідності положення педалей керування кутам відхилення лопатей РГ. Для цього педалі встановлюються і фіксуються в нейтральному положенні і перевіряється вихід штока гідропідсилювача і хвостового редуктора, які мають відповідати технічним умовам для даного типу вертольота. Потім перевіряється відповідність положень педалей і кутів відхилення лопатей у крайніх положеннях (при повному переміщенні педалей до упору).

У каналі курсового керування одновинтових вертольотів використовується змішана проводка керування, де, крім жорстких тяг і качалок, застосовується гнучка тросова проводка, натяг якої залежить від температурних умов експлуатації. Тому тросова проводка потребує найбільшої уваги і контролю в процесі технічного обслуговування. В експлуатації виконують сезонне регулювання натягу тросів для зимового і літнього періодів навігації. Потрібний натяг тросів для різних температур повітря визначають за графіками, наведеними в інструкціях з експлуатації, величину натягу троса заміряють за допомогою тензометра, що має змінні упори для тросів різних діаметрів, а регулювання натягу здійснюють шляхом закручування (розкручування) тандерів тросів. При цьому троси натягають так, щоб різниця натягу обох гілок троса не перевищувала 100 Н. Після регулювання перевіряють заходження різьбової частини наконечника троса в муфту тандера і контрують його дротом. Неправильне контрування тандерів спричиняє роз'єднання тросів під впливом знакозмінних навантажень та вібрацій і може призвести до важких наслідків через відмову тросової проводки.

Випробування керування за допомогою наземної гідроустановки після всіх видів регулювання є заключною й обов'язковою регламентною роботою, у процесі якої перевіряється працездатність всіх каналів керування, плавність переміщень, відсутність люфтів, важкуватостей і заїдань.

На деяких вертольотах зміна загального кроку НГ пов'язана із зміною кута установлення стабілізатора, що поліпшує характеристики

балансування і керування вертольота на режимах горизонтального польоту і при посадці на режимі самообертання НГ. Проводка системи керування стабілізатором є змішаною. Її регулювання зводиться до перевірки відповідності положень важеля загального кроку НГ і кутів нахилу стабілізатора, які задаються технічними умовами для даного типу вертольота.

8.5. Особливості технічного обслуговування вертольотних силових установок

Силова установка вертольота призначена для обертання несучої системи (НГ і РГ або двох НГ), а також для роботи різних агрегатів (генераторів, насосів, вентилятора та ін.). Силова установка сучасного вертольота складається з двигунів, вузлів їх закріплення до вертольота, систем автоматичного керування, запуску, змащення, охолодження, паливної системи, а також систем захисту від пилу, обмерзання і системи пожежогасіння.

У вертольотних силових установках використовуються в основному газотурбінні двигуни з вільною турбіною (турбіною гвинта), яка кінематично не з'єднана з турбокомпресорною частиною двигуна. Застосування двох незалежно працюючих двигунів у силовій установці істотно підвищує безпеку польотів, тому що при відмові одного з них другий забезпечує продовження польоту або виконання посадки. Розміщення і закріплення двигунів на вертольоті відрізняється від установлення літакових двигунів тим, що має бути забезпечено певне співвісне положення двигунів відносно головного редуктора з урахуванням деформації фюзеляжу в польоті. При цьому слід виконувати вимоги раціонального компонування і центрування вертольота, сприйняття і передавання на конструкцію фюзеляжу всіх діючих на двигуні сил і моментів, а також технічного обслуговування та заміни двигунів і їх агрегатів.

Двигуни встановлюють на стелі фюзеляжу і розташовують симетрично поздовжньої осі вертольота з нахилом вперед і вниз під деяким кутом, що дорівнює куту нахилу осі НГ відносно будівельної вертикалі фюзеляжу. При цьому задні вивідні вали двигунів з'єднані з головним редуктором перпендикулярно осі НГ, що спрощує кінематичну схему трансмісії. Замір відносного положення двигунів і редуктора при монтажі виконується спеціальним пристосуванням, що встановлюється на вивідний вал двигуна. Регулювання співвісності двигунів з головним редуктором здійснюються зміною довжини тандерних тяг закріплення переднього пояса кріплення і переміщенням задньої (сферичної) регульованої опори двигуна. Співвісність заміряють у фланцях еластичної муфти за допомогою індикаторного пристосування (рис. 8.7).

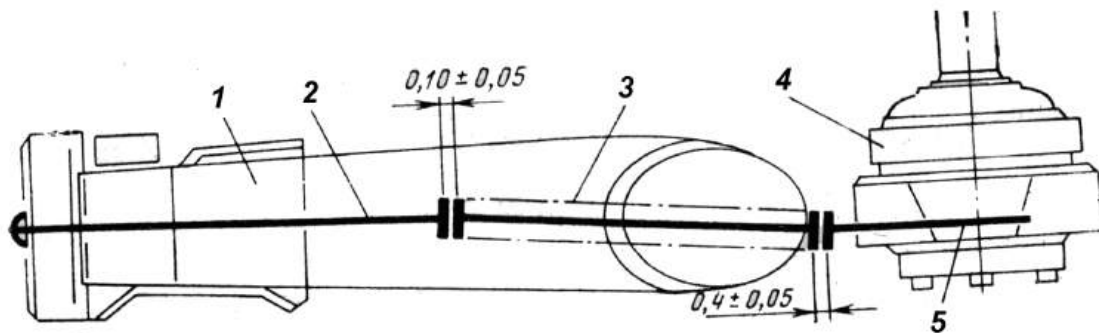


Рис. 8.7. Схема регулювання положення двигунів відносно редуктора на вертольоті:

1 – двигун (ГТД); 2 – вал двигуна; 3 – вал трансмісії; 4 – вал головного редуктора; 5 – головний редуктор

При роз'єднанні двигуна і головного редуктора двигун закріплюється на додатковій опорі, що являє собою спеціальне пристосування, яке встановлюється на кронштейнах стелі центральної частини фюзеляжу.

Системи змащення кожного двигуна автономні, що дає можливість у випадку пошкодження однієї з них іншій продовжувати функціонувати. Вони виконані за відкритою замкнутою схемою з примусовою циркуляцією і відкачуванням масла від підшипників всіх опор роторів турбокомпресора і вільної турбіни. Вони також змащують і охолоджують підшипники та зубчасті передачі приводів агрегатів двигуна. Для змащення застосовують малов'язкі мінеральні або синтетичні мастила (типу Б-3В).

У цілому технічне обслуговування вертольотних силових установок виконується тими ж методами і з використанням аналогічного устаткування, що і при обслуговуванні силових установок літаків. Однак при виконанні робіт на вертольотах необхідно враховувати ряд специфічних особливостей, пов'язаних з їх конструктивними особливостями і різними умовами експлуатації. Так, вертольотні СУ експлуатуються в умовах підвищених вібрацій, тому особливу увагу при їх дефектації необхідно приділяти стану нарізних сполучень і їх конструванню, герметичності комунікацій.

Досвід експлуатації вертольотних ГТД показує, що на режимах роботи на землі або при висінні поблизу землі у вітряну погоду є можливим закид відпрацьованих газів у вхідний пристрій двигуна, що є причиною підвищення температури повітря, яке надходить у двигун. Це пояснюється розривом струменів відпрацьованих газів зустрічним вітром і наступним його змішуванням з повітряними потоками від НГ. Усунути цілком це явище тільки проведенням конструктивних заходів неможливо, тому при запуску і випробуванні ГТД необхідно розвертати вертоліт проти напрямку вітру. Таке ж орієнтування вертольота необхідно для запобігання ударів лопатей НГ об хвостову балку при їх розкручуванні.

Слід враховувати, що випробування двигунів навіть на пришвартованому вертольоті потребує особливих навичок, тому до їх

запуску та випробування допускаються або члени екіпажу, або спеціалісти інженерно-технічного складу, що мають відповідний допуск на виконання цього виду робіт.

Режим роботи силової установки значно впливає на заповишеність повітря навколо вертольота. Наприклад, при роботі двигунів на режимі малого газу пилоутворення, як правило, є незначним, а пил в основному складається з частинок розмірами менше 150 мкм. Однак на режимі висіння вертольота на висоті до 5 м над площадкою з використанням номінальної або злітної потужності двигунів заповишеність повітря зростає в десятки разів, а в складі пилу переважають частинки розмірами більше 200 мкм. При цьому пил, піднятий із землі індуктивним потоком НГ, рухається до периферії площини НГ, підсмоктується в зону розрідження над НГ і звідси індуктивним потоком знову відкидається вниз. Значна частина пилу, що відкидається індуктивним потоком НГ, потрапляє в зону розрідження, що створюється двигунами, і засмоктується їх повітрозабірними.

Абразивні частинки пилу, що потрапили в газотурбінний тракт двигуна, рухаються з великою швидкістю і спричиняють сильний ерозійний знос деталей компресора. Найбільшому зносу піддаються робочі лопатки перших ступенів, які зношуються за всією висотою вхідної крайки й увігнутого боку. Значному зносу піддаються також лопатки напрямних апаратів і внутрішня поверхня корпусу компресора. Підвищений знос деталей проточної частини компресора істотно погіршує характеристики ГТД, що супроводжується зменшенням його потужності, збільшенням питомої витрати палива, зниженням ступеня підвищення тиску повітря та ККД компресора і, як наслідок, виникненням помпажу, обумовленого зміною розрахункових аеродинамічних профілів лопаток і порушенням плавності обтікання їх повітряним потоком. Ерозійний знос лопаток компресора при експлуатації вертольотів у зонах з підвищеною заповишеністю – одна з основних причин дострокового зняття вертольотних ГТД з експлуатації.

У заповишеному повітрі крім деталей компресора ерозійному зносу та руйнуванню піддається і спеціальне покриття елементів конструкції вхідного пристрою двигуна, що істотно збільшує ймовірність його обмерзання при потраплянні вертольота в складні метеоумови. Пил прискорює знос лабіринтових ущільнень і підшипників ротора турбокомпресора, погіршує якість розпилювання палива й охолодження форсунок камер згорання. Потрапляючи в повітряні магістралі системи автоматичного регулювання, частки пилу можуть порушити функціонування цієї системи. Істотно інтенсифікуються процеси нарощування нагару на лопатках турбін, який при деякому хімічному складі пилу може утворити силікатний «панцир», що значно змінює конфігурацію лопаток і приводить до зниження ККД турбіни і двигуна в цілому.

Тому захисту вертольотних ГТД від впливу пилу приділяється особлива увага як при конструюванні, так і в процесі експлуатації вертольотів в умовах підвищеної заповищеності повітря. Найбільш ефективним конструктивним заходом є встановлення в повітрозабирачі пилезахисного пристрою (ПЗП). У наш час найбільше поширення одержали ПЗП інерційного типу з двома ступенями очищення повітря від пилу. Ступінь очищення повітря від пилу за допомогою ПЗП становить 70...75 %, а втрати потужності двигуна при ввімкненому ПЗП – 5...6 %, при вимкненому – 2...3 %.

При технічному обслуговуванні вертольотів, обладнаних ПЗП, необхідно перевіряти чистоту сепаратора шляхом зняття його обтічника. Слід враховувати, що засмічення сепаратора травою і сторонніми предметами істотно знижує ефективність ПЗП і навіть може призвести до втрати його працездатності і збільшення витрат потужності двигунів.

Захист ГТД від обмерзання є необхідним при підвищеній вологості зовнішнього повітря в діапазоні температур від +5 до -20 °С.

Обмерзання вхідної частини двигуна спричиняє такі небезпечні наслідки:

- порушення форми і розмірів проточної частини, зміни параметрів повітря на вході в компресор і характеру переміщення повітря у вхідному каналі;

- збільшення гідравлічного опору повітря на вході в двигун, зменшення секундної витрати повітря і ступеня підвищення тиску повітря в компресорі, а, отже, і потужності двигуна;

- підвищення температури газів перед турбіною внаслідок збільшення подачі палива регуляторами в камеру згорання через зменшення потужності двигуна;

- збільшення рівня вібрацій двигуна через несиметричне утворення і скидання льоду з робочих лопаток компресора.

Перелічені явища можуть спричинити: помпаж компресора і самовимикання двигуна; руйнування лопаток компресора, ушкоджених шматками льоду, що скидається з великою швидкістю; руйнування лопаток турбін через перегрів; руйнування підшипників опор через дисбаланс ротора турбокомпресора. Тому вхідні пристрої ГТД обладнуються системою захисту від обмерзання (СЗО). При цьому повітрозабирач має, як правило, СЗО електротеплової дії, а вхідний пристрій (вхідний напрямний апарат, стояки, кок) обігрівається гарячим маслом з маслосистеми або повітрям, що відбирається з компресора двигуна. Причому включення системи обігріву несприятливо позначається на потужності й економічності ГТД, що в окремих випадках може бути причиною необхідності відповідної зміни режиму польоту вертольота.

Керування роботою СЗО вертольотних ГТД може здійснюватись вручну з кабіни екіпажу або автоматично. Для подачі сигналу екіпажу про початок обмерзання й автоматичного введення в роботу СЗО у тунелі

повітрозабирача одного з двигунів встановлюється сигналізатор обмерзання. Слід враховувати, що при включенні СЗО відбирання повітря з двигуна спричиняє зменшення його потужності на 3...5 %, тому автоматичне включення обігріву двох двигунів може призвести до несподіваного для льотчика зменшення тяги НГ і висоти польоту. У зв'язку з цим керуючий сигнал від сигналізатора обмерзання, як правило, автоматично включає обігрів тільки одного двигуна. При цьому автоматична система синхронізації потужності двигунів шляхом збільшення подачі палива в цей двигун зберігає його потужність постійною. При автоматичному включенні обігріву одного двигуна льотчик вручну включає обігрів другого двигуна і витримує необхідний режим польоту.

Технічне обслуговування СЗО полягає в перевірці її справності, а також оглядах стану обігрівальних поверхонь силової установки. Ум'ятини і забоїни на обігрівальних поверхнях сприяють більш інтенсивному їх обмерзанню. При підготовці двигунів до запуску в зимовий період необхідно після зняття заглушок переконатися у відсутності у вхідних і вихідних каналах снігу і льоду, а перед запуском двигунів повернути від руки ротори компресорів і вільних турбін. У випадку наявності обмерзання в тракті двигуна або примерзання лопаток необхідно прогріти двигун гарячим повітрям від аеродромного підігрівника і переконатися в легкості обертання роторів.

8.6. Запитання для самоконтролю

1. Дайте коротку характеристику конструктивних особливостей, зовнішніх навантажень і умов експлуатації сучасних вертольотів.
2. Наведіть приклади джерел збуджуючих сил, що спричиняють змушені вібрації вертольота.
3. Якою є фізична сутність виникнення автоколиваний вертольота типу земний резонанс?
4. Які конструктивні та експлуатаційні заходи спрямовані на протидію виникненню земного резонансу?
5. У чому полягає фізична сутність виникнення флатера лопатей НГ вертольота?
6. Які конструктивні та експлуатаційні заходи спрямовані на протидію виникненню флатера лопатей НГ вертольота?
7. Наведіть приклади характерних експлуатаційних пошкоджень лопатей НГ, причин їх появи.
8. У чому полягає контроль технічного стану лопатей НГ?
9. Дайте характеристику конструктивним особливостям втулки НГ і контролю її технічного стану.
10. У чому полягають особливості ТО втулки і лопатей РГ?

11. Якими є умови роботи елементів трансмісії вертольотів і особливості контролю їх технічного стану?
12. Укажіть причини виникнення неспівконусності обертання лопатей НГ і способи її усунення.
13. У чому полягають регулювальні роботи системи керування одногвинтового вертольота?
14. Охарактеризуйте особливості ТО силових установок вертольотів.
15. Які конструктивні та експлуатаційні заходи спрямовані на захист вертольотних ГТД від впливу пилу?
16. Які конструктивні та експлуатаційні заходи забезпечують захист ГТД від обмерзання?

БИБЛИОГРАФІЧНИЙ СПИСОК

- Василевский, Е. Т. Основные положения воздушного кодекса Украины и норм летной годности самолетов транспортной категории : учеб. пособие / Е. Т. Василевский, В. А. Гребеников, В. Н. Николаенко. – Харьков : ХАИ, 2006. – 332 с.
- Орловский, М. Н. Техническая эксплуатация воздушных судов: учеб. пособие / М. Н. Орловський, Ю. А. Яковлев. – Харьков : ХАИ, 2011. – 180 с.
- Орловский, М. Н. Техническое обслуживание воздушных судов и авиадвигателей / М. Н. Орловский. – Харьков: ХАИ, 2014. – 190 с.
- Орловский, М. Н. Поддержание летной годности воздушных судов / М. Н. Орловский, С. Ш. Шаабдиев. – Харьков: ХАИ, 2015. – 104 с.
- Орловский, М. Н. Авиационная безопасность / М.Н.Орловский, А. А. Сердюков, С. Ш. Шаабдиев. – Харьков: ХАИ, 2016. – 208 с.
- Орловський, М. М. Контроль гідравлічних систем літальних апаратів у процесі експлуатації : навч. посіб. / М. М. Орловський, В. Л. Літвін. – Харків : ХІ ВПС , 2004. – 69 с.
- Безопасность полетов : учеб. пособие / под ред. Р. В. Сакача. – М. : Транспорт, 1989. – 239 с.
- Основы летно-технической эксплуатации и безопасности полетов : учеб. пособие / под ред. А. И. Пугачева. – М.: Транспорт, 1984. – 229 с.
- Техническая эксплуатация летательных аппаратов : учеб. пособие / под ред. Н. Н. Смирнова. – М. : Транспорт, 1990. – 424 с.
- Голего, Н. Л. Ремонт летательных аппаратов : учеб. пособие / Н. Л. Голего. – М. : Транспорт, 1980. – 420 с.
- Смирнов, Н. Н. Обслуживание и ремонт авиационной техники по состоянию : учеб. пособие / Н. Н. Смирнов, А. А. Ицкович. – М. : Транспорт, 1980. – 232 с.
- Альбом конструкций агрегатов и систем самолета Ан-74Т-200А : учеб. пособие / С. В. Воронов [и др.]. – Харьков : ХАИ, 2006. – 180 с.
- Самолет Ан-74ТК-300. Стандартная спецификация : учеб. пособие / А. Г. Гребеников [и др.]. – Харьков : ХАИ , 2004. – 277 с.
- Гончаренко, А. Д. Основные положения требований по организации технической эксплуатации и ремонту авиационной техники гражданской авиации : учеб. пособие / А. Д. Гончаренко. – Харьков : ХАИ , 2001. – 212 с.
- Вертолет Ми-24. Инструкция по технической эксплуатации. Планер и силовая установка : учеб. пособие. В 2 кн. Кн. 1. – М. : Машиностроение, 1983. – 447 с.
- Инструкция экипажу вертолета Ми-8Т : учеб. пособие. В 2 кн. Кн. 1. – 4-е изд. – М. : Воениздат, 1980. – 223 с.

ЗМІСТ

ВСТУП.....	3
1. Аналіз факторів, що впливають на технічний стан повітряних суден.....	4
2. Контроль технічного стану і технічне обслуговування планера повітряного судна.....	6
2.1. Класифікація характерних відмов і ушкоджень конструктивних елементів планера повітряного судна.....	7
2.2. Контроль аеродинамічного стану планера.....	8
2.3. Корозія конструктивних елементів планера та її усунення.....	10
2.4. Технічне обслуговування обшивки.....	14
2.5. Технічне обслуговування застосування.....	15
2.6. Технічне обслуговування стикових з'єднань частин планера...	17
2.7. Перевірка кабіни літака на герметичність.....	18
2.8. Особливості технічного обслуговування ПС після польоту в турбулентній атмосфері.....	22
2.9. Запитання для самоконтролю.....	23
3. Керування працездатністю висотної системи повітряних суден.....	24
3.1. Короткі відомості про конструкцію і експлуатацію висотної системи.....	24
3.2. Технічне обслуговування системи кондиціонування.....	27
3.3. Технічне обслуговування системи регулювання тиску.....	33
3.4. Технічне обслуговування кисневого обладнання.....	38
3.5. Запитання для самоконтролю.....	39
4. Умови експлуатації і технічне обслуговування систем керування повітряних суден.....	40
4.1. Вплив експлуатаційних факторів на технічний стан і працездатність систем керування.....	41
4.2. Характерні відмови і ушкодження тросових проводок систем керування і типові роботи, що виконуються при їх технічному обслуговуванні.....	41
4.3. Характерні відмови і ушкодження жорстких систем керування ПС і типові роботи, що виконуються при їх технічному обслуговуванні.....	46
4.4. Перевірочно-регулювальні роботи, що виконуються при технічному обслуговуванні систем керування ПС.....	49
4.5. Характерні відмови і ушкодження конструктивних елементів систем керування і типові роботи, що виконуються при технічному обслуговуванні.....	52
4.6. Запитання для самоконтролю.....	55

5. Умови експлуатації і технічне обслуговування шасі повітряних суден.....	56
5.1. Експлуатаційні особливості конструкції шасі сучасних літаків.....	56
5.2. Характеристика експлуатаційних факторів, що впливають на працездатність шасі.....	57
5.3. Особливості умов експлуатації, характерні відмови і ушкодження конструктивних елементів системи кінематики шасі, типові роботи при їх технічному обслуговуванні.....	59
5.4. Особливості умов експлуатації, характерні відмови і ушкодження елементів коліс шасі, типові роботи при їх технічному обслуговуванні.....	66
5.5. Запитання для самоконтролю.....	77
6. Аналіз надійності і технічного обслуговування гідрогазових систем повітряних суден.....	78
6.1. Експлуатаційні особливості конструкції гідрогазових систем сучасних літаків.....	78
6.2. Вплив експлуатаційних факторів на працездатність і технічний стан гідрогазових систем.....	80
6.3. Типові відмови гідрогазових систем.....	86
6.4. Характерні роботи, що виконуються при технічному обслуговуванні гідрогазових систем.....	88
6.5. Особливості технічного обслуговування силових частин гідрогазових систем з насосами нерегульованої продуктивності рідини.....	102
6.6. Особливості технічного обслуговування силових частин гідрогазових систем з насосами регульованої продуктивності рідини.....	105
6.7. Особливості технічного обслуговування силових частин гідрогазових систем з автономним приводом насоса.....	107
6.8. Запитання для самоконтролю.....	109
7. Вплив експлуатаційних факторів на довговічність силових установок та їх технічне обслуговування.....	110
7.1. Аналіз впливу експлуатаційних факторів на довговічність і працездатність силових установок.....	110
7.2. Характерні експлуатаційні відмови та ушкодження авіаційних силових установок.....	114
7.3. Технічне обслуговування газоповітряного тракту ГТД.....	118
7.4. Характерні відмови, ушкодження та основні правила технічного обслуговування маслосистем ГТД.....	128
7.5. Технічне обслуговування паливних систем повітряних суден.....	132

7.6. Заміна авіадвигунів. Вимоги експлуатаційної технологічності при їх заміні.....	138
7.7. Консервація і розконсервація авіаційних ГТД.....	140
7.8. Методи відновлення характеристик ГТД.....	141
7.9. Особливості технічного обслуговування поршневих авіадвигунів.....	145
7.10. Запитання для самоконтролю.....	150
8. Особливості експлуатації і технічного обслуговування вертольотів.....	151
8.1. Характеристика конструктивних особливостей зовнішніх навантажень і умов експлуатації вертольотів.....	151
8.2. Вплив експлуатаційних факторів на автоколивання вертольота.....	155
8.3. Умови експлуатації і технічного обслуговування несучої системи і трансмісії вертольота.....	159
8.4. Регулювальні роботи на вертольотах.....	169
8.5. Особливості технічного обслуговування вертольотних силових установок.....	174
8.6. Запитання для самоконтролю.....	178
Бібліографічний список.....	180

Навчальне видання

Орловський Михайло Миколайович

**ТЕХНІЧНЕ ОБСЛУГОВУВАННЯ
ПОВІТРЯНИХ СУДЕН І АВІАДВИГУНІВ**

Редактор В. М. Коваль

Зв. план, 2020

Підписано до друку 19.06.2020

Формат 60x84 1/16. Папір офс. № 2. Офс. друк

Ум. друк. арк. 10,2. Обл.-вид. арк. 11,5. Наклад 50 пр.

Замовлення 140. Ціна вільна

Видавець і виготовлювач

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського

«Харківський авіаційний інститут»

61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17

<http://www.khai.edu>

Видавничий центр «ХАІ»

61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17

izdat@khai.edu

Свідоцтво про внесення суб`єкта видавничої справи
до Державного реєстру видавців, виготовлювачів і розповсюджувачів
видавничої продукції сер. ДК № 391 від 30.03.2001