

ПАЩЕНКО С.В., начальник науково-дослідного управління, кандидат технічних наук, доцент

ХІЛЬЧЕНКО М.Ф., провідний науковий співробітник, кандидат технічних наук, доцент

ЮХАЧОВ В.В., директор ДП МО України „Одесавіаремсервіс”

ВИЗНАЧЕННЯ СТУПЕНЯ ПОШКОДЖЕННЯ КОНСТРУКЦІЇ МАНЕВРЕНОГО ЛІТАКА ПРИ ЙОГО ЕКСПЛУАТАЦІЇ ЗА ТЕХНІЧНИМ СТАНОМ

У статті обґрунтовано підхід щодо впровадження контролю частоти власних коливань конструкції для виявлення втомних пошкоджень. Запропоновано експериментальну установку, що дозволяє на ранній стадії виявляти втомні руйнування планера маневрених літаків при їх експлуатації за технічним станом

На сьогодні основною проблемою є загальна тенденція щодо вичерпання авіаційною технікою (АТ) ресурсних показників (наробітку в годинах, кількості посадок, тощо). Вирішення цієї проблеми потребує нових підходів щодо організації експлуатації АТ військового призначення.

Експлуатація ЛА являє собою складний динамічний процес, що вміщує ряд взаємопов'язаних функціональних процесів, і її складовою частиною є технічна експлуатація, що призвана забезпечити працездатність та справність АТ, своєчасну готовність до її використання за призначенням з оптимальними трудовими та матеріальними витратами. Кардинальна перебудова процесів технічної експлуатації АТ залежить від успіхів у розробці сучасної теорії на базі наукових досягнень. Вивчення і теоретичне узагальнення механізмів фізичних процесів, що проходять у матеріалах, елементах конструкції, функціональних системах та агрегатах, усвідомлення їх загальних закономірностей дозволяють зробити експлуатаційну науку точною. А це, в свою чергу, дасть можливість у більш повній мірі використати потенційні ресурсні можливості АТ з оптимальними витратами.

Параметри коливань авіаційної конструкції (частота, декремент затухання тощо) пов'язані з характеристиками її міцності, зокрема, вони змінюються при появі пошкоджень. Якщо в процесі експлуатації стежити за зміною цих параметрів, можна на ранній стадії виявляти зародження тріщин, і тим самим запобігати руйнуванню силових елементів конструкції. Важливою перевагою такого методу контролю є можливість виявлення механічних пошкоджень в недоступних для візуального і інструментального огляду місцях.

Ідея використання зміни частоти власних коливань для виявлення і спостереження за зростанням втомних пошкоджень (тріщин) конструкції не нова. Проте вона застосовна лише для деталей простої форми (стрижні, лопатки турбіни), що мають достатньо високі частоти власних коливань (десятки і сотні Герц). При спробах використовувати вказаний метод для авіаційних конструкцій типу крила або оперення літака, незмінно доводиться стикатися з труднощами точної фіксації моменту резонансу і виміру частоти. Виникло навіть припущення, що резонанс у подібних конструкцій "розмитий", тобто займає деяку смугу частот.

Таким чином, для того, щоб зафіксувати ранні стадії розвитку тріщин авіаційної конструкції, що особливо актуально для маневрених літаків, необхідно забезпечити вимірювання з високою точністю параметрів власних коливань крила. Це достатньо складне інженерне завдання, особливо для конструкцій, частоти власних коливань яких не перевищують одиниць Герц.

Як варіант вирішення вказаної проблеми, пропонується використовувати установку для збудження резонансних коливань крила за допомогою електромагнітного збуджувача (рис. 1).

У автоколивальній системі з однією мірою свободи для випробовуваної конструкції рівняння може бути записане у вигляді

$$m \frac{d^2 x}{dt^2} + f \frac{dx}{dt} + cx = P \left(x, \frac{dx}{dt} \right) \quad (1)$$

де: x – координата системи;

m – маса, що коливається;

f – коефіцієнт в'язкого опору;

c – жорсткість навантаженої конструкції;

P – навантаження, що розвивається збуджувачем.

Автоколивання збуджуються в замкнутих системах, що містять нелінійні елементи. Для збудження резонансних коливань випробовуваного об'єкту, як правило, використовуються системи з позитивним зворотним зв'язком, тобто зв'язком, стимулюючим коливання об'єкту, що виникають при виведенні її із стану рівноваги і що відбуваються зазвичай на частоті, дуже близькій до нижчої власної частоти. Завдяки нелінійності системи, обумовленою областю насичення, в характеристиці підсилувача або збудника при позитивному зворотному зв'язку встановлюються коливання з певною амплітудою, а не відбувається необмежене її зростання.

З (1) витікає, що незгасаючі резонансні коливання випробовуваної конструкції з частотою $\omega = \sqrt{\frac{c}{m}}$ мають місце у тому випадку, коли втрати енергії але подолання сил в'язкого опору компенсуються за рахунок дії сил P , тобто

$$f \frac{dx}{dt} - P \left(x, \frac{dx}{dt} \right) = 0$$



Рис. 1. Установка для збудження резонансних коливань крила

Наведений вираз є умовою збудження автоколивань і виконується при використанні в ланцюзі зворотного зв'язку елемента, що виробляє сигнал, пропорційний dx/dt . Таким елементом може бути індукційний датчик, що закріплений на конструкції і переміщується разом з нею в полі нерухомого постійного магніту.

Запропонований пристрій використовує описаний вище метод збудження коливань і складається (рис.2) з двох силових електромагнітів (5, 7), закріплених на регульованій по висоті підставці (8), що використовується для збудження автоколивань конструкції (1) через закріплену феромагнітну пластину (6); індукційного датчика (3), що перетворює коливання конструкцій в електричні сигнали, розташованого в полі постійного магніту (2); підсилювача низької частоти і блока живлення (9).

Припустимо, що в початковий момент часу конструкція отримала рух вниз. Тоді в котушках індукційного датчика (3) при перетині ним магнітних силових ліній нерухомо укріпленого постійного магніту (2) виникає ЕРС індукції. Остання після посилення подається на електромагніт (7), який впливаючи на феромагнітну пластину (6) сприяє переміщенню конструкції вниз.

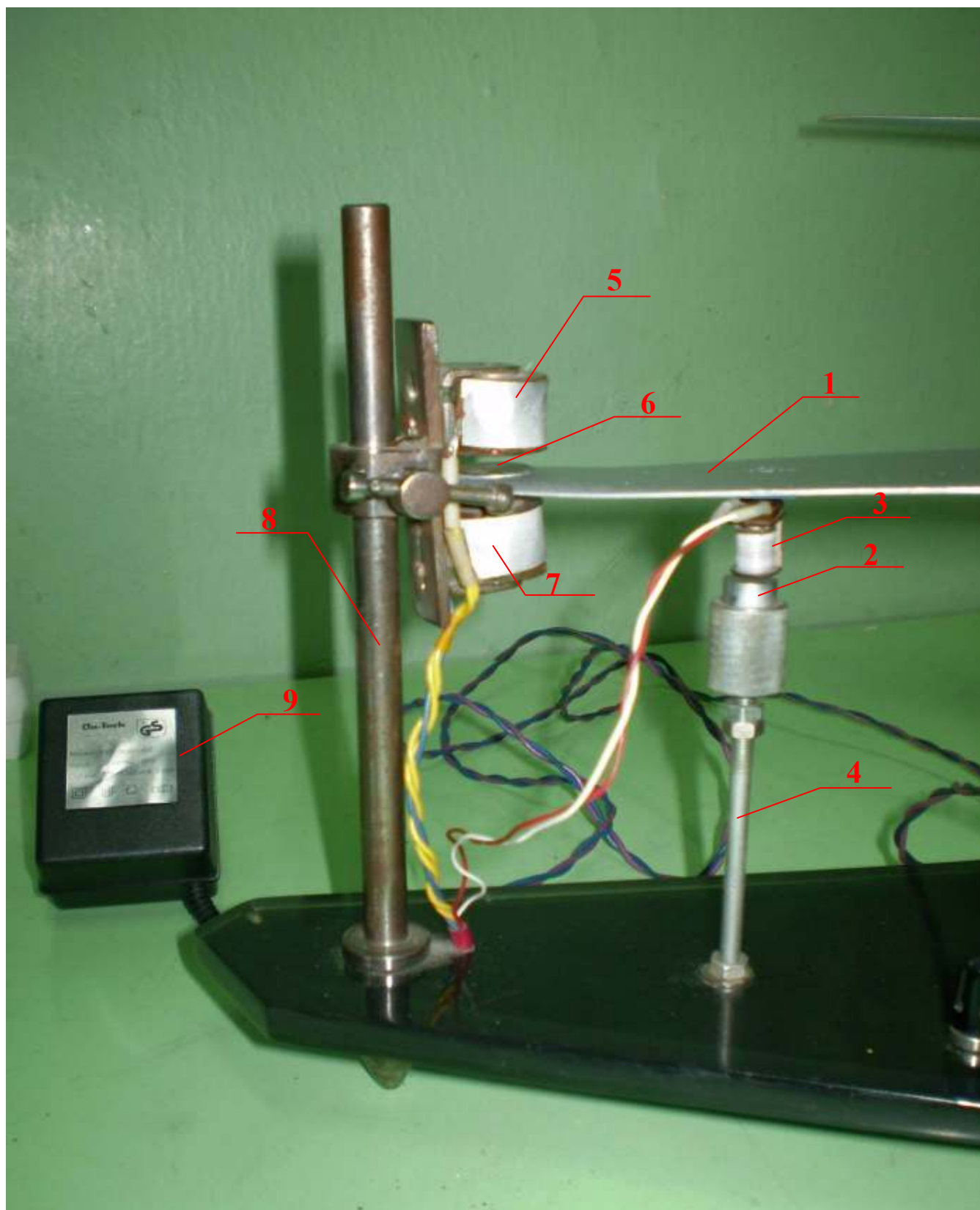


Рис. 2. Електромагнітний збуджувач

Досягнувши деякого крайнього положення, силами пружності конструкція почне повертатися в початкове положення. ЕРС в котушках індукційного датчика

(3) поміняє знак на протилежний. Тепер на цю ж феромагнітну пластину (6) діятиме електромагніт (5), сприяючи переміщенню конструкції вгору.

Таким чином виникають незгасаючі механічні коливання конструкції і синфазні з ними електричні коливання в системі датчик – підсилювач – збудник, частота яких рівна частоті власних коливань конструкції.

З високою точністю частоту коливань можна розрахувати, провівши безпосередній вимір числа коливань, за фіксований проміжок часу (з цією метою в пристрій входить лічильник коливань). Для цього використовується як цифровий електричний частотомір, наприклад ЧЗ-32, так і модуль спряження з ПЕОМ типу USB-STUDIO (рис. 3).



Рис. 3. Визначення частоти коливань

Таким чином визначення частоти власних коливань авіаційних конструкцій дозволяє на ранній стадії виявляти втомні руйнування, що, у свою чергу, створює всі умови для діагностування конструкції планера маневрених літаків при їх експлуатації за технічним станом.

ЛІТЕРАТУРА

1. Зайцев В.Н., Рудаков В.Л. «Конструкция и прочность самолетов». – Киев, Главное издательство издательского объединения «Вища школа», 1978.
2. Дж. Гордон. «Конструкции, или почему не ломаются вещи». Издательство «Мир» Москва, 1980.
3. Бурдин П.Г., Рудаков В.Л. Строительная механика авиационных конструкций (учебное пособие). Киев-1976.