

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ УКРАЇНИ
Київський міжнародний університет цивільної авіації

На правах рукопису

Буланов Віталій Володимирович

**ТЕОРЕТИЧНІ ОСНОВИ НЕРУЙНІВНОГО КОНТРОЛЮ
ТА ДІАГНОСТИКИ СТАНУ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЇ
ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ ВІБРАЦІЙНИМИ МЕТОДАМИ**

Спеціальності: 05.22.14 “Експлуатація повітряного транспорту”;
05.02.09 “Динаміка, міцність машин, приладів та
апаратури”.

Автореферат
дисертації на здобуття наукового ступеня
доктора технічних наук

Київ 1996



00751563 (R)

Дб. 35. 878

дисертація є рукописом.

Роботу виконано в Харківському інституті льотчиків ВПС України

Офіційні опоненти:

- Лауреат Державної премії України, доктор технічних наук, професор Ю.С.Воробіiov
- заслужений діяч науки України, доктор технічних наук, професор А.О.Комаров
- Дійсний член Нью-Йоркської Академії наук, доктор фізико-математичних наук М.П.Плахтієнко

Провідна організація: АНТК ім. О.К.Антонова, м.Київ

Захист відбудеться "Дб" шестонада 1996 р. о 15⁰⁰ годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д01.35.04 при Київському міжнародному університеті цивільної авіації за адресою: 252058, пр.Космонавта Комарова, 1, КМУЦА.

З дисертацією можна ознайомитися в бібліотеці КМУЦА.

Автореферат розіслано "Д5" новтисед 1996 р.

Вчений секретар спеціалізованої вченої ради
доктор технічних наук

М.С.Кулик

AB - 35.878 3

Загальна характеристика роботи

Актуальність роботи.

Подальший розвиток та ефективність використання сучасної техніки нерозривно пов'язані з підвищенням несучої здатності елементів конструкції.

На цей час досягнуто певних результатів у цій галузі за рахунок застосування нових технологій, матеріалів і методик оцінки надійності елементів конструкцій, що дає можливість експлуатації літальних апаратів орієнтуючись на технічний стан.

Зазначимо, що забезпечення надійності конструкцій ЛА протягом усього терміну експлуатації полягає у своєчасному виявленні в матеріалі або деталі пошкоджень, які можуть стати причиною відказу, виникнення втомної тріщини як у процесі виробництва, так і при експлуатації виробу.

Джерела періодичних сил, що діють на ЛА, сприяють виникненню коливань частин планера та силової установки. При цьому циклічні напруження в поперечних перерізах елементів можуть істотно перевищити границю втомності матеріалу. Амплітудно-частотні характеристики джерел вібрацій змінюються широким діапазоном у часі та просторі і практично повністю виключають можливість частотної відбудови елементів конструкцій. За цих умов значного зниження рівня напружень можна досягнути за рахунок збільшення розсіювання енергії коливань у матеріалі і, особливо, за рахунок конструкційного демпфірування елементів. При вирішуванні цієї задачі насамперед необхідно досліджувати та оцінювати дисипативні властивості матеріалу та елементів конструкції, що зумовлюють загасання вільних і обмеження рівня резонансних коливань.

Іншим важливим аспектом вирішуваної проблеми є питання технічного обслуговування та експлуатації авіаційної техніки. Відмічено, що приблизно 80% авіакатастроф є наслідком дефектів, спричинених у цей період технічним персоналом.

Виявлення такого роду дефектів і пошкоджень, а також прогнозування їх розвитку при циклічному навантаженні відомими методами неруйнівного контролю є утрудненим і малоефективним. На цей час вирішити цю проблему можливо лише шляхом використання вібраційних методів. У зв'язку з цим розробка ефективних методик вібродіагностики при виробництві та технічному обслуговуванні, що реалізує концепцію експлуатації ЛА орієнтуючись на стан, є актуальною.

В основу дисертації лягли дослідження, які проводив автор у Харківському інституті льотчиків і в проблемній лабораторії по дослідженню надійності та довгочасної міцності авіаконструкцій Харківського авіаційного інституту, що ввійшли в комплексну

ЛНБ ім. П. С. Платона
АТІ

програму "Технічна діагностика та неруйнівний контроль" 1989-1993 рр. Ці дослідження виконувалися в межах Постанови Президії АН України за № 431 від 2 листопада 1988 р.

Мета роботи.

Вибір на базі систематичного та всебічного дослідження розсіяння енергії в матеріалі та елементах конструкції з різними видами пошкоджень і діагностичних ознак, які дозволяють оцінити вплив цих пошкоджень на несучу здатність виробів, розробка науково обгрунтованих та ефективних методик вібродіагностики механічних систем при вільних і вимушених коливаннях, а також прогнозування надійності елементів конструкцій ЛА в процесі експлуатації.

Досягнення цієї мети здійснювалося шляхом вирішення таких завдань:

1. Аналіз методів неруйнвної оцінки надійності авіаційних конструкцій та виявлення закономірностей впливу технічного стану виробів на зміну діагностичних ознак.
2. Обгрунтування вибору методу, критеріїв і діагностичних ознак оцінки передвідаказного стану авіаційної техніки.
3. Опрацювання методик неруйнвного контролю та діагностики несучої здатності елементів кострукції ЛА вібраційними методами.
4. Розробка основних принципів виробництва і технічного обслуговування ЛА, орієнтованих на максимальне використання фактичної надійності виробів у процесі експлуатації.

Наукова новизна.

1. Розроблено метод визначення вірогідних значень діагностичних ознак з використанням віброграм вільних або вимушених коливань досліджуваних систем.
2. У результаті вивчення впливу якісного та кількісного складу дефектів на нелінійні характеристики віброграми механічних коливань обгрунтовано введення нового критеріального параметра - коефіцієнта нелінійних перекручень (КНП), який визначається при спектральному аналізі віброграм коливань.
3. На підставі загального розв'язку нелінійних диференціальних рівнянь одночастотних коливань пружної системи експериментальних даних одержано аналітичні залежності для визначення демпфіруючих характеристик об'єктів з реально можливими пошкодженнями як у процесі виробництва, так і при експлуатації.
4. На основі аналізу можливостей виробництва, стану ринку продукції, що випускається, і т. д., розроблено концепцію створення і технічного обслуговування авіаційної техніки, апаратні засоби та програмне забезпечення, які її реалізують. Концепція зумовлює можливість експлуатації ЛА з допустимими пошкодженнями орієнтуючись на технічний стан.

Практична цінність роботи.

Розроблено методику неруйнівного контролю з використанням нового критеріального параметра - КНП, яка дозволяє визначати демпфіруючі характеристики виробів з можливими технологічними та експлуатаційними дефектами, класифікувати їх за якісним і кількісним складом.

Запропонована методика прогнозування несучої здатності ЛА базується на взаємозв'язку величини накопленого пошкодження з величиною критеріального параметра, що визначається в момент контролю при діагностиці виробів. Вона дає можливість прогнозувати виникнення відказу конкретної деталі, вузла і т.п., тобто створює передумови для експлуатації конструкцій орієнтуючись на технічний стан. Ця методика дозволяє також обчислити оптимальну довжину інтервалу між моментами контролю, що виключає втрату інформації, істотно підвищує надійність результатів контролю та зменшує його вартість.

Розроблена модель і конструкторсько-технологічні рішення (КТР) з'єднання елементів з пружними прокладками значно підвищують надійність виробу в цілому за рахунок збільшення демпфіруючих характеристик з'єднання та зниження рівня резонансних напружень.

Апаратура, яка реалізує запропоновані методики, розроблена на базі сучасної мікропроцесорної техніки, цифрових обчислювальних пристроїв з використанням безконтактних датчиків, має високу роздільну здатність і точність визначення діагностичних ознак.

Одержані в роботі аналітичні залежності виявляють взаємозв'язок діагностичних ознак об'єкта дослідження з його конструктивними параметрами, фізико-механічними характеристиками матеріалу, розвивають наукову основу інженерних методів розрахунку конструкцій оптимальної надійності.

Методичні розробки та дослідний екземпляр пристрою для експериментального визначення критеріальних параметрів пройшли апробацію при промислових випробуваннях авіаційної техніки в таких організаціях: АНТК ім. О.К. Антонова (Київ), ММЗ "Опыт" (Москва), ОНВО "Технология" (Обнінськ), НВО "Прибор" (Московська область), ААВО (Арсенів) та ін.

Апробація роботи.

Основні результати роботи:

- були представлені на міжнародні симпозиуми і опубліковані в їх працях: "ICFUAS-9" (Хефей, КНР, 1989 р.), "DGZFP" (Фулда, Німеччина, 1992 р.; Гармш-Партенкірхен, Німеччина, 1993 р.), "ICM-6" (Киото, Японія, 1991 р.), "13 th WCNDT" (Сан-Пауло, Бразилія, 1992 р.) та ін.;

- доповідалися на науково-технічних конференціях: "Конструкція і технологія одержання виробів із неметалевих матеріалів" (Обнінськ, 1989 р.), "Сучасні проблеми будівної механіки і міцності

ЛА" (Куйбишев, 1989 р.; Казань, 1988 р.; Харків, 1991 р.), "Підвищення надійності та довгочасності машин і споруд" (Запоріжжя, 1988 р.), "Неруйнівні методи контролю виробів із полімерних матеріалів" (Москва, 1989 р.) та ін.;

- доповідалися на НТС відділу міцності КБ ім. М.Л. Миля (Москва, 1984 р.), НТС НДВ-4 ОНВО "Технологія" (Обнінськ, 1985 р.), НТС НДІЕРАТ (Москва, 1986 р.); в лабораторії НК ЗВО "Моторостроитель" (Запоріжжя, 1987 р.), НТС КБ-2 ТАНТК ім. Берієва (Таганрог, 1990 р.), НТС ВНТК ім. М.І. Камова (Люберці, 1991, 1993, 1994 рр.), на семінарі відділу №15 ІІМ НАН України (Київ, 1991, 1993, 1994 рр.), у відділі КВ-7 ВО "Турбоатом" (Харків, 1992-1996 рр.) та ін.

Публікації. За матеріалами виконаних робіт опубліковано 74 статті та доповіді, 7 звітів про НДР, одержано 3 авторських свідоцтва.

Зміст роботи

У вступі розкрито важливість розглядуваної проблеми, звернуто увагу на специфіку забезпечення надійності конструкцій ЛА протягом усього терміну експлуатації, підкреслено актуальність виконаної роботи, відмічено її наукову і практичну цінність та новизну, коротко викладено основні принципи вирішення поставлених завдань і наведено відомості про апробацію роботи та впровадження її результатів.

У першому розділі подано аналіз сучасних методів і засобів неруйнівного контролю якості та діагностики стану авіаконструкцій, показано необхідність використання даних про розсіяння енергії при пружних коливаннях елемента конструкції для прогнозування його якості та несучої здатності.

Основоположний внесок у дослідження по визначенню дисипативних властивостей матеріалів, розробку теоретичних основ надійності як у процесі виробництва, так і при експлуатації виробів зробили вітчизняні та зарубіжні вчені: М.Базовський, І.А.Біргер, В.В.Болотін, О.С.Вентцель, Є.М.Воробйов, О.М.Колмогоров, В.О.Кононенко, В.В.Матвеев, І.М.Меламедов, І.Ф.Образцов, Г.С.Писаренко, В.Т.Троценко, Р.Барлоу, Р.Хевіленд та ін.

Проте багато важливих питань потребують подальшого розвитку в галузі розробки методик вібродіагностики несучої здатності елементів конструкцій.

Застосовувані в авіації та енергетичному машинобудуванні методики прогнозування довгочасності базуються на визначенні величини накопленого пошкодження на момент контролю. Однак відомі інструментальні способи індикації накопленого пошкодження, які полягають у використанні лічильників ресурсу, датчиків втомності і т.п., не дозволяють адекватно оцінити технічний стан конструкції. Це свідчить про необхідність розробки нових методик та апаратури,

що їх реалізує, оцінки пошкодженості як у процесі виробництва, так і при експлуатації виробу на базі математичних моделей та експериментальних досліджень взаємозв'язку діагностичних ознак з параметрами надійності та якості.

На підставі усього цього сформульовано мету і завдання даного дослідження.

Другий розділ присвячений вибору критеріального параметра вібродіагностики елементів авіаконструкцій та розробці методики його визначення, яка базується на врахуванні характеристик розсіяння енергії при коливаннях (вільних або вимушених) пружних систем.

Метод вільних коливань. Цей метод найпростіший для постановки та обробки результатів експерименту.

Розрахункову схему досліджуваних елементів конструкції (консоль крила, лопать вертольота, лопатка турбіни і т.д.) можна звести до системи з одним ступенем свободи, загасаючі коливання якої описуються диференціальним рівнянням другого порядку, що враховує нелінійність у найбільш загальному вигляді:

$$m \frac{d^2 y}{dt^2} + \Phi(y, \frac{dy}{dt}) + cy = 0. \quad (1)$$

Як функцію демпфірування можна взяти різні аналітичні залежності. Розглянемо відповідність до розв'язуваної задачі двох нелінійних моделей врахування розсіяння енергії при коливаннях.

У першій моделі узагальнена сила внутрішнього опору пропорційна n -му степеню швидкості, тобто

$$R = - \sum_{n=0}^N d_n \left| \frac{dy}{dt} \right|^{n-1} \frac{dy}{dt}.$$

Тоді рівняння вільних коливань системи запишеться як

$$m \frac{d^2 y}{dt^2} + \sum_{n=0}^N d_n \left| \frac{dy}{dt} \right|^{n-1} \frac{dy}{dt} + cy = 0. \quad (2)$$

Точний розв'язок цього рівняння в елементарних функціях навести не можна, і для визначення залежності $y=y(t)$ скористуємося методом асимптотичних наближень. Для цього формулу (2) подамо у вигляді

$$\frac{d^2y}{dt^2} + \omega^2 y = -\varepsilon \sum_{n=0}^N \gamma_n \left| \frac{dy}{dt} \right|^{n-1} \frac{dy}{dt}. \quad (3)$$

Для дослідницької практики цілком достатньо наближення невеликого порядку, і цьому одержимо у другому наближенні розв'язок рівняння (3):

$$y = a \cos \varphi \left(\frac{d_0}{10\pi} + \frac{d_2 a^2}{15\pi} + \frac{3d_3 a^3}{160} + \frac{4d_4 a^4}{15\pi} + \dots \right) \left(\sin 3\varphi + \frac{\sin 5\varphi}{21} + \frac{\sin 7\varphi}{126} + \frac{\sin 9\varphi}{462} + \dots \right), \quad (4)$$

де a і φ визначаються співвідношеннями

$$\frac{da}{dt} = - \left(\frac{2d_0}{\pi} \omega + \frac{d_1}{2} \omega + \frac{4d_2 a^2}{3\pi} \omega + \frac{3d_3 a^3}{8} \omega + \frac{16d_4 a^4}{15\pi} \omega + \dots \right), \quad (5)$$

$$\frac{d\varphi}{dt} = \omega \left\{ 1 - \frac{1}{8} d_1 \left[\frac{9d_0^2}{\pi^2 a^2} + \frac{4d_2^2 a^2}{\pi^2} + \frac{81d_3^2 a^4}{256} + \frac{64d_4^2 a^6}{25\pi^2} \right] 0,0407 \right\}.$$

Використовуючи диференціальне визначення характеристик демпфірування і перше рівняння системи (5), дістанемо розрахункову формулу для обчислення ЛДК елемента з різними джерелами розсіяння енергії:

$$\delta = 4d_0/a + d_1 \pi + 8d_2 a/3 + 3\pi d_3 a^2/4 + 32d_4 a^3/15. \quad (6)$$

У другій моделі аналітичні вирази контура петлі гістерезису, які характеризують недосконалу пружність матеріалу, можна подати залежностями Давиденкова-Писаренко. У цьому випадку функція демпфірування запишеться у вигляді

$$\overline{\Phi}(a, \varphi) = \mp d_n \frac{2}{n} \left[(1 \pm \cos \varphi)^n - 2^{n-1} \right] a^n. \quad (7)$$

Тоді рівняння коливання наведемо таким:

$$\frac{d^2y}{dt^2} + \omega^2 y = \pm \varepsilon \gamma_n \omega^2 \left[(1 \pm \cos \varphi)^n - 2^{n-1} \right] a^n.$$

Розв'язок цього рівняння знайдемо аналогічно розв'язку залежності (3).

Значення ЛДК ($n=1,2,3,4$)*, обчислені за першою та другою моделями, подано в табл. 1.

Таблиця 1

| ЛДК / Модель | δ_0 | δ_1 | δ_2 | δ_3 | δ_4 |
|--------------|---------------|---------------|----------------|---------------------|--------------------|
| Перша | $4\alpha_0/a$ | $\alpha_1\pi$ | $8\alpha_2a/3$ | $3\pi\alpha_3a^2/4$ | $32\alpha_4a^3/15$ |
| Друга | - | - | $8\beta_2a/3$ | $8\beta_3a^2$ | $96\beta_4a^3/5$ |

Слід зазначити, що перша модель краща, тому що дозволяє знайти величину декременту коливаних у випадку кулонівського і лінійного опорів.

Метод вимушених коливань. Метод, що описується в дисертації, передбачає одержання у резонансній зоні експериментальної залежності амплітуди деформування сталих коливань від частоти зовнішнього гармонічного впливу зі сталою амплітудою. Знайдено залежності для обчислення найвищих гармонік у випадку основного резонансу, а також виявлено взаємозв'язок між їх значеннями і параметрами джерел розсіяння енергії. Це дає можливість визначити якісний і кількісний склад джерел за допомогою спектральних характеристик віброграми вимушених коливань.

Метод врахування нелінійних перекручень. У розв'язку нелінійного диференціального рівняння (1) крім основного тону коливань є найвищі гармоніки, характеристики яких залежать від характеристик джерел розсіяння енергії. Це дозволяє ввести новий критеріальний параметр оцінки дисипативних властивостей системи - коефіцієнт нелінійних перекручень, який дорівнює відношенню суми амплітуд найвищих гармонік до середньої амплітуди основного тону за період

$$K_{rn} = \frac{1}{A_{cp}} \left(\frac{12d_0}{\pi} + \frac{8d_1a\alpha^2}{\pi} + \frac{9d_2a^3}{4} + \frac{32d_3a^4}{5\pi} \right) \sum_{q=0}^{\infty} \frac{1}{(2q+1)[(2q+1)^2-1][(2q+1)^2-4]} \quad (8)$$

Якщо проаналізувати можливість застосування ЛДК, КНП і частоти власних коливань об'єкта досліджень як критеріальних параметрів неруйнівного контролю та діагностики несучої здатності елементів конструкцій ЛА, то усі вони можуть використовуватися як

* Обмежимося $n \leq 4$, тому що при експериментальних дослідженнях джерела з $n > 4$ не були виявлені

такі параметри. Але інформативність і роздільна здатність кожного з них є різними.

Найприйнятнішими критеріальними параметрами при вирішенні задачі дефектоскопії виробів, що працюють при циклічних навантаженнях, є ЛДК і КНП. Як показано автором, їх величини однозначно пов'язані з якісними і кількісними характеристиками дефектів. Крім того, ці параметри, а також методики, що їх реалізують, доповнюють частоту власних коливань, яка є на цей час основним параметром частотної відбудови лопаткового апарату турбомашин, тому що дозволяють визначити дисипативні властивості механічної системи при вирішенні питань стосовно зниження рівня резонансних напружень, а також підвищення надійності виробів, що працюють при вібраційних впливах.

Спектральний аналіз віброграми вільних коливань. Більшість елементів планера ЛА мають частоту основного тону коливань, яка не перевищує 30 Гц. Тому для виявлення найвищих гармонік по дев'яту включно досить здійснювати дискретизацію з частотою 540 Гц (18 точок за період).

За частотний аналіз беремо розклад по системі ортонормованих гармонічних функцій. Це пов'язано з необхідністю локалізувати вплив основного тону, який являє собою практично чисте гармонічне коливання і перевищує по амплітуді перекручення, що нас цікавлять, не менш ніж на 50 дБ.

Отже, у частині системи програмного забезпечення, яка позначається як спектральний аналізатор, здійснюється перетворення вихідної віброграми в її Фур'є-образ:

$$F(0) = \frac{1}{N} \sum_{j=0}^{N-1} f(j); \quad F(k) = \frac{2}{N} \sum_{j=0}^{N-1} \alpha_k(j) f(j), \quad k > 0.$$

Скористуємося алгоритмом швидкого перетворення Фур'є (ШПФ) з проріджуванням у часі. Якщо розглядувати вільні коливання механічної системи, яка являє собою деяку загасаючу у часі величину, що спектр цієї системи - це набір гармонік, що спадають за певним законом, який не можна навести у загальному випадку в елементарних функціях.

Заповнивши вказану величину коливаннями з більш високою порівняно зі швидкістю зменшування частотою, одержимо спектр, який буде мати вигляд спектрів обвідної, повтореної на частотній осі згідно з розподілом гармонік у коливанні, яке заповнює досліджувану величину. У цьому спектрі неможливо виділити найвищі гармоніки коливання, що заповнює досліджувану величину. Тому проводимо спектральний аналіз такого усередненого коливання, застосувавши зваження за допомогою вікна Натолла.

Використовуючи запропонований алгоритм, здійснимо спектральний аналіз модельних віброграм вільних коливань систем з різними джерелами розсіяння енергії (рис. 1).

При експоненціально загасаючому коливанні (рис. 2) спостерігається цілковита відсутність найвищих гармонік. За такою спектрограмою неможливо визначити величину перекручень, які спричиняє загасання.

Спектрограма при використанні вікна Натолла

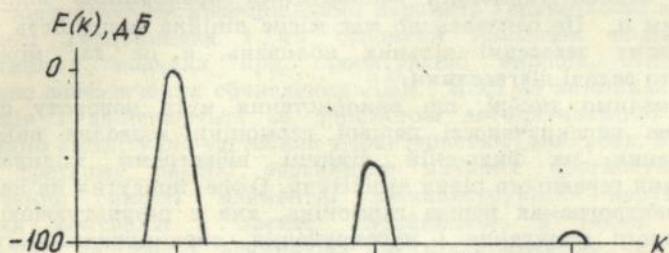


Рис. 1

Спектрограма експоненціально загасаючого коливання

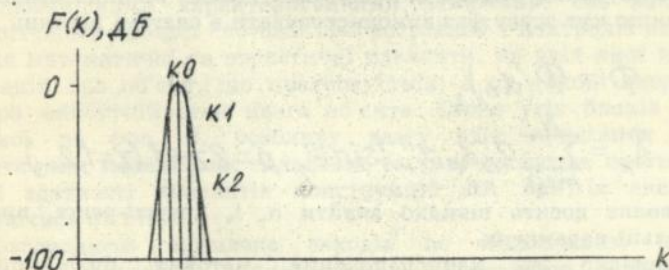


Рис. 2

Для вирішення цієї проблеми розглянемо детальніше особливості впливу на спектрограму лінійного опору.

У спектрі на рис. 2 найвищі гармоніки відсутні, але перша гармоніка розщеплюється на кілька близькорозташованих фазовернених дискрет. У цьому випадку можна визначити випередження або запізнення фази між центральною частотою першої гармоніки і найближчою меншою (більшою) дискретною.

Розроблений автором алгоритм дозволяє знайти різницю фаз між найближчими дискретами. Кінцеву формулу визначення кута зсуву

фаз дискрет у загальному випадку комбінації усіх розглянутих вище джерел розсіяння енергії одержимо у вигляді

$$\Phi = \frac{1}{4\pi} \frac{4d_0/a + d_1\pi + 8d_2a/3 + 3\pi d_3 a^2/4 + 32d_4 a^3/15}{1 - 2d_0/a + 4d_2a/3 + 3\pi d_3 a^2/8 + 16d_4 a^3/15} \quad (9)$$

Таким чином, за наявності у системі додаткових джерел розсіяння енергії, крім вихідного з в'язким опором, кут зсуву фази дискрет першої гармоніки збільшується пропорційно відповідним значенням α_n . Це означає, що має місце лінійна залежність $\Phi = \Phi(\alpha_n)$ при малому загасанні вільних коливань, а це дає можливість розв'язати задачі діагностики.

Зазначимо також, що використання кута повороту фази як показника перекрученості першої гармоніки дозволяє виконувати вимірювання на будь-якій ділянці віброграми коливань без визначення середнього рівня амплітуди. Отже, присутня на наведених вище спектрограмах перша гармоніка, яка є результируючою власно гармонічного коливання і перекручення, спричиненого загасанням коливань, не використовується в системі. Для подальшої обробки та відновлення коефіцієнтів математичної моделі застосовується кут повороту фази дискрет першої гармоніки, які присутні у віброграмі і мають частоту, близьку до частоти основного тону.

Розв'язування значно спрощується (число рівнянь зменшується вдвое), якщо кут зсуву фаз використовувати в системі рівнянь

$$\Phi = \Phi(\alpha_n),$$

$$\bar{A}_\rho = \sum_{n=0}^N R_n d_n \alpha^{n-1} \sin \varphi, \quad \rho = 2z + 1 \quad (z = 1, 2, \dots) \quad (10)$$

яка дозволяє досить швидко знайти α_n і, врешті-решт, визначити критеріальні параметри.

Відповідно до запропонованих методик було проведено порівняльний аналіз ЛДК і КНП залежно від потужності джерел розсіяння енергії з використанням експериментальних віброграм вільних загасаючих коливань (табл. 2).

Таблиця 2

| 2h, см | P, г | δ | $K_{r_0} \cdot 10^4$ | $K_{r_2} \cdot 10^4$ | $K_{r_3} \cdot 10^4$ | δ |
|--------|------|----------|----------------------|----------------------|----------------------|----------|
| | | | | | | |
| 1,0 | 0,5 | 0,206 | 12,704 | 12,384 | 1,681 | 0,215 |
| | 0,75 | 0,246 | 20,160 | 12,621 | 1,678 | 0,259 |
| | 1,0 | 0,289 | 27,040 | 12,786 | 1,677 | 0,298 |
| | 1,25 | 0,332 | 34,240 | 13,038 | 1,679 | 0,340 |

При спробній перевірці кулонівське тертя було реалізовано шляхом зміни величини зусилля притискування (P) плоских пружин до коливного зразка (фізичного маятника), а турбулентне тертя - зміною глибини занурювання вільного кінця зразка у воду (h).

Таким чином, при вібродіагностиці несучої здатності елементів конструкцій ЛА найдоцільніше використовувати як критеріальний параметр оцінки надійності КНП, тому що він дозволяє виявити якісний склад джерел пошкоджень, їх потужність і питому вагу, енергетичні співвідношення між ними. Логарифмічний декремент, як найпростіший при експериментальному визначенні, може використовуватися як критеріальний параметр неруйнівного контролю в процесі виробництва і як основний показник надійності в математичних моделях при проектуванні виробів. Апаратне і програмне забезпечення обчислення ЛДК і КНП не викликає значних труднощів і здійснюється за допомогою автоматизованої системи визначення амплітудно-частотних характеристик (див. розд. 5).

У третьому розділі розглянуто питання прогнозування та забезпечення якості елементів авіаконструкцій неруйнівними методами контролю в процесі виробництва, а також питання підвищення надійності елементів, які підлягають впливу змінних навантажень. Необхідність прогнозу полягає в тому, що майбутній стан більшості об'єктів для нас є невідомим, але має велике значення для рішень, які приймаються на цей момент.

Цілком природно, що одержання виробів із заданими міцнісними і втомлюванісними характеристиками неможливе без наявності у технологічному процесі системи прогнозування і контролю якості, яка включає математичні та евристичні елементи, на вхід якої надходить інформація про об'єкт, що прогнозується, а на виході одержуються дані про майбутній стан цього об'єкта. Серед усіх блоків системи, показаної на рис. 3, особливу увагу слід приділити розробці математичних моделей як складовій частині проблеми прогнозування несучої здатності елементів конструкцій ЛА при їх експлуатації орієнтовуючись на стан.

Розглядаючи комплекс заходів по підвищенню надійності виробів, що підлягають впливу змінних навантажень, зупинимось на питаннях демпфірування коливань. Наприклад, основа методів демпфірування робочих лопаток газових турбін полягає у доборі відповідної марки сталі або в установленні елементів, які сприймають ефект коливань і т.п. та, при розсіянні цієї енергії, знижують резонансні напруження.

Зазначимо, що процес проектування високоякісного виробу необхідно розглядати у контексті можливостей виробництва і вимог щодо експлуатації. Це дозволяє забезпечити реальні властивості механічної системи з оптимальними значеннями частот власних коливань і ступеня демпфірування.

Для реалізації цих положень було розроблено математичні моделі об'єктів з використанням аналітичних залежностей, одержаних вище. При турбулентному опорі залежність для безрозмірного коефіцієнта демпфірування (плоскі зразки) запишеться у вигляді

$$D_2 = \frac{0,88}{\pi} \frac{\sigma_{\text{пл}}}{E\rho} \frac{l}{ah^2} d_2.$$

Одержаний вираз дозволяє робити висновки про шляхи підвищення демпфіруючих властивостей об'єкта досліджень. Один з них пов'язаний з вибором фізико-механічних характеристик матеріалу, які забезпечують найбільше відношення $\sigma_{\text{пл}}/(E\rho)$. Другий шлях - це шлях конструктивного оформлення виробу. Розв'язок при цьому можна одержати лише з урахуванням додаткових умов і обмежень, які визначаються параметрами експлуатації (наприклад, частотна відбудова або виконання умови мінімуму ваги).

Блок-схема прогнозування якості



Рис. 3

Слід зазначити, що в реальних конструкціях внутрішнє тертя в матеріалі є не єдиною, а в переважній кількості випадків і не

основною причиною розсіяння енергії при механічних коливаннях. Найявністю внутрішнього тертя у з'єднаннях і пояснюється неоднозначність залежності $P = \varphi(\Delta l)$, що характерно для випадку внутрішнього тертя в матеріалі. Ця неоднозначність представляється конструкційним гістерезисом, а явище розсіяння енергії внаслідок дії сил тертя - конструкційним демпфіруванням.

При дослідженні питань конструкційного демпфірування слід урахувувати два основних припущення:

- матеріал елементів з'єднання припускається абсолютно пружним;

- для фрикційних властивостей контактуючих поверхонь береться закон "сухого" тертя.

Розглянемо питання про розсіяння енергії у з'єднанні з пружними прокладками. Фізичну модель з'єднання подамо у вигляді двох пружних прокладок, між якими розміщується виріб (рис. 4). Із зовнішніх боків прокладок обмежені твердими плитами. Виріб здійснює циклічні коливання вздовж осі Z, при цьому відбувається обтискання прокладок.

З'єднання з пружними прокладками

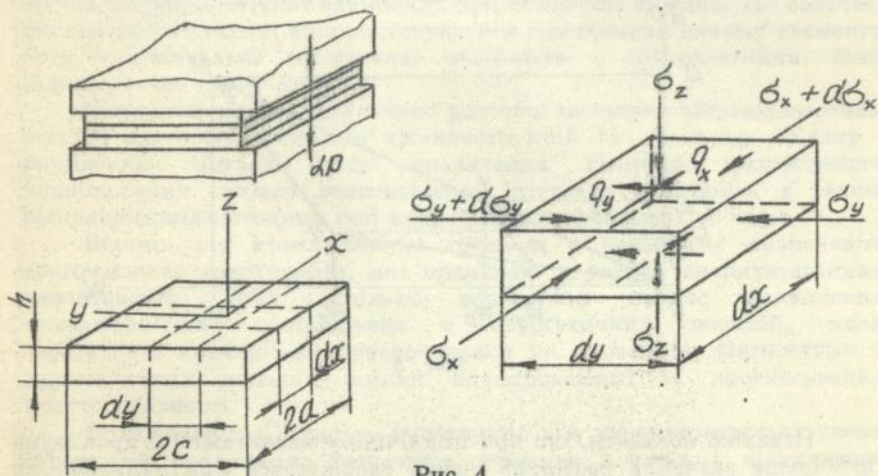


Рис. 4

Складемо систему рівнянь для виділеного елемента, використовуючи рівняння рівноваги в проекціях на осі координат, а також узагальнений закон Гука, причому деформації стиску беремо позитивними:

$$\begin{aligned} \varepsilon_x &= [\sigma_x - \mu(\sigma_y + \sigma_z)]/E; \\ h \frac{d\sigma_y}{dy} + 2f\sigma_z &= 0; \quad \varepsilon_y = [\sigma_y - \mu(\sigma_x + \sigma_z)]/E; \\ h \frac{d\sigma_x}{dx} + 2f\sigma_z &= 0; \quad \varepsilon_z = [\sigma_z - \mu(\sigma_x + \sigma_y)]/E. \end{aligned} \quad (11)$$

Величину ε_z вважаємо сталою в усіх точках горизонтальних граней прокладки і такою, що дорівнює $\varepsilon_z = w/h$. Зазначимо, що розсіяння енергії відбувається в зоні деформування прокладки, де має місце прослизання останньої відносно обтискних плит.

За граничних умов $\sigma_x(a) = 0$, $\sigma_y(c) = 0$, $\sigma_x(0) = \sigma_x$, $\sigma_y(0) = \sigma_y$ знайдемо вирази для визначення повного навантаження на прокладку на всіх етапах її деформування. Ці вирази виявляють форму петлі гістерезису (рис. 5) і дозволяють обчислити величину розсіяної енергії у з'єднанні.

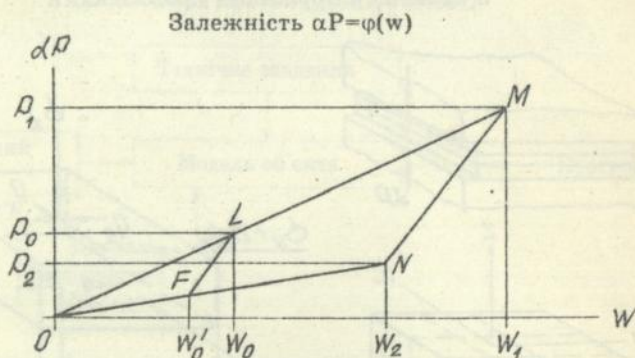


Рис. 5

Неважно показати, що при циклічному навантаженні прокладки найбільше значення розсіяної енергії одержується при пульсуючому циклі. У цьому випадку її величина знаходиться за формулою

$$\Delta W = \frac{2Eacw_1^2}{h(\alpha+c)} \frac{(A-B)[A-D(\alpha+c)]}{B-D(\alpha+c)}. \quad (12)$$

$$A = \frac{c}{\lambda_1} (e^{\lambda_1} - 1) + \frac{a}{\lambda_2} (e^{\lambda_2} - 1);$$

$$B = \frac{c}{\lambda_1} (1 - e^{-\lambda_1}) + \frac{a}{\lambda_2} (1 - e^{-\lambda_2}); \quad D = \frac{1 - \mu}{(1 + \mu)(1 - 2\mu)}.$$

Дослідженнями автора виявлено таке:

- демпфіруючі характеристики одношарових прокладок не можуть бути вище граничного значення, яке визначається пластичними властивостями матеріалу прокладок;

- для багатшарових прокладок оптимальні демпфіруючі характеристики одержуються при використанні матеріалу з високими пластичними властивостями і мінімально можливим коефіцієнтом тертя матеріалу шару і розмежувальної прокладки.

Останній підрозділ цього розділу дисертації присвячено аналізу пропозицій автора, які полягають у тому, що дисипативні характеристики використовуються при неруйнівному контролі як параметри якості виробів.

Запропонований автором метод вібраційного контролю - метод коливань, який включає математичні моделі, критеріальні параметри та методики, що їх реалізують, - дозволяє найоптимальніше вирішити проблему технологічної надійності при створенні виробів. Це означає, що повинні повністю використовуватися притаманна даному елементу його індивідуальна (фактична) надійність і працездатність, його індивідуальна довгочасність.

Четвертий розділ присвячено розробці методики вібродіагностики несучої здатності елементів авіаконструкцій та в цьому зв'язку - вирішенню питань щодо визначення величини допустимого пошкодження, вибору оптимального інтервалу контролю, а також відпрацювання методики при випробуваннях реальних об'єктів.

Відомо, що втомлюванісні тріщини в основному визначають довгочасність конструкцій, які працюють в умовах експлуатаційних навантажень. Тому доцільно розглядати процес накоплення втомлюванісних пошкоджень з енергетичних позицій, коли енергетичні критерії використовуються як параметри діагностики в математичних моделях оцінки пошкодженості та прогнозування несучої здатності.

Втомлюванісна міцність конструкції ЛА характеризується двома основними поняттями: безпечним терміном служби і підвищеною живучістю. Звичайно концепція безпечного терміну служби розглядається стосовно тих елементів, в яких передача зусиль можлива єдиним шляхом. Концепція підвищеної живучості відноситься в найзагальнішому випадку до елементів з кількома шляхами передачі зусиль, а також до тих елементів, які мають стопери тріщин.

На цій підставі можна припустити, що у конструкції з підвищеною живучістю - необмежений безпечний термін служби. Проте експлуатація таких конструкцій дозволила виявити деякі досить суттєві проблеми, які не сприяють здійсненню цієї концепції у повному обсязі.

Водночас економічно справджено створення конструкції підвищеної живучості, яка експлуатується за принципом "безпечної" пошкодженості виробу з гарантуванням контролю його стану при технічному обслуговуванні.

Розрахунок допустимого пошкодження кожного шляху передачі зусиль передбачає повну відповідність фізико-механичних характеристик матеріалу і технології виготовлення технічним вимогам стосовно вироблення якісного виробу. В дійсності має місце невідповідність цих параметрів, що потребує проведення технічної діагностики конструкції та за її результатами - прогнозування індивідуальної несучої здатності кожного елемента.

Якщо розглядати оцінку залишкової довгочасності з позиції утворення втомлюванісної тріщини (дефекта) в "найслабшій" ланці конструкції при експлуатації, то, знаючи жорсткісні та фізико-механічні параметри матеріалу, можна знайти час, необхідний для утворення у "слабкій" ланці дефекта критичного розміру, і визначити момент виникнення відказу при даному рівні циклічних деформацій.

При розробці методики вібродіагностики, яка базується на врахуванні розсіяння енергії при коливаннях елемента конструкції, принципове значення має визначення величини тієї частини енергії, яка витрачається на втомлюванісне руйнування ("небезпечна" енергія):

$$W_{\Sigma \text{оп}} = N_p \left[\Delta W_{\text{ч}} - \Delta W_{\text{л}} \left(\frac{\Delta W_{\text{ч}}}{\Delta W_{\text{л}}} \right)^{\alpha} \right] \quad (13)$$

Припустимо, що "небезпечна" частина розсіяної енергії протягом циклу коливань витрачається на зародження та розвиток втомлюванісної тріщини, і зруйнування настає тоді, коли сумарна частині цієї "небезпечної" енергії досягне критичного значення $W_{\Sigma \text{оп}} = W_{\text{тр}}$.

У цьому випадку гранична величина критеріального параметра, наприклад ЛДК, при зруйнуванні дорівнюватиме сумі декременту виробу, яке не має пошкоджень ($N=0$), і приросту декременту за рахунок підсумовування "небезпечної" і "безпечної" частин розсіяної енергії (рис. 6):

$$\delta_{\text{пр}} = \delta_{\text{оп}} + \delta_{\text{неоп}} + \delta_0. \quad (14)$$

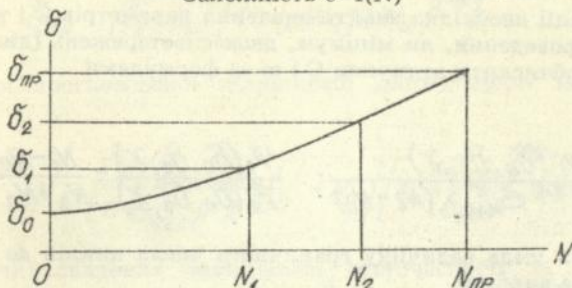
Залежність $\delta=f(N)$ 

Рис. 6

Виразивши величину "небезпечної" частини розсіяної за цикл енергії через роботу зовнішніх сил $\Delta W_{\text{тр}} = \Delta G \Delta F$, одержимо залежність для визначення

$$\delta_{\text{оп}} = \frac{1,5}{L} \left[\frac{0,75}{R F^2(L) b} \left(\frac{K_{\text{Ic}}}{\sigma_{02}} \right)^4 + F(L) \left(\frac{K_{\text{Ic}}}{\sigma_{02}} \right)^2 \right] \quad (15)$$

і, враховуючи (13), знайдемо граничне значення ЛДК:

$$\delta_{\text{нр}} = \delta_0 + \frac{\frac{1,5}{L} \left[\frac{0,75}{R F^2(L) b} \left(\frac{K_{\text{Ic}}}{\sigma_{02}} \right)^4 + F(L) \left(\frac{K_{\text{Ic}}}{\sigma_{02}} \right)^2 \right]}{1 - (\Delta W_{-1} / \Delta W_{\text{Ic}})^{\gamma}} \quad (16)$$

Таким чином, рівняння (16) дозволяє для елемента конструкції при даному рівні циклічного навантаження обчислити граничне значення ЛДК, тобто верхню границю параметра контролю, і в подальшому визначити граничне число циклів деформування.

У пропонуваній методиці прогнозування несучої здатності (граничного числа циклів навантаження) базується на інтегруванні рівняння типу

$$dL/dN = C(\Delta K)^{\gamma}$$

В умовах симетричного циклу і сталої амплітуди деформування граничне число циклів навантаження визначаємо за залежністю

$$N_{\text{нр}} = \frac{1}{C \sigma_{\text{МАКС}}^{\gamma} R^{\gamma/2}} \varphi(\delta_{\text{оп}}, \delta_0, \gamma) + N_0 \quad (17)$$

Одержаний вираз виявляє вигляд передаточної функції. Для її конкретизації необхідно знайти значення параметрів C і γ . Цей процес потребує проведення, як мінімум, двох спостережень (див. рис.6), які дозволять обчислити величини C і m за формулами

$$C = \frac{\varphi_1(\delta_0, \delta_i, \gamma)}{\pi^{\gamma/2} \sigma_{\text{макс}}^{\gamma} (N_i - N_0)}; \quad \frac{\varphi_1(\delta_0, \delta_2, \gamma)}{\varphi_2(\delta_0, \delta_2, \gamma)} = \frac{N_1 - N_0}{N_2 - N_0}. \quad (18)$$

За цих умов величину граничного числа циклів до зруйнування знайдемо за виразом

$$N_{\text{гп}} = \Delta N_i \frac{1 - (\delta_0 / \delta_{\text{гп}})^{\gamma}}{1 - (\delta_0 / \delta_i)^{\gamma}}, \quad \gamma = 0,5(\gamma/2 + 1). \quad (19)$$

Зазначимо, що величини C і γ , що визначаються за залежностями (18), набувають сенсу сталих досліджуваного елемента конструкції. Для більш точного обчислення цих параметрів необхідно збільшити ділянки спостережень і кількість спостережень на цих ділянках.

Результати обчислення граничного числа циклів навантаження для плоских металевих зразків свідчать про їх відповідність дослідним даним (табл.3). Статистичний аналіз результатів експерименту дозволяє вважати, що розсіяння дослідних значень критеріальних параметрів і, відповідно, несучої здатності є зовсім випадковим, підпорядковується

Таблиця 3

| Матеріал зразка | $\sigma_{\text{д}}$, МПа | Число циклів | δ | γ | $C \cdot 10^6$ | $N_{\text{гп}} \cdot 10^4$ | |
|--------------------|------------------------------|-----------------|----------|----------|----------------|----------------------------|-----------|
| | | | | | | теоретичн. | експерим. |
| Сплав Д16Т | 109,4 | 0 | 0,0184 | 1,58 | 7,7 | 10,2 | 10,44 |
| | 144,0 | 10^5 | 0,0248 | | | | |
| | | 0 | 0,0207 | 1,8 | 2,35 | 5,28 | 5,12 |
| $5 \cdot 10^4$ | 0,0285 | | | | | | |

нормальному закону розподілу і при довірчій імовірності 0,9545 відносна похибка прогнозування довгочасності не перевищує 5%.

Момент настання відказу визначається величиною залишкової довгочасності як деякої частки від повної довгочасності, а розмір цієї частки оцінюється величиною накопленого пошкодження, яка відображає стан досліджуваної системи. Величина накопленого пошкодження на момент контролю визначається як

$$W(N_i) = (\delta_{i\text{гп}} / \delta_{\text{оп}})^{1/2}.$$

де

$$\delta_{iTP} = (\delta_i - \delta_0) \left[1 - (\Delta W_1 / \Delta W_4)^{1-\alpha} \right]$$

Значення прогнозованої залишкової довгочасності знайдемо за виразом

$$N = \left[\frac{\varphi(\delta_0, \delta_{оп}, \gamma)}{C \sigma_{МАКС} \gamma} + N_0 \right] \left[1 - \left(\frac{\delta_{iTP}}{\delta_{оп}} \right)^{1/2} \right]. \quad (20)$$

Теоретичні значення залишкової довгочасності та результати експериментальних досліджень зразків із сплаву Д16Т подано в табл.4.

Таблиця 4

| Матеріал зразка | $\sigma_{ц}$, МПа | Число циклів | $\delta_{оп}$ | δ_{iTP} | W(N) | N*10 ⁻⁴ | | |
|-----------------|--------------------|-------------------|---------------|----------------|-------|--------------------|-----------|------|
| | | | | | | теоретич. | експерим. | |
| Сплав Д16Т | 109,4 | 0 | 0,0046 | 0,0028 | 0,447 | 10,2 | 10,44 | |
| | | 4*10 ⁴ | | | | 0,0138 | | 5,64 |
| | 144,0 | 10 ⁵ | 0,0046 | 0,0054 | 0,996 | 6,04 | 5,12 | |
| | | 0 | | | | 0,62 | | 5,28 |
| | | 3*10 ⁴ | | | | 0,994 | | 2,0 |
| | 5*10 ⁴ | | | | 0,03 | | | |

Аналізуючи дані табл. 4, можна сказати, що аналітичні залежності, одержані при використанні енергетичних критеріїв втомлюванісного руйнування, цілком відповідають фізичній моделі явища. При цьому, з імовірністю 0,9545 відносна помилка прогнозування несучої здатності становить приблизно 16%.

Отже, запропонована методика ідентифікації системи, виявлення міри накопленого пошкодження на момент контролю, яка базується на фіксації "небезпечної" частини розсіяної енергії циклічних деформацій і використовує як критеріальний параметр ЛДК або КНП, дозволяє за допомогою двох, як мінімум, спостережень за реакцією досліджуваної системи на тестовий вплив, прогнозувати несучу здатність елемента конструкції та передвідакний стан.

Для вирішення питання про вибір інтервалу спостережень скористуємося положеннями теорії операцій. У координатних осях по осі абсцис відкладаємо величину інтервалу між спостереженнями, а по осі ординат - деяку "значущість" кожного інтервалу, тобто вплив інтервалу на кінцевий результат прогнозу. Потім будемо криві зростаючої (1) і спадної (2) "значущості". Їх сума (3) являє собою сумарну "значущість", мінімум якої відповідає оптимальному інтервалу між моментами контролю (рис.7).

Оптимальна величина інтервалу контролю $N_{\text{опт}}$ при втомлюванісних дослідженнях зразків, не знижуючи надійності контролю, зменшує число точок спостережень. Фіксація початку і кінця ділянки спостереження, тобто вибір першого та останнього моментів контролю при діагностиці, регламентується в основному роздільною здатністю апаратури контролю (рис. 8).

Визначення оптимальної величини інтервалу контролю

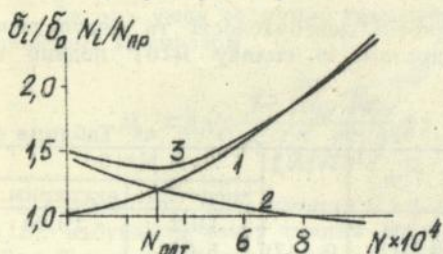


Рис. 7

Розміщення ділянки спостереження у часі

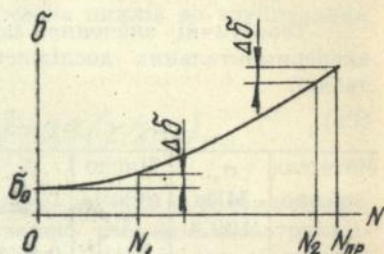


Рис. 8

Слід зазначити, що запропонований спосіб визначення оптимальної величини інтервалу контролю та його розміщення у часі виключає втрату інформації, підвищує надійність прогнозу та знижує вартість проведення технічної діагностики.

Методика вібродіагностики несучої здатності елементів конструкцій була застосована для визначення довгочасності консолі крила літака, закріпленої на колоні (1), при повторно-статичних випробуваннях (рис.9).

Схема навантаження консолі крила літака

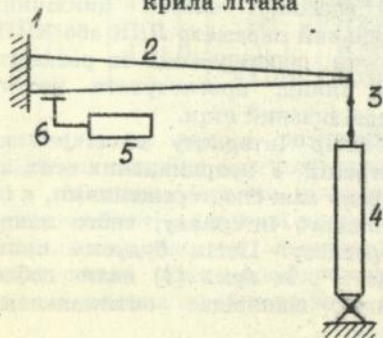


Рис. 9

Величина критеріального параметра - ЛДК - визначалася при вільних коливаннях консолі при напрацюванні 2500, 3500, 4500 умовних програмних блоків. Тестове навантаження прикладалося на вільному кінці консолі гідроциліндром (4). Для підвищення надійності кінцевих результатів при їх подальшій статистичній обробці вимірювання виконувалися на п'яти рівнях навантаження: 0,833 тс; 1,66 тс; 2,49 тс; 3,33 тс; 4,16 тс. За допомогою парашутного замка (3) при досягненні заданого навантаження консоль крила (2)

звільнялася і встановлювався режим вільних коливань. Вібродіагностика коливань консолі за допомогою датчика (6) реєструвалася приладом (5). Одержані результати подано на рис. 10, 11.

Згідно з висновками цього розділу граничне число циклів навантаження знаходиться за критичним розміром дефекту незалежно від його вигляду та місцезрешташування. Це означає, що граничне число циклів навантаження відповідає вичерпанню несучої здатності виробу, тобто моменту відказу. При цьому вираз (19) дає оцінку довгочасності знизу, применшує довгочасність, і це йде на запас надійності, безпеки експлуатації. Справа полягає в тому, що величина N_{np} відповідає критичному розміру дефекту, який не визначає момента руйнування. Критичний розмір дефекту фіксує те положення, після якого різко підвищується швидкість його зростання, тобто настає передвідказний стан.

При середньому значенні прогнозованої величини $N_{np}=5995,2$ блоків навантаження та при довірчій імовірності $P=0,9545$ ширина довірчого інтервалу дорівнює $\pm 194,8$ блоків, а похибка прогнозування довгочасності в середньому становить приблизно 17%.

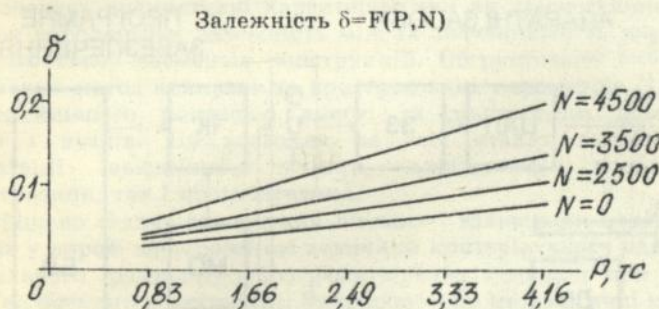


Рис. 10

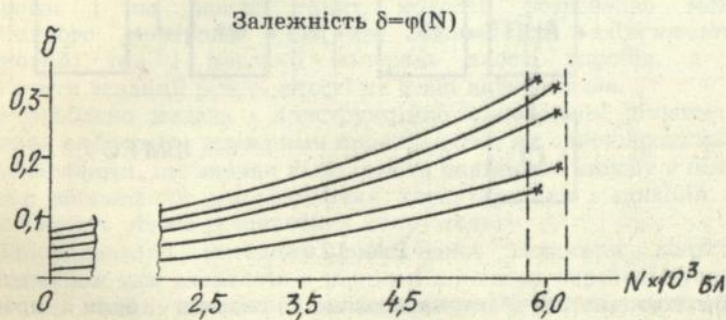


Рис. 11

У п'ятому розділі розглянуто питання застосування методик вібродіагностики при виробництві та експлуатації ЛА, а також питання автоматизованої системи оцінки якості та несучої здатності авіаконструкцій, яка реалізує ці методики. Зазначені питання орієнтовані на максимальне використання фактичної надійності техніки.

Автоматизована система аналізу амплітудно-частотних характеристик віброграми коливань, наприклад, лопатей несучого гвинта вертольота (лопатки турбіни), призначена як для відбудови ротора при складанні, так і для виявлення відхилень у технологічному процесі виробництва. Вона включає апаратні та програмні засоби (рис. 12). Останні складені для використання на ЕОМ типу ІВМ РС і забезпечують управління дослідним устаткуванням, накоплення інформації та діалог з користувачем.

Блок-схема системи оцінки АЧХ

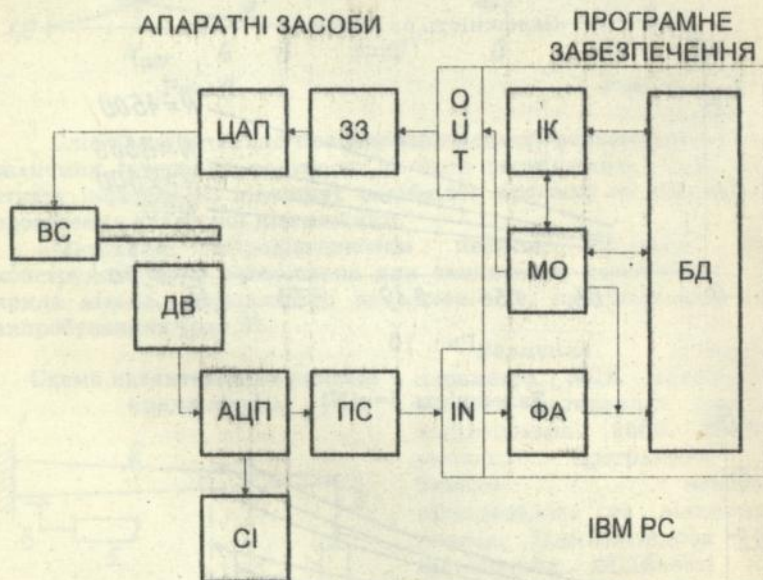


Рис. 12

За допомогою автоматизованої системи були проведені дослідження щодо прогнозування відказу лопатей несучого гвинта вертольота, усунених від експлуатації (табл. 5).

Таблиця 5

| Група | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 |
|--------------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| δ_{cp} | 0,04 | 0,042 | 0,044 | 0,046 | 0,048 | 0,05 |
| $N_{ост}/N_{макс}$ | 0,183 | 0,163 | 0,144 | 0,125 | 0,105 | 0,087 |

Таким чином, одна з основних позитивних якостей даної системи полягає в тому, що вона дозволяє перевірити відповідність параметрів реального виробу розрахунковій моделі та забезпечує виробництво виробів з оптимальними демпфіруючими характеристиками для забезпечення несучої здатності та можливості експлуатації орієнтуючись на технічний стан.

Загальні висновки

Для оцінки технічного стану ЛА в'браційними методами контролю в дисертаційній роботі було зроблено таке:

1. Визначено дисипативні характеристики як діагностичні ознаки і виявлено кореляційну залежність між їх значеннями та параметрами технічного стану елементів конструкцій. Обґрунтовано вибір методу досліджень - метод коливань та критеріальних параметрів ЛДК і КНП для неруйнівного контролю якості та діагностики довгочасності деталей і вузлів. Це дозволяє на всіх етапах виробництва та експлуатації авіаційної техніки вирішувати проблеми як діагностування, так і прогнозування.

2. Вирішено задачу визначення якісних і кількісних характеристик дефектів у виробі за допомогою величини критеріального параметра та спектрального розподілу віброграми вільних коливань при тестовому впливі на елемент конструкції. Запропоновано математичні моделі, що пов'язують величину критеріального параметра з фізико-механічними характеристиками матеріалу елемента та його конструктивними розмірами і на основі таких моделей розроблено методики неруйнівного контролю. Це дає можливість здійснювати як вибірковий, так і масовий контроль якості виробів, а також забезпечити заданий рівень якості на етапі виробництва.

Розроблено модель і конструкційно-технологічні рішення щодо з'єднання елемента з пружними прокладками, як одношаровими, так і багатшаровими, що значно підвищують надійність виробу в цілому за рахунок збільшення демпфіруючих характеристик з'єднання і саме тим знижують рівень резонансних напружень.

3. Запропоновано методику визначення величини допустимого пошкодження для елементів з різними шляхами передачі зусиль, що підлягають впливу циклічних навантажень. Одержано залежність для обчислення граничного значення критеріального параметра, яка відповідає цьому пошкодженню, а це означає, що є можливість за максимумом накопленого пошкодження виявити момент настання

“передвідазного” стану при діагностиці виробів у процесі експлуатації.

Розроблено діагностичну модель і дістано аналітичний вираз для прогнозування граничного числа циклів навантаження (це число відповідає вичерпанню несучої здатності) елемента конструкції, які є еквівалентними до деякого числа типових польотів, що дозволяє виявити оптимальні періоди оглядів при технічному обслуговуванні авіаційної техніки.

Опрацьовано методику оцінки залишкової довгочасності елементів конструкції за накопленням пошкодженням на момент контролю, що зумовлює можливість експлуатації ЛА з допустимими пошкодженнями орієнтуючись на технічний стан.

4. Сформульовано основні принципи застосування вібраційних методів контролю та діагностики стану елементів конструкції при виробництві та технічному обслуговуванні ЛА. Ці методи орієнтовані на максимальне використання фактичної надійності виробів у процесі експлуатації.

Розроблено автоматизовану систему оцінки технічного стану елементів конструкції як у процесі виробництва, так і при експлуатації, що реалізує ці принципи і це істотно підвищує ефективність та конкурентоспроможність авіаційної техніки.

Крім того, в роботі додатково одержано такі результати:

- обґрунтовано спосіб вибору оптимального інтервалу спостережень, який виключає втрату інформації та підвищує ефективність проведення технічної діагностики при оцінці безпечного пошкодження;

- здійснено промислову апробацію опрацьованих методик вібродіагностики несучої здатності та оцінки залишкової довгочасності елементів авіаконструкції, що підтвердила якісну й кількісну відповідність результатів розрахунку та експерименту.

Слід відмітити, що проведені дослідження дозволяють намалювати подальші шляхи вирішення проблем, що порушувалися, наприклад:

- визначення ширини зони “передвідазного” стану;
- вібродіагностика технічного стану редуктора несучого гвинта вертольота;
- прогнозування відказу робочих лопаток турбомашин у процесі експлуатації та ін.

Якщо говорити про ефективність застосування вібраційних методів контролю та діагностики стану, то при їх оцінці набуває чинності так званий сумарний технологічний ефект. Прибутковість гарантується за рахунок раціонального проектування, прийняття оптимальних технологічних рішень у процесі виробництва, а також шляхом проведення ТОiP з використанням фактичної надійності при експлуатації.

Економічний ефект від впровадження результатів досліджень на ВНТК ім. М.І.Камова становив приблизно 175 млн. карбованців на рік (за цінами жовтня 1994 р.).

Результати дисертації, методики, конструкторські та технологічні рекомендації, апаратні засоби можуть використовуватися в організаціях, що займаються виробництвом та експлуатацією авіаційної техніки.

Публікації за темою дисертаційної роботи:

1. Буланов В.В., Соколянський В.П., Хильченко А.Г. Устройство запоминания амплитуд затухающих колебаний // Вопросы механики деформированного твердого тела. Харьков, 1981. Вып. 2. С.111-115.
2. Буланов В.В. Исследование рассеяния энергии в конструкционных материалах при циклическом нагружении // Самолетостроение. Техника воздушного флота. Харьков, 1984. Вып. 51. С.111-114.
3. Буланов В.В. Методика неразрушающего контроля дефектов внутренней структуры изделий из КМ. // Вопросы проектирования и производства тонкостенных силовых конструкций. Харьков. 1984. С.74-82.
4. Буланов В.В. Экспериментальная оценка энергетических критериальных параметров // Динамика и прочность машин. Харьков, 1988. Вып. 48. С.111-115.
5. Буланов В.В. Критерии оценки остаточной прочности при технической диагностике конструкций // Тез. докл. науч.-техн. конф. "Повышение надежности и долговечности машин и сооружений". Запорожье, 1988. С.36-37.
6. Буланов В.В. Идентификация усталостных повреждений при эксплуатации изделий по состоянию // Тез. докл. науч.-техн. конф. "Современные проблемы строительной механики и прочности ЛА". Казань, 1988. С.20.
7. Буланов В.В., Гайдачук В.Е. Выбор параметров индикации усталостных повреждений при технической диагностике конструкций // Авиационная промышленность. 1989. №1. С.74-76.
8. Буланов В.В. Прогнозирование остаточного ресурса тонкостенных элементов конструкций ЛА при циклическом нагружении // Надежность и долговечность машин и сооружений. К., 1989. Вып. 16. С.65-68.
9. Буланов В.В. Методика неразрушающей оценки прочности изделий из ПКМ методом внутреннего трения // Тез. докл. науч.-техн. конф. "Неразрушающие методы контроля изделий из полимерных материалов". М., 1989. С.23.
10. Буланов В.В. Концепция оптимального интервала наблюдений при технической диагностике изделий // Авиационная техника. Известия высших учебных заведений. Казань, 1989. №4. С.102-104.

11. Буланов В.В., Кирпикин А.А. Методика прогнозирования остаточного ресурса элементов конструкций ЛА. М., 1989. 19 с. Деп. ГОСНИИ ГА. №80621.
12. Буланов В.В. Оценка величины допустимого повреждения при технической диагностике элементов конструкций //Надежность и долговечность машин и сооружений. К., 1990. Вып. 17. С.95-97.
13. Буланов В.В. К созданию системы прогнозирования ресурса элементов конструкций ЛА //Самолетостроение. Техника воздушного флота. Харьков, 1990. Вып. 57. С.82-85.
14. Буланов В.В. Диагностические модели неразрушающей оценки качества изделий //Надежность и долговечность машин и сооружений. К., 1990. Вып. 19. С.15-18.
15. Буланов В.В., Потапов А.И., Сулова А.Г. Прогнозирование опасного повреждения в образцах и тонкостенных элементах конструкций при циклическом нагружении //Дефектоскопия. 1990. №10. С.3-6.
16. Буланов В.В. Постановка задачи неразрушающего контроля прочности элементов конструкций и изделий //Самолетостроение. Техника воздушного флота. Харьков, 1991. Вып. 58. С.50-53.
17. Буланов В.В., Гайдачук В.Е., Кирпикин А.А. Устройство для испытания агрегатов ЛА на прочность //Авиационная промышленность. 1991. №4. С.9-10.
18. Буланов В.В. Повышение надежности изделий демпфированием колебаний. 1991. 5 с. Рукопись деп. "ВИМИ". №Д08439.
19. Буланов В.В., Гайдачук В.Е. К вопросу повышения надежности изделий при вибрационных воздействиях //Авиационная промышленность. 1991. №9. С.58.
20. Буланов В.В. Прогнозирование долговечности конструкции крыла самолета при усталостных испытаниях //Авиационная промышленность. 1991. №11. С.7-8.
21. Буланов В.В. Рациональный выбор конструктивных параметров систем кондиционирования воздуха ЛА //Авиационная промышленность. 1992. №1. С.12.
22. Буланов В.В. Оценка влияния конструктивных параметров изделия на его амплитудно-частотные характеристики //Проблемы машиностроения. К., 1992. Вып. 36. С.52-54.
23. Буланов В.В. Конструкционное демпфирование как способ повышения надежности изделий //Авиационная промышленность. 1992. №8. С.49-52.
24. Буланов В.В. Некоторые вопросы создания изделий высокой надежности //Авиационная промышленность. 1992. №11. С.37-39.
25. Буланов В.В., Буланов А.В. Концепция системы обеспечения ресурсной долговечности элементов конструкций ЛА // Авиационная промышленность. 1993. №5-6. С.70-72.

26. Буланов В.В. Влияние дефектов на АЧХ виброграммы свободных колебаний элементов конструкций //Авиационная техника. Известия высших учебных заведений. 1994. №1. С.5-8.
27. Буланов В.В. Анализ моделей источников рассеяния энергии при механических колебаниях //Авиационная техника. Известия высших учебных заведений. 1994. №4. С.56-58.
28. Буланов В.В. Экспериментальные исследования источников повреждений //Дефектоскопия. 1994. №6. С.22-26.
29. Буланов В.В. Некоторые особенности вибродиагностики качества и надежности элементов конструкций ЛА //Авиационная промышленность. 1994. №7-8. С.18-20.
30. Буланов В.В. Выбор критериальных параметров при диагностике изделий методом свободных колебаний //Дефектоскопия. 1994. №12. С.24-28.
31. Буланов В.В. К вопросу о выборе критериального параметра оценки повреждаемости механических систем при свободных колебаниях //Авиационная техника. Известия высших учебных заведений. 1995. №3. С.77-80.
32. Буланов В.В. Демпфирование колебаний упругими прокладками //Авиационная техника. Известия высших учебных заведений. 1996. №3. С.59-62.
33. А.С. 607185 (СССР). Устройство программного управления стендом для испытания образцов и конструкций на прочность /В.В.Буланов, М.Ф.Дудник, Е.А. Кондратенко и др. Опубл. в Б.И. 1978. №3.
34. А.С. 690965 (СССР) /В.В.Буланов, М.Ф.Дудник, Е.А.Кондратенко и др. Опубл. в Б.И. 1979. №37.
35. А.С. 838665 (СССР). Устройство программного управления стендом для испытаний изделий на прочность /В.В.Буланов, М.Ф.Дудник, Е.А.Кондратенко и др. Опубл. в Б.И. 1981. №22.
36. Bulanov V.V., Suslov N.N. Prediction on construction elements life by internal friction technique /"ICFUAS-9" China, Hefei. 1989. Pp.571-573.
37. Bulanov V.V., Suslov N.N. Estimate of the article parameters effect of its damping power / "ICM-6" Japan, Kyoto. 1991. P.34.
38. Bulanov V.V., Suslov N.N. Mathematical models of non-destructive control of structure strength /"DGZfP". Germany. Fulda. 1992. P.16.
39. Bulanov V.V. Estimate of article quality by free vibration method /"13-th WCNDT" São Paulo. Brazil. 1992. P.24.
40. Bulanov V.V. To the question of free vibration method using at defectoscopy problem solution /"DGZfP". Germany. Garmisch-Partenkirchen. 1993. P.13.
41. Bulanov V.V., Bulanov A.V. Automated assembly vibration diagnostics system //Machine vibration. UK. London. 1995. №4. Pp. 60-61.

42. Bulanov V.V. Analysis of nonlinear models of energy dissipation processes in mechanical system //Machine vibration. UK. London. 1996. №5. Pp.57-59.

АННОТАЦИЯ

Буланов В.В. Теоретические основы неразрушающего контроля и диагностики состояния элементов конструкции летательных аппаратов вибрационными методами. Диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук по специальностям: 05.22.14 "Эксплуатация воздушного транспорта"; 05.02.09 "Динамика, прочность машин, приборов и аппаратуры". Киевский международный университет гражданской авиации. Киев, 1996.

Разработаны: методика неразрушающего контроля, позволяющая классифицировать возможные технологические и эксплуатационные дефекты в деталях по качественному и количественному составу; методика оценки несущей способности элементов конструкции, что создает предпосылки для эксплуатации авиационной техники с допустимыми повреждениями, по состоянию.

Сформулирована концепция производства и технического обслуживания ЛА, ориентированная на максимальное использование фактической надежности изделий в процессе эксплуатации.

Проведена апробация методик вибродиагностики на предприятиях авиационной промышленности.

ABSTRACT

Bulanov V.V. "Theoretical Foundations of Nondestructive Inspection and Diagnostics of Condition of Aircraft Structural Elements by Vibration Methods". Thesis for the Degree of Doctor of Technical Sciences on specialities: 05.22.14 "Air Transport Operation"; 05.02.09. "Dynamics, Strength of Machines, Instruments and Equipment", Kiev International University of Civil Aviation, Kiev, 1996.

The work develops a nondestructive inspection technique allowing to classify possible technological and operational defects in components according to qualitative and quantitative composition; a technique of estimating the bearing strength of structural elements which creates the prerequisites for operating aviation machinery with "tolerable" damage depending on its condition.

A concept of aircraft production and maintenance oriented at the maximum employment of actual reliability of products in the course of their service is formulated.

The vibrodiagnostical techniques have been approbated at aircraft industry enterprises.

Ключевые слова. Вибродиагностика, диагностические признаки, "допустимое" повреждение, качество, надежность, несущая способность, отказ.

Подписано в печать 17.10.96 г.
Бумага типографская №1. Формат 60x90.
Усл. печатн. л. - 2. Усл. уч.-изд. л. - 1,44.
Тираж 100. Заказ №134

Ротапринт ИПМаш НАН Украины
310046, Харьков, ул. Дм. Пожарского, 2/10

441149

AB 35.878