

Олег Пилипенко

доктор технічних наук, професор (Чернігів, Україна)

E-mail: opilip@ukr.net. ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-0590-0107>. ResearcherID: [G-2533-2016](https://orcid.org/0000-0003-0590-0107)

НАЗЕМНО-БОРТОВІ СИСТЕМИ ВИПРОБУВАНЬ ТА ДІАГНОСТИКИ ВЕРТОЛІТНИХ РЕДУКТОРІВ

Стаття є оглядово-інформаційною. Представлені: обґрунтування вібродіагностики зубчастих передач газотурбінних двигунів та редукторів вертольотів, інформаційно-вимірвальні системи контролю відпрацювання втомного ресурсу вертолітних редукторів, система збору й обробки польотної інформації, методика оцінки та апаратно-програмні засоби визначення вібраційних параметрів авіаційних механізмів, бортові комплекси накопичення та обробки діагностичної інформації, робота бортової системи діагностики вертольотів і центру супроводження експлуатації вертольотів за технічним станом.

Ключові слова: бортові й наземні системи вібродіагностики вертольотів; супроводження їх експлуатації за технічним станом.

Рис.: 9. Табл.: 1. Бібл.: 24.

Актуальність теми дослідження. Запобігання техногенних катастроф, що супроводжуються великими людськими, економічними та екологічними втратами, стає одним із головних напрямів постійного моніторингу стану складних технічних систем. Системи моніторингу роблять величезний внесок у забезпечення надійності роботи авіаційної техніки і є одним із ключових елементів її експлуатації за технічним станом. Вага діагностики і прогнозування технічного стану авіаційної техніки є актуальною і з бігом часу невпинно зростає.

Постановка проблеми. Наявний парк вертольотів експлуатується нині згідно з ресурсом, зумовленим їхнім технічним станом. Тому постає гостра проблема оцінки технічного стану як вертольотів загалом, так і зубчастих передач та пов'язаних з ними деталей основного кінематичного ланцюга головних, проміжних і хвостових редукторів, приводів коробки агрегатів газотурбінних двигунів (ГТД).

Аналіз досліджень і публікацій. Бортова система діагностики вертольотів спочатку розроблялася переважно для забезпечення безпеки польотів вертольотів над морем. За британськими нормами з 1995 року, а нині вже і за китайськими нормами, над морем без систем діагностики вертольотам літати неможливо. У нас ця задача вирішувалася з 2004 року.

З метою отримання та подальшої обробки діагностичної і навантажувальної інформації про об'єкти контролю застосовуються зовнішні та вбудовані давачі, прилади неруйнівного контролю, системи зберігання та обробки інформації, алгоритмів і програм для прийняття рішень. Діагностична інформація обмежена за об'ємом і має лише посередній характер через недосконалість апаратури, недбалість оператора або недоступності розташування дефектів [1; 2].

Наявні засоби неруйнівного контролю не дають змоги виявити всі тріщини та інші пошкодження, які надалі можуть призвести до граничних станів. Формування дефектів критичних розмірів і, як наслідок, руйнування конструкції може спричинитися неузгодженістю періодичних оглядів з часовими параметрами зародження і поширення втомних тріщин [2].

Дані щодо навантажень та інших умов взаємодії об'єкта контролю з навколишнім середовищем є цінними з огляду на те, що по них з допомогою розрахункових схем можна ідентифікувати історію навантаження об'єкта контролю і ступінь накопичених ним пошкоджень у процесі експлуатації. Під час порівняння результатів розрахунку пошкодженості з діагностичними даними оцінюються параметри технічного стану об'єкта контролю. Отже, два джерела інформації – діагностичні дані про стан об'єкта й дані про історію його навантаження – виявляються тісно пов'язаними та взаємно залежними [1].

Вирішення проблеми отримання такої інформації, її обробки і прийняття рішень щодо стратегії технічного обслуговування кожного зразка авіаційної техніки, а також прогнозування його залишкового ресурсу повинно реалізовуватись у рамках комплексних інтелектуальних систем моніторингу (KICM) життєвого циклу літального апарату (ЛА) [3]. До різновиду таких систем можна віднести розроблені і впроваджені бортові системи безперервного контролю технічних систем Structural Health Monitoring (SHM).

SHM передбачає безперервний і автономний контроль пошкоджень, навантаженості, взаємодії елементів конструкцій з навколишнім середовищем, екологічних параметрів за допомогою постійно прикріплених або вбудованих систем давачів (сенсорів) [4].

Розробка загальних підходів до створення системи SHM в рамках “філософії інтелектуальної авіаційної конструкції” почалася компанією Airbus у 90-х роках минулого століття [5]. У 2007 році створено SHM-AISC (Aerospace Industry Steering Committee) – об’єднання, на яке було покладено займатися координацією робіт з розробки і впровадження автоматизованих бортових систем контролю цілісності конструкцій літаків та багаторазових космічних апаратів з використанням системи вбудованих сенсорних давачів. Встановлення різних типів давачів на конструктивні елементи мають на меті визначення фізичних і силових впливів на їх міцність і довговічність [4; 6; 7]. Кінцевою метою цих розробок є створення системи-аналога нервовій системі людини, яка могла б, крім виявлення дефектів та пошкоджень, реагувати адекватно на їх наявність і видавати відповідні рекомендації обслуговуючому персоналу [6; 7].

Зазначимо, що в міжнародний комітет SHM-AISC входять Airbus, Boeing, BAE Systems, Embraer, Honeywell, NASA, Авіаційні Адміністрації США і Європи, наукові лабораторії збройних сил США, провідних університетів [8].

Виділення недосліджених частин загальної проблеми. Основна увага буде зосереджена на сучасних ефективних напрямках експлуатаційної діагностики найбільш напружених вузлів вертолітних редукторів.

Мета статті. Дослідження наземно-бортових систем випробувань та діагностики вертолітних редукторів для забезпечення безпеки польотів.

Виклад основного матеріалу. Ефективним напрямком експлуатаційного діагностування найбільш напружених вузлів – зубчастих передач редукторів ГТД є методи аналізу сигналів вібрацій корпусу двигуна. Актуальною задачею є розробка і впровадження ефективних методів експлуатаційного діагностування зубчастих передач, які дають можливість чітко виділити в сигналі вібрацій корпусу двигуна ознаки відхилень характеристик деталей редуктора від штатного стану і доповнити автоматичну систему аналізу технічного стану роторних деталей ГТД п’ятого і шостого поколінь. Своєчасна локалізація і усунення відхилень характеристик деталей дозволять збільшити надійність, зменшити витрати на ремонти і покращити акустичні параметри ГТД [9].

Теоретичне й експериментальне обґрунтування вібродіагностики зубчастих передач ГТД та редукторів вертольотів [9; 10; 11]. У застосуванні до авіаційних редукторів традиційно припускають, що зубці, які перекочуються по евольвенті їхнього профілю, не створюють суттєвих локалізацій контактних навантажень [12]. Тому сигнал $s_z(t)$ зубцевих вібрацій можна описати гармонічною функцією $s_z(t) = A \cos(\omega_z t + \varphi_0)$, де A – амплітуда коливань вібропереміщень, ω_z – кругова зубцева частота, φ_0 – початкова фаза. Роторну частоту приймають постійною $\omega_r = const$, тому буде постійною і зубцева частота $\omega_z = const$. Протягом періоду момент не змінюється з часом $A_z \omega_z = const$, початкова фаза приймається рівною нулю $\varphi_0 = 0$. Доповнено аналіз фізичного процесу передачі крутного моменту парою зубців і параметрів поверхонь з максимальним контактним навантаженням [16] (рис. 1) [9].

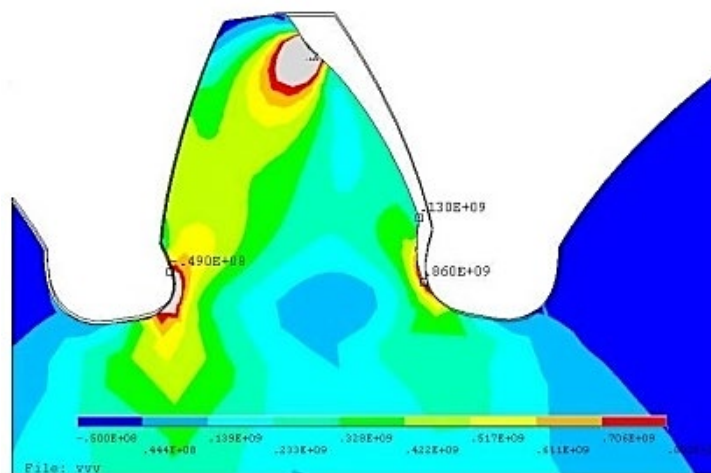


Рис. 1. Динамічні навантаження процесу передачі крутного моменту зубом шестерні. Кольором виділені точки максимального навантаження і питомий тиск, Н/м^2 [9]

Впродовж циклу перезачеплення жорсткість пари зубців, що беруть участь у передачі крутного моменту, змінюється декілька разів, при цьому відбувається згинальна деформація зубців у пружній області з відповідною зміною кроків зачеплення. Це, у свою чергу, може призвести до пластичної деформації в зоні двопарного зачеплення (виділений об'єм на вершині зуба рис. 1). Одночасно із зубом деформуються: вал на кручення, шліцеві з'єднання вала й деталі підшипників опор на згин. У процесі деформації протягом часу фронту наростання деформації t_ϕ відбувається зміна миттєвої частоти $\Delta\omega_z(t)$, $t \in t_\phi$, що призводить до зміни кінетичної енергії шестерні $\Delta E_\omega = J\Delta\omega_r^2/2$, де J – приведений момент інерції шестерні, та ініціює момент імпульсу $M = J\Delta\omega_r$. Останній породжує імпульс вібрації $\vec{P} = m\langle\Delta\vec{v}\rangle$ з енергією $\Delta E_v = m\langle\Delta v\rangle^2/2$, де m – активна маса шестерні, $\langle v \rangle$ – усереднена на інтервалі t_ϕ швидкість деформації зуба.

Сигнал $s_z(t) \approx \Delta E_v(t)$, пропорційний енергії переспряження, передається на опору вала й поширюється по корпусних деталях двигуна до чутливого елемента давача вібрацій. У випадку експлуатаційного дефекту зуба – тріщини, викрошування, зміни маси (зношування, зміни геометрії поверхні) – буде змінюватися функція лінійної деформації зуба $\Delta L_z(t)$ у просторі часу, що впливає на енергію вібрацій $\Delta E_v(t)$.

Аналіз динаміки процесу передачі крутного моменту парою зубців на інтервалі часу передачі ними цього моменту дозволяє авторам [9; 10; 11] зробити висновок про негармонічний характер сигналу зубцевої частоти $s_z(t)$, який має як мінімум два максимуми – при вході в зачеплення і виході з нього. Традиційна математична модель у спектральній області являє собою суму сигналів:

$$s_z(t) = \sum_{i=1}^k A_{zi}(t) \sin[\omega_{zi}(t)t + \varphi_{zi}(t)]; t \in [T_a], T_a \in [T_r], \quad (1)$$

де k – кількість спектральних складових сигналу; T_r – період роторної частоти.

На основі теоретичних досліджень фізичної моделі автори [9; 10; 11] роблять висновок, що основною функцією, яка характеризує енергетичну ефективність передачі крутного моменту і є чутливою до зародження дефектів зубців шестерень, можна вважати девіацію параметра першої похідної кутової швидкості переспряження зубців $\Delta\varphi_i(t) = \frac{d\omega_z(t)}{dt}$, $t \in [T_a]$ на інтервалі часу T_a , яка є функцією динамічної кінематичної погрішності в просторі часу.

Для пристосування виразу (1) до параметрів динамічної кінематичної погрішності [12] він може бути представлений у вигляді математичної моделі фазової модуляції $Md_\varphi[*]$ несучого сигналу із зубцевою частотою ω_z , усереднене значення якої на інтервалі часу одного періоду T_r роторної частоти ω_r не змінюється $\omega_r(t) = const, t \in [T_r]$:

$$s_z(t) = Md_\varphi[\varphi_z(t), \Delta L_z(t), \Delta v_z(t)]; t \in [T_a], T_a \in [T_r], \quad (2)$$

а функцію повної фази $\Delta\varphi_z(t)$ як результат фазової демодуляції сигналу $s_z(t)$ (2).

$$\varphi_z(t) = \arg\{Hil[s_z(t)]\}, t \in [T_a], T_a \in [T_r], \quad (3)$$

де $Hil[*]$ – перетворення Гілберта; $\arg\{*\}$ – аргумент функції.

Адекватність моделі (2), (3) перевірялася у процесі аналізу сигналу давача поперечних горизонтальних вібрацій ведучої шестерні заднього редуктора двигуна ТВЗ-117ВМА-СБМ1, який проходив стендові випробування на АТ «Мотор-Сич». Унаслідок нештатної роботи системи управління камерою згоряння двигун мав підвищені вібрації заднього редуктора – понад 100g при максимумі не гірше 80g під час передачі замовнику і статистичній нормі 28g. Підданий аналізу сигнал вібрацій $s(t)$, який містить сигнал зубцевої частоти $s_z(t)$ (файл $s_zr317mp$) інтервалом 1 с, був записаний приблизно в середині режиму двигуна «взльотний», довготривалість якого 5 хв. Можна вважати, що модель (2) була мінімізована в частині погрішності від обмеження $\omega_z(t) = const, t \in [T_r]$.

Давач вібрацій мав лінійну фазову характеристику перетворення до частоти 20 000 Гц і був розташований на відстані близько 100 мм від ведучої шестерні. Сигнал давача фіксувався в цифровому вигляді вимірювальним комплексом МІС300 з такими параметрами аналого-цифрового перетворювача: $f_d = 216\,000$ Гц – частота дискретизації і $n = 2^{16}$ – кількість рівнів квантування амплітуди вібрацій. На цьому етапі досліджень вважали, що інтервал дискретизації Δt_d і величина рівня квантування амплітуди Δx_v аналого-цифрового перетворювача дозволять з інженерною точністю ідентифікувати параметри першої похідної кутової швидкості переспряження зубців $\Delta\varphi_z(t) = \frac{d_{\omega_z}(t)}{dt}, t \in [T_a]$.

Результати експериментальних досліджень моделі аналізу віброкінематометрії зубчатої пари на зубцевій частоті $f_z = 102\,226$ Гц представлені на рис. 2 [11]. На верхньому графіку показаний досліджуваний сигнал вібрацій $s(t)$ на інтервалі аналізу T_a , який відповідає одному періоду роторної частоти $T_a = T_r = \frac{1}{f_r} = 0,0040093$ с ведучої шестерні; функція параметра лінійної деформації зуба $\Delta L_z(t)$ – на середньому графіку; амплітуда зубцевих віброприскорень $A_{vz}(t)$ – на нижньому графіку. Над нижніми графіками наведені параметри, які базуються на гіпотезі випадковості й нормальності розподілу амплітуд сигналу $s_z(t, \Delta t_d)$ і мають визначальне значення в частині прогнозу залишкового ресурсу редуктора ГТД: пік-фактор модуля лінійної деформації $Pf_z = \max|\Delta L_z(t)|$, а також мінімальний набір статистичних моментів – математичне очікування $M[*]$ і дисперсія $D[*]$.

На основі аналізу функції параметра лінійної деформації зуба $\Delta L_z(t)$ можна зробити висновок про її інформаційну ідентичність експериментальним даним лабораторних досліджень [13]. На рис. 2 можна аналізувати подвійний сигнал від кожного зуба шестерні, яких всього було 41. Але на деяких дільницях графіка амплітуду сигналу важко розрізнити, що може свідчити про вузький частотний або динамічний діапазон давача вібрацій.

Амплітуда деформації з її номінальним розрахунковим значенням $\Delta L_{zn} \approx 20 \cdot 10^{-6}$ м при постійному крутному моменті 1190 Н·м і статистичній нормі вібрацій 28g, з врахуванням перенавантажень унаслідок нештатної роботи системи управління, відповідає реальним значенням у межах інженерної точності. Форма огинаючої графіка дозволяє прогнозувати можливий дисбаланс вхідного валу редуктора або свідчити про зміну знаку першої похідної крутного моменту на інтервалі часу $(2 \div 2,5) \cdot 10^{-3}$ с.

Сумісний аналіз функцій амплітуди зубцевих вібрацій $A_{Vz}(t)$ і вхідного сигналу дозволяє зробити висновок про вібраційну якість зубчастої пари й кількісний склад перешкод у вихідному сигналі корпусу двигуна.

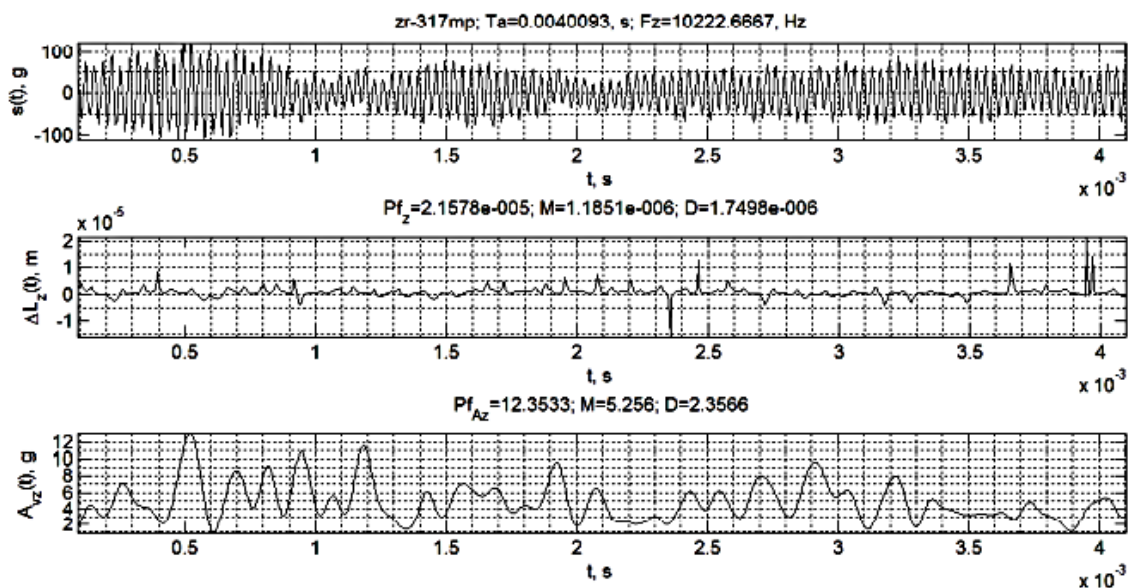


Рис. 2. Результати аналізу параметрів віброкінематометрії зубчастої пари редуктора на зубцевій частоті $f_z = 10222,6$ Гц [11]

Експериментальні дослідження представленої моделі дають можливість прогнозувати її адекватність не гірше 0,9 [11]. Програмне забезпечення, яке реалізує алгоритм розрахунку моделі, працює із сигналом штатного давача вібрацій корпусу ГТД і може доповнювати бортову або стендову автоматичну систему аналізу технічного стану зубчастих передач ГТД п'ятого і шостого поколінь.

Сучасний розвиток мікропроцесорної та обчислювальної техніки дає можливість створювати діагностичні комплекси, які мають забезпечувати ефективний контроль поточного технічного стану складних систем і достатньо обґрунтоване прогнозування «експлуатаційного ресурсу» їх найбільш відповідальних елементів [14]. Проте широке практичне застосування ресурсного прогнозування вимагає розвитку наукових і практичних додатків, зокрема таких, як прогнозування залишкового ресурсу зубчастих коліс за даними періодичного моніторингу динаміки зачеплення під час ресурсних випробувань.

Інформаційно-вимірвальні системи контролю відпрацювання втомного ресурсу вертолітних редукторів. Якість виготовлення і ремонту вертолітних редукторів (ВР) визначає льотні характеристики і надійність вертольота загалом. Тому виникає необхідність здійснення комплексного тестування (моніторингу) ВР на всіх можливих режимах наступної експлуатації. Така перевірка здійснюється на спеціалізованих випробувальних стендах (СВС), які повністю імітують роботу ВР на вертольоті в реальних умовах експлуатації та виконують вимірювання основних параметрів.

Автоматизація СВС [15; 16] дає можливість підвищити точність і достовірність результатів випробувань, виключити неадекватні дії та помилки оператора, спростити навчання персоналу.

Методологія оцінки наявного технічного стану та прогнозування індивідуального залишкового ресурсу ЛА в експлуатації базується на використанні поточної інформації від об'єктів контролю, яка надходить по двох напрямках: це дані поточного (оперативного) пошуку дефектів у процесі експлуатації і дані про навантаження та інші умови взаємодії об'єкта контролю з навколишнім середовищем. При цьому контроль може бути безперервним (моніторинг) або дискретним (наприклад, пристосованим до планових профілактичних оглядів).

Стандарт ДСТУ ISO 8579-2 [17] встановлює методи визначення механічної вібрації зубчастих передач редукторів, методи вимірювання вібрацій корпусу і вала, типи вимірювальної апаратури, методи вимірювання і методики випробування для визначення рівнів вібрації. На жаль, стандартом не передбачено вимірювання крутильних коливань зубчастих приводів. Але рекомендації стандарту треба враховувати під час розробки спеціальних високошвидкісних механічних приводів, до яких належать авіаційні зубчасті передачі ГТД і редукторів.

Актуальною проблемою в наш час є повне використання ресурсів і строків служби сучасних ЛА. Ефективне використання ЛА визначається не тільки рівнем льотно-технічних характеристик, але й суттєво залежить від належного технічного обслуговування і ремонту (ТОР). А для цього існує система збору й обробки польотної інформації (СЗОП). Інформація, яка реєструється цією системою під час виконання польотів, призначена для [14]: систематичного підвищення рівня безпеки польотів; своєчасного контролю якості виконання польотного завдання; своєчасного запобігання порушенням правил льотно-технічної експлуатації авіаційної техніки; розробки і прийняття заходів з попередження авіаційних подій та інцидентів; підвищення професійної підготовки льотних екіпажів; виявлення відмов і пошкоджень авіаційної техніки; контролю повноти технічного обслуговування авіаційної техніки; підвищення ефективності використання авіаційної техніки й економного витрачання палива; прогнозування стану авіаційної техніки; забезпечення необхідною інформацією комісій з розслідування авіаційних подій та інцидентів.

СЗОП поділяється на бортову і наземну частини (рис. 3). До бортової частини відносяться три типи реєстраторів [18,19]: система реєстрації даних; система реєстрації звукової обстановки в кабіні екіпажу (cockpit audio recording systems – CARS) (система реєстрації акустики кабіни – СРАК); система реєстрації візуальної обстановки (БСРВ) і/або система реєстрації лінії передачі даних (СРЛД).

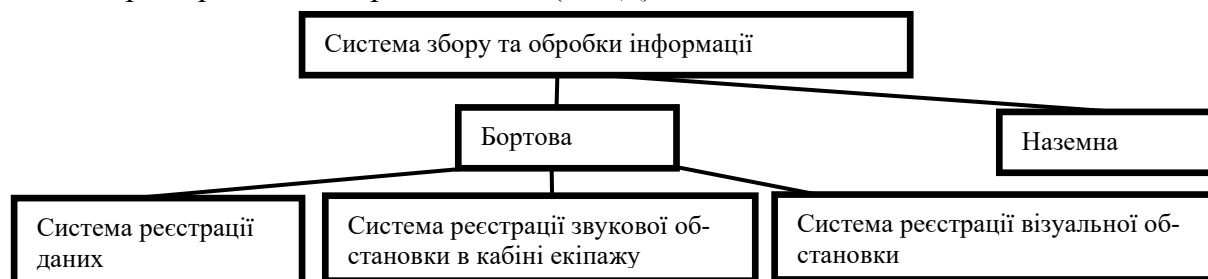


Рис. 3. Система збору й обробки польотної інформації

Параметри, що реєструються бортовою системою реєстрації даних, володіють трьома інформаційними мірами, які визначають якість та кількість інформації: синтаксична, семантична і прагматична [20]. Вибір параметрів, які підлягають реєстрації, визначається нормативними документами та спеціалістами з умов контролепридатності [21].

Система реєстрації звукової обстановки в кабіні екіпажу здійснює реєстрацію по 4 каналах: два канали задіяні для запису переговорів екіпажу з використанням обладнання радіозв'язку; канал для запису звукового поля в кабіні екіпажу; канал для запису поточного часу польоту. Бортова система реєстрації візуальної обстановки повинна забезпечувати реєстрацію приладної дошки екіпажу.

Після польоту здійснюється інтелектуальна обробка польотної інформації, під якою розуміють отримання інформаційних подій з польотної інформації шляхом виконання деяких алгоритмів для виявлення потенційних ризиків. Інтелектуальна обробка є одною з основних операцій, що виконуються над польотною інформацією, і головним засобом збільшення об'єму й різноманітності інформації [20]. Можливість найбільш повної реалізації обраних принципів і вимог щодо забезпечення заданого рівня контролепридатності визначається вибором об'єктів контролю в системі, які мають номенклатуру видів відмов і характеризуються інтенсивністю їх виникнення, наслідками та ступенем критичності (вплив на виконання основних функцій на рівні системи, повітряного судна загалом).

Об'єктом технічного діагностування (контролю технічного стану) є виріб і (або) його складові частини. Визначення об'єктів технічного діагностування в межах системи досягається фізичним і функціональним поділом системи за такими принципами:

1. Компоненти групуються за функціями (кожна функція реалізована в одному замінному блоці), або поділ системи здійснюється за елементним виконанням і групі функцій (наприклад: електронний блок, механічний вузол, гідравлічний елемент конструкції системи і т. ін.).

2. Можливості реалізації алгоритмів локалізації відмов виділених елементів.

3. Складності реалізації конструкції при вибраному фізичному поділі.

4. Можливості оперативної заміни елементів під час експлуатації.

5. Необхідна кількість і вартість запасних елементів заміни (логістична вимога) та інших факторів, які можуть визначатися також вимогами надійності, безпеки, заданим ресурсом, масогабаритними характеристиками і т. ін. Фізичний поділ системи являє собою експлуатаційну структуру системи, яка повинна забезпечити ефективне технічне обслуговування при мінімальних трудовитратах (вартості технічного обслуговування).

В основі концепції систем діагностики авіаційних приводів під час експлуатації лежить поділ системи на підсистеми, які тісно взаємодіють між собою, але вирішують при цьому свої окремі завдання [22].

Бортова підсистема у вигляді апаратно-програмних комплексів забезпечує збір і попередню обробку первинної інформації – сигналів вібрацій, синхронізації, температури тощо. Крім того, бортова підсистема взаємодіє зі штатним обладнанням вертольота для отримання інформації щодо режимів роботи і польоту вертольота. Ця інформація потім використовується для уточнення технічного стану й розрахунку еквівалентного напруження агрегатів.

Наземна підсистема являє собою набір апаратно-програмних засобів, що забезпечують виконання автоматичного експрес-аналізу й розширеного аналізу зареєстрованої на борту інформації, визначення оптимального набору значень регулюючих параметрів для кожної лопаті під час балансування гвинтів вертольота, а також ведення електронних формулярів агрегатів трансмісії. До того ж наземна підсистема, як правило, має зв'язок з базою даних супроводження експлуатації або базою даних виробника ЛА. У цій базі накопичується вся інформація з вертольотів, обладнаних системами діагностики, відбувається аналіз статистики змін діагностичних параметрів і оцінка параметрів надійності як окремого вертольота, так і всього парку ЛА, що знаходяться в експлуатації.

Методика оцінки вібраційних параметрів авіаційних механізмів [22]. У редукторах і коробках приводів основними збудниками вібрацій є зубчасті передачі, шліцеві з'єднання і підшипники кочення. Сигнали вібрацій, що реєструються з давачів, встановлених на корпусі редуктора (рис. 4) [23], містять у собі увесь спектр вимушених коливань, які генеруються цими деталями на своїх характерних частотах.

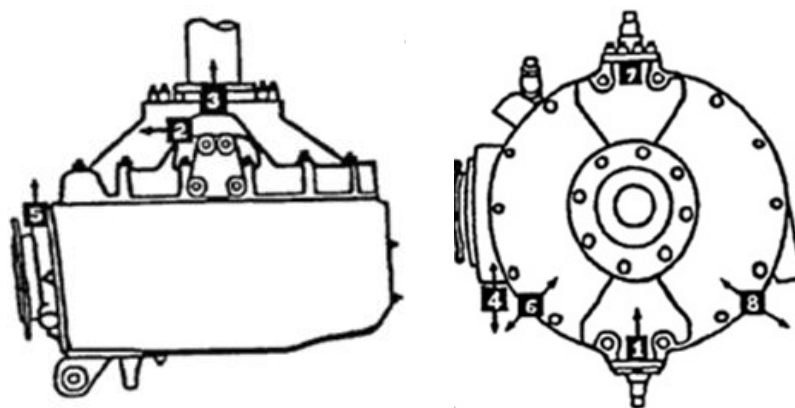


Рис. 4. Розташування акселерометрів під час стендових випробувань головного редуктора ОН-58А: # 1, 2, 3 давачі прикріплені до блоку на правій опорі цапфи; # 4, 6, 7, 8 давачі прикручені до корпусу через сталеві вставки; # 5 давач кріпиться до блоку на вході в корпус [23]

Таким чином, можна розглядати модель вібрацій редуктора як полігармонічну, тобто рівну сумі коливань на цих певних частотах. Значення характерних частот у реальних умовах експлуатації коливаються в деяких межах, що призводить до «розмазування» спектральних компонентів за період, що реєструється. Це змушує розглядати вузькі смуги частот для оцінки амплітуд вібрацій на характерних частотах із застосуванням відслідковуючого аналізу.

У запропонованій методиці [22] за допомогою перетворення Фур'є оцінюються спектральні компоненти вібраційного сигналу з урахуванням коливань частоти обертання. Під час реєстрації сигналів вібрацій паралельно реєструється синхросигнал обертання одного з валів редуктора. Наявність цього сигналу дає можливість визначити частоти вимушених коливань та їх комбінацій у будь-який момент часу під час роботи редуктора (рис. 5).

Рівень вібрацій на частоті переспряження зубців зубчастого колеса (зубцевої частоті) може бути розглянутий таким чином [22]. Хай F – частота дискретизації зареєстрованих сигналів вібрації та синхронізації. Сигнал $s(n)$, $n = 0, \dots, N-1$ являє собою N дискретних значень вібраційного сигналу, взятих за певний проміжок часу $T=N/F$.

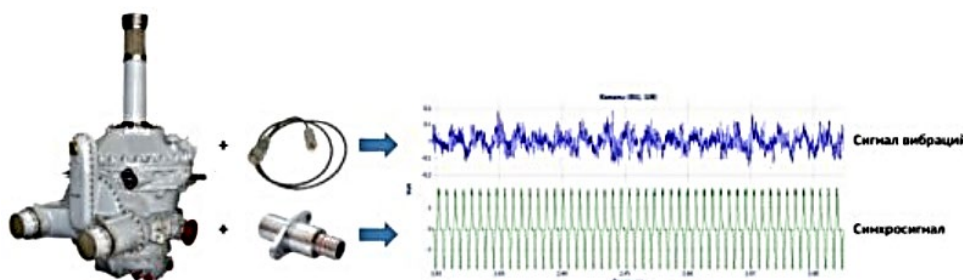


Рис. 5. Схема отримання необхідних сигналів для виконання синхронного аналізу [22]

Пряме перетворення Фур'є дискретного сигналу має вигляд: $S_k = \sum_{n=0}^{N-1} s_n e^{\frac{2\pi i}{N}kn}$, $k = 0, \dots, N-1$. Вихідними даними цього перетворення є комплексні амплітуди S_k на частотах $f_k = kF/N$. Речовинна амплітуда кожної гармоніки дорівнює: $A_k = \frac{2|S_k|}{N}$.

Зубцева частота розраховується за формулою: $f_z = i f_{\text{дав}} z$, де $f_{\text{дав}}$ – частота обертання вала давача частоти обертання (ДЧО), яка визначається за зареєстрованим синхросигналом; i – передатне відношення від вала ДЧО до вала зубчастого колеса; z – кількість зубців.

Частота обертання вала ДЧО за період реєстрації T змінюється від $f_{\min T}$ до $f_{\max T}$. Тоді амплітуда на зубцевій частоті буде дорівнювати: $A_z = \sqrt{\sum_{k=k_1}^{k=k_2} A_k^2}$, де $k_1 = \text{Round}\left(z \frac{\text{if } \min T^N}{F}\right)$, $k_2 = \text{Round}\left(z \frac{\text{if } \max T^N}{F}\right)$. Для кожного зубчастого колеса, шліцевого з'єднання і підшипника кочення по вказаному алгоритму визначаються амплітуди вібрацій на характерних частотах. Ці оцінки застосовуються для діагностики авіаційних приводів та їхніх деталей як найбільш інформативні в просторі ознаки. Тут важливо зазначити, що реєструвати сигнали треба на тому ж самому стаціонарному режимі роботи редуктора.

Апаратно-програмні засоби. Бортова підсистема зазвичай містить у собі давачі вібрацій, давачі частоти обертання та блоки накопичування та попередньої обробки. На основі моделей вібрацій зубчастих передач і редукторів формуються вимоги до апаратних засобів, які встановлюються на борту вертольота. Давачі вібрацій повинні мати надійну конструкцію для використання на борту. Робочий частотний діапазон давачів повинен охоплювати характерні частоти всіх зубчастих передач, шліцевих з'єднань і підшипників кочення. Динамічний діапазон визначається, виходячи з вібраційної активності редуктора й агрегатів у місці установки давачів. За останні декілька років розроблено ряд давачів вібрацій бортового виконання з вбудованим у роз'єм підсилювачем заряду (рис. 6).

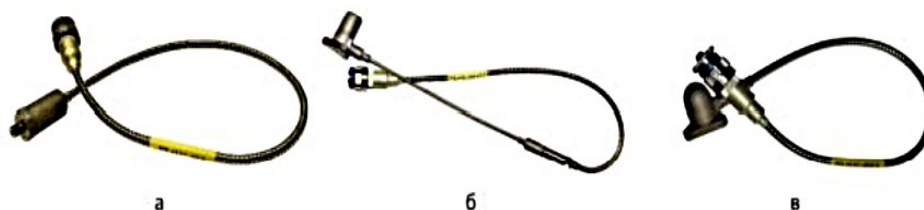


Рис. 6. Давачі вібрацій MB-45 (а), MB-44 (б), MB-46 (в)

Верхня частота робочого діапазону використовуваних давачів складає 10 кГц і вище. Це дозволяє застосовувати їх для діагностики всіх відомих вітчизняних редукторів. До апаратури накопичення та попередньої обробки даних також висуваються певні вимоги. Насамперед це час квантування і розрядність аналого-цифрових перетворювачів (АЦП). Час квантування визначає верхній діапазон частот сигналу, що реєструється. Він повинен бути як мінімум у два рази більше максимального значення характерної частоти деталей редуктора. Розрядність АЦП – це кількість дискретних значень напруги, на які може поділитися робочий діапазон вхідних напруг. В останній час звичайно використовуються 24-розрядні АЦП. При цьому спрощується процес адаптації чутливості первинних перетворювачів і погоджувальних підсилювачів до апаратури реєстрації, знижуються шуми квантування сигналів за рівнем, зберігаються метрологічні характеристики тракту аналого-цифрового перетворення. Наявність в апаратурі процесорів цифрової обробки дозволяє здійснювати оцінку параметрів зареєстрованих сигналів (діагностичних ознак) для їх контролю протягом всього польоту вертольота й уже в процесі наземної обробки виконувати експрес-аналіз технічного стану. На рис. 7 представлені бортові комплекси накопичення та обробки діагностичної інформації попереднього й останнього покоління. Комплекси мають модульну структуру і складаються з блоків обробки і модулів АЦП.



Бортове обладнання реєстрації БУР- 1-2 сер.2

Рис. 7. Бортові комплекси накопичення та обробки діагностичної інформації

За рекомендаціями ІКАО відбувається оснащення вертольотів твердотільними накопичувачами параметричної інформації замість накопичувачів, які записували польотні дані на магнітну стрічку. Система СДК-8 призначена для прийому, реєстрації і зберігання інформації від бортових датчиків і апаратури, а також видачі цієї інформації в наземних умовах. Переваги цієї системи полягають у зниженні трудомісткості та витрат на технічне обслуговування. Система СДК-8 є повністю взаємозамінною із системою САРПП-12Д (1М) і заміна може виконуватись у місці дислокації вертольота організацією по ТО, що має відповідний сертифікат, або на АРЗ (при наявності погодження про авторський нагляд з АТ «Діагностика»).

Робота апаратних засобів бортової частини систем діагностики заснована на: перетворенні за допомогою датчиків вібрацій механічних коливань двигуна і корпусу головного редуктора у широкосмужні електричні сигнали; перетворенні обертального руху валів двигуна, несучого гвинта вертольота в послідовність електричних імпульсів за допомогою датчика частоти обертання; перетворенні в електронному блоці потоків вхідної аналогової інформації, що надходять із виходів датчиків вібрацій і датчиків частоти обертання, в потоки цифрових даних; попередній обробці сигналів і оцінці як окремих параметрів, так і їх комбінацій; накопиченні в цифровій формі даних на накопичувачі для передачі на наземну підсистему з метою подальшого аналізу й вирішення задач оцінки та прогнозування технічного стану вертольоту.

Робота бортової системи діагностики вертольотів. До системи входить набір датчиків-перетворювачів вібрацій: це високотемпературні датчики для вимірювання вібрацій двигуна, агрегатів трансмісії, трикомпонентні датчики для контролю і балансування гвин-

тів. Давачі мають вбудовані в роз'єми підсилювачі. Для кожного з цих давачів застосовуються різного роду автономні аналого-цифрові перетворювачі. Давачі скомутовані з блоком збору й обробки інформації, у які надходять і сигнали від давачів частот обертання двигунів, несучого і рульового гвинтів.

Оскільки давачі розроблені для редукторів, а у них вимоги за динамічним і частотним діапазонами дуже високі, то вони з успіхом використовуються і на двигунах, вирішуючи задачі діагностики їхніх коробок приводів. Система відстежує вібрації кожного вала кінематичної схеми вертольота, що дає можливість навіть за одним параметром роторної вібрації контролювати стан агрегатів і відвертати катастрофи вертольотів. Система збирає інформацію про вібрації агрегатів вертольота, що неминуче виникають під час польоту й супроводжують їхню роботу. Після польоту ця інформація зчитується на твердотільний накопичувач і переноситься на наземний комплекс.

На наземному комп'ютері висвічується інтерфейс, який являє собою схему вертольота з транспарантами в тих місцях, де встановлені давачі. Колір цих транспарантів – зелений, жовтий або червоний – свідчить про те, чи перевищені параметри вібрацій кожного з валів розгалуженої трансмісії двигуна, головного редуктора, привода гвинтів, коробки приводів агрегатів, чи є дисбаланс гвинтів. Якщо параметри вібрації (по 16 для кожного вала) не перевищують встановлені порогові значення, то всі транспаранти зеленого кольору. Таким чином експлуатант розуміє, що його вертоліт може відправлятися у наступний політ над морем. Крім того, задіяна програма будує прогнозований графік результатів вимірів від польоту до польоту для кожного з цих параметрів. Якщо графік починає круто дертися вгору, то можна робити висновок, що, хоча всі параметри ще у межах норми, відбуваються якісь серйозні зміни. Уся ця інформація зберігається в базі даних в експлуатанта й одночасно передається Інтернетом в ЦІАМ. У міру накопичення даних вони використовуються для уточнення як діагностичних ознак, так і порогових значень параметрів.

Основне завдання, що вирішується системою, – це визначення динамічних станів кожної деталі, які можуть призвести до розвитку втомних тріщин. Наступна задача, що вирішується на основі аналізу вимірюваних параметрів, це перехід до експлуатації вертольотів за технічним станом. Про перспективність такого підходу свідчить накопичений досвід із використанням як розроблених бортових систем, так і їх стендових аналогів.

Нині вже застосовуються методи обслуговування машин за фактичним станом або ідентифікації деталей без їх розборки на основі вібродіагностичних випробувань. Їх використання дозволяє одночасно і знизити вартість налагоджувальних робіт, і підвищити їхню якість, тому що перевіряється не тільки стан деталей виробу, але і як вони зібрані, чи є перекося підшипників або шестерень під час складання.

Коливання в зубчастих передачах нерідко є причиною виникнення вібрацій у вузлах машин, що призводить до зростання деформацій як у самих шестернях, так і у валах, на яких вони встановлені. Збуджуючими причинами коливань у зубчастих передачах є сили, зумовлені входженням у зачеплення шестерень із відхиленнями, пов'язаними як із погіршеннями виготовлення самих шестерень, так і з пружними деформаціями системи «вал-шестерня».

Час для проведення діагностики головного редуктора вертольота становить 20 хвилин при використанні двоканальних систем і менше за 10 хвилин при використанні чотирьохканальних систем. Попередньо перед випробуваннями створюється програма, куди вводяться параметри шестерень, підшипників, встановлюються частотний діапазон для вимірювання вібраційних характеристик і показники, що характеризують динаміку роботи вузлів і деталей вертольота, вибираються опорні точки для установки акселерометрів. Експрес-результат стану готується протягом 20 хвилин. Для складання повної дефектної відомості потрібно 3 години.

За результатами ваїбродіагностичних випробувань оцінюється технічний стан деталей кожного зубчастого зачеплення, підшипника без розборки редуктора.

На основі наявних даних вібродіагностики у [24] представлено схему фактичного стану головного редуктора вертольота (рис. 8).

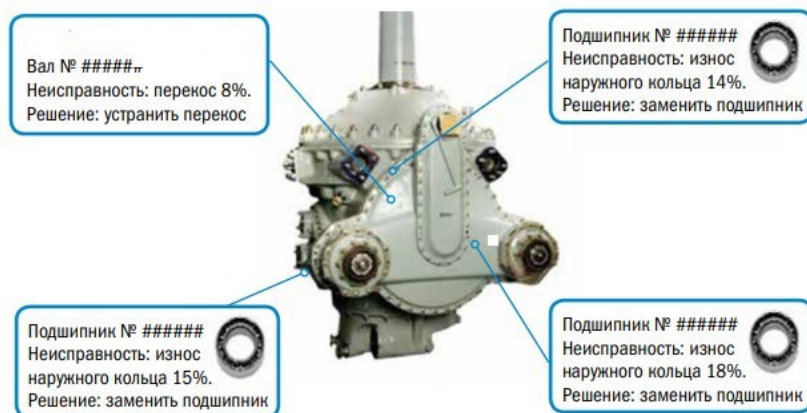


Рис. 8. Схема стану деталей головного редуктора вертольота [24]

За результатами проведених випробувань можливе представлення підсумкових результатів або у вигляді таблиці дефектів кожної деталі, або в графічному вигляді, згідно зі схемою стану деталей вертольота. Як критерій на основі статистичних даних, випробуваних на відповідних підприємствах, прийнята допустима величина зносу 10 %. Деталі, що мають знос більше ніж 10 %, підлягають заміні; деталі, які мають менший знос, допускаються до роботи. Величини зносу встановлюються для кожної галузі на основі статистичних даних.

Треба зазначити, що при безрозбірній вібродіагностиці вирішується не тільки питання щодо зношування деталей, але і які складові будуть визначати це зношування. Наприклад, у випадку підшипників головного редуктора вертольота виявився знос зовнішніх і внутрішніх кілець, а також сепараторів. Це важливо, тому що дозволяє визначити не тільки дефекти деталей, але і якість вузлів, у тому числі й перекося кілець підшипників, і дисбаланс тощо. Перелік виявлених дефектів механічних вузлів при існуючому методі та інноваційному наведений у табл. 1 [24].

Таблиця 1 – Діагностичні параметри, що визначаються за допомогою вібродіагностичних методів

Наявний метод	Інноваційний метод
Дефект вала	Дисбаланс валів, шестерень
Дефект зубчастого зачеплення	Биття валів
	Дефект ведучої шестерні
	Дефект веденої шестерні
	Дефект зачеплення ведучої шестерні
	Дефект зачеплення веденої шестерні
	Знос зовнішнього кільця підшипника
	Знос внутрішнього кільця підшипника
	Знос кульок або роликів підшипника
	Знос сепаратора
	Перекіс зовнішнього кільця підшипника
	Нерівномірний радіальний натяг у підшипнику
	Раковини, тріщини на зовнішньому кільці підшипника
	Раковини, тріщини на внутрішньому кільці підшипника
	Раковини, сколи на тілах кочення підшипника
Кількість виявлених показників для головного редуктора	
42	750

Слід звернути увагу, що в наявному методі визначаються дефекти вала й дефекти зубчастого зачеплення, а в інноваційному – додатково визначаються дефекти складання, причому ідентифікуються дефекти, пов'язані з неправильною установкою зовнішнього кільця підшипника або його внутрішнього кільця, що значно спрощує складання і регулювання. Визначаються також для кожного підшипника дефекти зношування зовнішнього або внутрішнього кільця, тіл кочення, задири й раковини на деталях підшипника, ідентифікується стан сепаратора підшипника, вплив якого на загальний рівень вібрації не дуже великий, але надзвичайно важливий, тому що вихід з ладу сепаратора призводить до руйнування підшипника і заклинювання механізму загалом.

Необхідно зазначити, що в переважній більшості випадків поломка механізму відбувається через найбільш слабкий елемент, яким виявляється підшипник. Інноваційний метод дозволяє упродовж 10 хвилин проконтролювати стан семисот п'ятдесяти показників головного редуктора, тобто фактично здійснити тотальний контроль за станом кожного елементу деталей і вузлів.

Завдяки використанню наявної бази даних по елементах машин, що містить десятки тисяч підшипників як вітчизняного виробництва, так і імпортованих, а також апробованим програмам для діагностики машин, які вже відпрацьовані під час заводських випробувань, значно скорочується час випробувань і спрощується робота заводських служб. Так, наприклад, розроблена й перевірена програма управління для діагностики трансмісії на одному із заводів при наявності аналогічного механізму на другому підприємстві пересилається через Інтернет. На підприємстві проводяться вимірювання, які відсилаються в ситуаційний центр. У ситуаційному центрі залишається тільки провести аналіз отриманих даних і направити на підприємство повний звіт про стан деталей і вузлів вертольота.

Переваги наведеної вище схеми в тому, що на підприємстві не треба мати ні кваліфікованих інженерів-діагностів, ні програмне забезпечення, а необхідний лише вимірювальний прилад. Крім того, розроблені й уже апробовані програми для діагностики вертольотів на декількох підприємствах дають, безперечно, більш високу точність і достовірність результатів.

Недоліком при впровадженні робіт є те, що більшість інженерно-технічного персоналу, дуже добре розбираючись в кінематиці машин, але в динаміці машин їх знань, як правило, недостатньо. Тому в процесі навчання у ЗВО необхідно більше часу приділяти вивченню та засвоєнню таких тем, як «Теорія коливань», «Динаміка машин» і «Вібродіагностика діючого обладнання».

Отже, під час впровадження сучасних методів обслуговування вертолітного парку отримуємо суттєвий економічний ефект, найважливішими складовими якого є: вилучення необхідності розборки працездатних вузлів і деталей; усунення дефектів на початковому етапі їх виникнення; попередження аварійних виходів машин з ладу; оптимізація реальних термінів проведення ремонтних робіт; планування обсягів робіт з виявленими дефектами; скорочення замовлень запасних частин і зниження обсягів механічної обробки; замовлення необхідних комплектуючих до початку проведення ремонтних робіт; зменшення часу для проведення робіт; підвищення якості обслуговування машин; зниження вартості обслуговування машин на 40-50 %.

Центр супроводження експлуатації вертольотів за технічним станом. Наземну підсистему системи діагностики можна поділити на локальну і центральну (центр супроводження). Локальна частина являє собою програмне забезпечення обробки накопиченої в польоті інформації і базу даних, які розташовані в організації, яка експлуатує вертольоти. Головне в центрі супроводження – це сервер зі спеціальним програмним забезпеченням і базою даних, де зберігаються всі накопичені дані, результати оцінок діагностичних ознак, а також вібропаспорти агрегатів підконтрольних об'єктів.

Основні задачі центру: накопичення результатів автоматичного розрахунку в базі даних шляхом синхронізації через Інтернет з організаціями-експлуатантами; зберігання історії технічного стану окремих агрегатів вертольота, отримання цієї інформації за необхідний період (вібропаспорт); контроль працездатності систем, що встановлені на вертольоті замовника; уточнення наявних і дослідження нових діагностичних ознак для підвищення достовірності оцінки технічного стану; консультації з використання системи діагностики.

Організація робіт під час використання систем діагностики представлена схематично на рис. 9 [22].

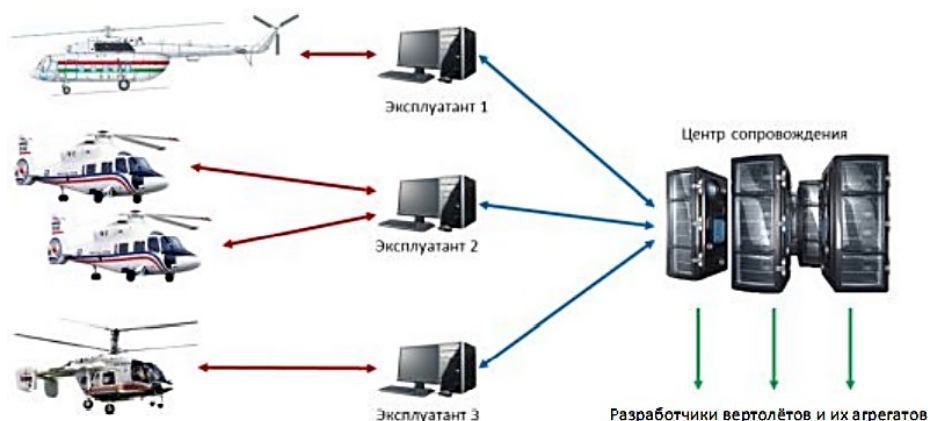


Рис. 9. Схема організації робіт під час експлуатації систем діагностики [22]

Після польоту накопичені дані переносяться на наземну підсистему організації-експлуатанта, де відбувається післяполітний аналіз, видача результатів обробки і зберігання отриманих результатів у локальну базу даних. Далі результати обробки синхронізуються з базою даних центру супроводження для представлення інформації про технічний стан розробникам вертольотів та їхніх агрегатів, а також організаціям-експлуатантам.

Висновки. Вібраційний контроль з початку 1990-х років і до цього часу є найбільш досконалим контролем, засоби і методи якого добре відпрацьовані в авіапромисловості.

Ефективним напрямом експлуатаційного діагностування найбільш напружених вузлів – зубчастих передач редукторів ГТД – є методи аналізу сигналів вібрацій корпусу двигуна.

Теоретичне й експериментальне обґрунтування вібродіагностики зубчастих передач ГТД та редукторів вертольотів засвідчує, що основною функцією, яка характеризує енергетичну ефективність передачі крутного моменту і є чутливою до зародження дефектів зубців шестерень, можна вважати девіацію параметра першої похідної кутової швидкості переспряження зубців.

Широке практичне застосування ресурсного прогнозування вимагає розвитку ряду наукових і практичних додатків, зокрема таких, як прогнозування залишкового ресурсу зубчастих коліс за даними періодичного моніторингу динаміки зачеплення під час ресурсних випробувань.

Впровадження ефективних методів експлуатаційного діагностування зубчастих передач дають можливість чітко виділити в сигналі вібрацій корпусу двигуна ознаки відхилень характеристик деталей редуктора від штатного стану й доповнити автоматичну систему аналізу технічного стану роторних деталей ГТД.

Система збору і обробки польотної інформації поділяється на бортову і наземну частини. Бортова підсистема у вигляді апаратно-програмних комплексів забезпечує збір і попередню обробку первинної інформації – сигналів вібрацій, синхронізації, температури і т. ін. Вона взаємодіє зі штатним обладнанням вертольота для отримання інформації щодо режимів роботи і польоту вертольота. Бортова підсистема, як правило, містить у собі давачі вібрацій, давачі частоти обертання та блоки накопичування та попередньої обробки.

Наземна підсистема являє собою набір апаратно-програмних засобів, що забезпечують виконання автоматичного експрес-аналізу й розширеного аналізу зареєстрованої на борту інформації. Наземну підсистему системи діагностики можна розділити на локальну і центральну (центр супроводження). Локальна частина являє собою програмне забезпечення обробки накопиченої в польоті інформації і базу даних, які розташовані в організації, яка експлуатує вертольоти.

Нині вже застосовуються методи обслуговування машин за фактичним станом або ідентифікації деталей без їх розборки на основі вібродіагностичних випробувань. Їх використання дозволяє одночасно і знизити вартість налагоджувальних робіт, і підвищити їхню якість, тому що перевіряється не тільки стан деталей виробу, але і як вони зібрані, чи є перекося підшипників або шестерень під час складання. Діагностика головного редуктора вертольота виконується протягом 20 хвилин. За результатами вібродіагностичних випробувань оцінюється технічний стан деталей кожного зубчастого зачеплення, підшипника без розборки редуктора.

Інноваційний метод дозволяє упродовж 10 хвилин проконтролювати стан семисот п'ятдесяти показників головного редуктора, тобто фактично здійснити тотальний контроль за станом кожного елемента деталей і вузлів.

Після польоту накопичені дані переносяться на наземну підсистему організації-експлуатанта, де відбувається післяполітний аналіз, видача результатів обробки та зберігання отриманих результатів у локальну базу даних. Далі результати обробки синхронізуються з базою даних центру супроводження для представлення інформації про технічний стан робітникам вертольотів та їхніх агрегатів, а також організаціям-експлуатантам.

Список використаних джерел

1. Болотин В. В. Ресурс машин и конструкций / В. В. Болотин. – Москва : Машиностроение, 1990. – 448 с.
2. Whittingham R. V. The blame machine: why human error causes accidents / R. V. Whittingham. – Burlington : Elsevier Butterworth-Heinemann, 2004. – 288 p.
3. Бурау Н. И. Мониторинг жизненного цикла авиационной техники: проблема и основные пути ее решения / Н. И. Бурау, В. В. Аврутов // Современные методы и средства неразрушающего контроля и технической диагностики : материалы 14 ежегодной междунар. конф. (Ялта, 13-18 октяб. 2006 г.). – Ялта : УИЦ «Наука. Техника. Технология», 2006. – С. 18-19.
4. Chang F.-K. Structural health monitoring: advancements and challenges for implementation / F.-K. Chang. – Pennsylvania : DEStech Publications, Inc., 2005. – 1886 p.
5. Speckmann H. Structural Health Monitoring: a contribution to the intelligent aircraft structure [Electronic resource] / H. Speckmann, H. Roesner // Proc. 9th European NDT Confer. (ECNDT) (25-29 Sept., 2006, Berlin, Germany). – Access mode: <http://www.ndt.net/article/ecndt2006/doc/Tu.1.1.1.pdf>.
6. Bartelds G. Aircraft structural health monitoring, prospects for smart solutions from a European viewpoint / G. Bartelds // NLR TP 97489: National Aerospace Laboratory NLR. – Amsterdam, 1997. – 13 p.
7. Boller C. Fatigue in aerostructures – where structural health monitoring can contribute to a complex subject [Electronic resource] / C. Boller, M. Buderath // Philos. Transact. Royal Soc. – Access mode: <http://rsta.royalsocietypublishing.org/content/365/1851/561.full>.
8. Airbus and Boeing back structural monitoring [Electronic resource] / Flightglobal. Aircraft. – Access mode: <http://www.flightglobal.com/articles/2007/02/20/212184/airbus-and-boeingback-structural-monitoring.html>.
9. Папчѐнков А. В. Эффективность спектральных методов диагностического контроля технического состояния зубчатых передач ГТД / А. В. Папчѐнков // Вестник двигателестроения. – 2015. – № 2. – С. 125-132.
10. Журавлѐв, В.Н. Математическая модель эксплуатационной кинематометрии зубчатых передач газотурбинных двигателей / В. Н. Журавлѐв, А. Б. Единолич, А. В. Папчѐнков // Системные технологии. – 2014. – № 5 (94). – С. 37-46.

11. Виброкинематометрия зубчатых передач / В. Н. Журавлёв, А. Б. Единович, А. В. Папчёнков, А. В. Корнейчук // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». Серія: «Проблеми механічного приводу». – 2015. – № 35 (1144). – С. 56-60.
12. Авиационные зубчатые передачи и редукторы : справочник / под ред. Э. Б. Вулгакова. – Москва : Машиностроение, 1981. – 375 с.
13. Экспериментальные и теоретические результаты исследования авиационных зубчатых передач для двигателей пятого и шестого поколений / И. Ф. Кравченко, А. Б. Единович, В. А. Яковлев, В. Л. Дорофеев // Авиационно-космическая техника и технология. – Харьков, 2008. – № 8. – С. 129-134.
14. Перспективы использования бортовых автоматизированных систем контроля выработки усталостного ресурса авиационных конструкций / С. Игнатович, М. Карускевич, Н. Бурау, В. Краснопольский // Вісник ТНТУ. Серія: Механіка та матеріалознавство. – 2011. – Спецвипуск, Ч. 2. – С.136-143.
15. Баринов Ю. Г. Методы, модели и алгоритмы вибродиагностики авиационных зубчатых приводов : автореф. дис. ... канд. техн. наук / Ю. Г. Баринов. – Рига, 1992.
16. Андреев С. В. Информационно-измерительные системы испытательных стендов вертолетных редукторов : автореф. дис. ... д-ра техн. наук / С. В. Андреев. – Санкт-Петербург, 2002.
17. ДСТУ ISO 8579-2 Правила приймання зубчастих передач. – Ч. 2: Визначення механічних вібрацій редукторів під час приймальних випробувань.
18. Попов Ю. В. Система средств эксплуатационного контроля воздушного судна / Ю. В. Попов, И. Б. Спиридонов // Научный Вестник ГосНИИ ГА. – 2020. – № 30. – С. 20-29.
19. Decker H. J. Crack Detection for Aerospace Quality Spur Gears / Harry J. Decker // NASA/TM—2002-211492 : Prepared for the International 58th Annual Forum and Technology Display sponsored by the American Helicopter Society / U.S. Army Research Laboratory Glenn Research Center, Cleveland, Ohio/National Aeronautics and Space Administration (Montreal, Quebec, Canada, June 11-13, 2002). – Montreal, 2002.
20. Попов Ю. В. Об одном подходе к определению информативности регистрируемых параметров бортовых устройств регистрации / Ю. В. Попов // Проблемы безопасности полетов. – 2013. – № 11. – С. 3-27.
21. ОСТ 100774-98. Система сбора и обработки полетной информации самолетов (вертолетов). – Москва : НИИСУ, 1998. – 21 с.
22. Методы и средства диагностики авиационных приводов при их эксплуатации по техническому состоянию / В. В. Голованов, В. Г. Василенко, А. А. Земсков, С. С. Панов, А. А. Емельянова // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2015. – Т. 14, № 3, Ч. 1. – С. 213-221.
23. Vinay B. J. NASA Technical Memorandum 107408 : Army Research Laboratory Technical Report ARL-TR-1285 / B. J. Vinay, K. Danai, D. G. Lewicki. // Improving the Performance of the Structure-Based Connectionist Network for Diagnosis of Helicopter Gearboxes. (Philadelphia, Pennsylvania, November 25-26, 1996.).
24. Савинов Ю. Метод глубокой вибродиагностики для оценки и управления жизненным циклом механизмов вертолета [Электронный ресурс] / Юрий Савинов // Prostoiev.NET. – 2016. – № 2(7). – Режим доступа: <https://prostoiev.net/metod-glubokoj-vibrodiagnostiki-dlya-oczenki-i-upravleniya-zhiznennym-cziklom-mehanizmov-vertoleta>.

References

1. Bolotin, V.V. (1990). *Resurs mashin i konstruksii [Resource of machines and structures]*. Mashynostroenie.
2. Whittingham, R.B. (2004). *The blame machine: why human error causes accidents*. Burlington: Elsevier Butterworth-Heinemann.
3. Burau, N.I., & Avrutov, V.V. (2006). Monitoring giznennogo tsykla aviatsionnoy tehniky: problema i osnovnye puti ee reshenija [Monitoring the life cycle of aviation equipment: the problem and the main ways to solve it]. *Sovremennye metody i sredstva nerazrushayushchego kontrolya i mehnicheskoy diagnostiki: 14 egegodnaia mezhdunar. konf. – Modern methods and means of non-destructive testing and technical diagnostics: 14th annual international conf.* (pp. 18–19). UIC «Nauka. Tehnika. Tehnologii».

4. Chang, F.-K. (2005). *Structural health monitoring: advancements and challenges for implementation*. Pennsylvania: DEStech Publications, Inc.

5. Speckmann, H., & Roesner, H. (25-29 September, 2006). Structural Health Monitoring: a contribution to the intelligent aircraft structure. Proc. 9th European NDT Confer. (ECNDT). Berlin, Germany. <http://www.ndt.net/article/ecndt2006/doc/Tu.1.1.1.pdf>.

6. Bartelds, G. (1997). Aircraft structural health monitoring, prospects for smart solutions from a European viewpoint. *NLR TP 97489: National Aerospace Laboratory NLR*. Amsterdam.

7. Boller, C., & Buderath M. (13 December 2006). Fatigue in aerostructures – where structural health monitoring can contribute to a complex subject. *Philos. Transact. Royal Soc.* <http://rsta.royalsocietypublishing.org/content/365/1851/561.full>.

8. Flightglobal. Aircraft. (2007). *Airbus and Boeing back structural monitoring*. <http://www.flightglobal.com/articles/2007/02/20/212184/airbus-and-boeingback-structural-monitoring.html>.

9. Papchenkov, A.V. (2015). Ephektivnost spektralnyh metodov diagnosticheskogo kontrolya tehničeskogo sostojanija zubchatyh peredach GTD [Efficiency of Spectral Methods for Diagnostic Monitoring of the Technical Condition of GTE Gears]. *Vestnik dvigatelestroenia – Vestnik dvigatelestroeniya*, (2), 125-132.

10. Zhuravlev, V.N., Edinovich, A.B., & Papchenkov, A.V. (2014). Matematicheskaja model ekspluatatsionnoj kinematometrii zubchatyh peredach gazoturbinyh dvigateley [Mathematical model of operational kinematometry of gear drives of gas turbine engines]. *Sistemnye tehnologii – System technologies*, (5(94)), 37-46.

11. Zhuravlev, V.N., Edinovich, A.B., Papchenkov, A.V., & Korneychuk, A.V. (2015). Vibrokinematometriia zubchatyh peredach [Vibrokinematometry of gears]. *Visnik Natsionalnoho tekhnichnoho universitetu «KHPI». Seriya: «Problemi mekhanichnoho privodu» – Bulletin of the National Technical University “KhPI”. Series: “Problems of mechanical drive”*, (35(1144)), 56-60.

12. Vulgakov, E. B. (Ed.) (1981). *Aviazionnye zubchatye peredachi i reduktory: Spravochnik [Aviation gearing and reducers: a reference book]*. Mashinostroenie.

13. Kravchenko, I.Ph., Edinovich, A.B., Jakovlev, V.A., & Doropheev, V.L. (2008). Eksperimentalnye i teoreticheskie rezultaty issledovania aviatsionnyh zubchatyh peredach dla dvigateley pjatogo i shestogo pokoleniy [Experimental and theoretical results of the study of aircraft gears for engines of the fifth and sixth generations]. *Aviazionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija – Aerospace Technique and Technology*, (8), 129-134.

14. Ignatovich, S., Karuskevich, M., Burau, N., Krasnopolsky, V. (2011). Perspektivy ispolzovania bortovyh avtomatizirovannyh sistem kontrolja vyrabotki ustalostnogo resursa aviatsionnyh konstruktsiy [Prospects for the use of on-board automated systems for monitoring the fatigue life of aircraft structures]. *Visnyk TNTU. Mehanika ta materialoznavstvo – Bulletin of TNTU. Series: Mechanics and materials science*, 2, 136-143.

15. Barinov, Ju.G. (1992). *Metody, modeli i algoritmy vibrodiagnostiki aviatsionnyh zubchatyh privodov [Methods, models and algorithms for vibration diagnostics of aircraft gear drives]* [Abstract of the dissertation of the candidate of technical sciences].

16. Andreev, S.V. (2002). *Informatsionno-izmeritelnye sistemy ispytatelnyh stendov vertoletnyh reduktorov [Information-measuring systems of test benches for helicopter gearboxes]* [Abstract of the dissertation of the doctor of technical sciences].

17. DSTU ISO 8579-2 Pravyla pryjmannia zubchastyh peredach. Chastyna 2. Vyznachennia mehanichnyh vibratsiy reduktoriv pid chas pryjmalnyh vyprobuvan [Rules for acceptance of gears. Part 2. Determination of mechanical vibrations of gearboxes during acceptance tests].

18. Popov, Iu.V., & Spiridonov I.B. (2020). Sistema sredstv ekspluatatsionnogo kontrolja vozdušnogo sudna [Aircraft operational control system]. *Nauchnyi Vestnik GosNII GA – Scientific Bulletin of the State Research Institute of Civil Aviation*, (30), 20-29.

19. Harry, J. Decker. (2002). Crack Detection for Aerospace Quality Spur Gears /Harry J. Decker U.S. Army Research Laboratory Glenn Research Center, Cleveland, Ohio/National Aeronautics and Space Administration. NASA/TM—2002-211492. Prepared for the International 58th Annual Forum and Technology Display sponsored by the American Helicopter Society. Montreal, Quebec, Canada, June 11-13.

20. Popov, Iu.V. (2013). Ob odnom podhode k opredeleniu inphormativnosti registriruemih parametrov bortovyh ustrojstv registratsii [On one approach to determining the information content of the recorded parameters of on-board recording devices]. *Problemy bezopasnosti poliotov – Flight safety problems*, (11), 3-27.

21. OST 100774-98. Sistema sbora i obrabotki poliotnoy inphormatsii samoliotov (vertoliotov). [Aircraft (helicopter) flight information collection and processing system]. (1998). NIISU.

22. Golovanov, V.V., Vasilenko V.G., Zemskov A.A., Panov S.S., & Emelianova A.A. (2015). Merody i sredstva diagnostiki aviatsionnyh privodov pri ih ekspluatatsii po tehničeskomu sostojaniju [Methods and tools for diagnosing aircraft drives during their operation according to their technical condition]. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta – Bulletin of the Samara State Aerospace university*, 14(3), 1, 213-221.

23. NASA (November 25-26. 1996). Technical Memorandum 107408. Army Research Laboratory Technical Report ARL-TR-1285. Vinay B. Jammu and Kourosh Danai, David G. Lewicki. Improving the Performance of the Structure-Based Connectionist Network for Diagnosis of Helicopter Gearboxes. Philadelphia, Pennsylvania.

24. Savinov, Yu. (2016). Metod glubokoy vibrodiagnostiki dlya otsenki i upravleniya zhiznennym tsiklom mekhanizmov vertoleta [A method of deep vibration diagnostics for assessing and managing the life cycle of helicopter mechanisms]. *Prostoev.NET*, 2(7). <https://prostoev.net/metod-glubokoj-vibrodiagnostiki-dlya-oczenki-i-upravleniya-zhiznennym-cziklom-mehanizmov-vertoleta>.

Отримано 22.05.23

UDC 629.735.45

Oleg Pilipenko

Doctor of Technical Sciences, Professor (Chernihiv, Ukraine)

E-mail: opilip@ukr.net. ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-0590-0107>. ResearcherID: [G-2533-2016](https://orcid.org/0000-0003-0590-0107)

GROUND-ON-BOARD SYSTEMS FOR TESTING AND DIAGNOSTICS OF HELICOPTER GEARBOXES

The article is an overview and information. An effective direction of operational diagnostics of the most stressed units - gear drives of GTE gearboxes are methods for analyzing vibration signals of the engine casing.

The theoretical and experimental substantiation of vibration diagnostics of GTE gears and helicopter gearboxes indicates that the main function that characterizes the energy efficiency of torque transmission and is sensitive to the initiation of defects in gear teeth can be considered the deviation of the parameter of the first derivative of the angular velocity of re-coupling of the teeth.

The system for collecting and processing flight information is divided into onboard and ground parts. The onboard subsystem in the form of hardware and software systems provides for the collection and preliminary processing of primary information - vibration signals, synchronization, temperature, etc. It interacts with the standard equipment of the helicopter to obtain information regarding the modes of operation and flight of the helicopter. The on-board subsystem, as a rule, contains vibration sensors, speed sensors and accumulation and pre-processing blocks.

The ground subsystem is a set of hardware and software tools that provide automatic express analysis and extended analysis of information recorded on board. The ground subsystem of the diagnostic system can be divided into local and central (support center). The local part is the software for processing the information accumulated during the flight and the database, which are hosted by the organization operating the helicopters.

At present, methods are already being used for servicing machines according to the actual state or identifying parts without disassembling them based on vibration diagnostic tests. Their use allows to simultaneously reduce the cost of adjustment work and improve their quality, since not only the condition of the parts of the product is checked, but also how they are assembled, whether there are misalignments of bearings or gears during assembly.

After the flight, the accumulated data is transferred to the ground subsystem of the operating organization, where post-flight analysis is carried out, processing results are issued and the results are stored in a local database. Further, the processing results are synchronized with the database of the support center to provide information on the technical condition to the developers of helicopters and their units, as well as to operating organizations.

Key words: onboard and ground systems for vibration diagnostics of helicopters; maintenance of their operation according to their technical condition.

Fig.: 9. Table: 1. References: 24.