

УДК 621.518.3

ФЕДОТОВ І.Н., старший науковий співробітник

ЗВАРИЧ В.І., старший науковий співробітник

ЛЬІНА О.В., науковий співробітник

ЩОДО ДЕЯКИХ ПИТАНЬ ВПРОВАДЖЕННЯ ЧАСТОТНОГО МЕТОДУ НЕРУЙНІВНОГО КОНТРОЛЮ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ КОНСТРУКЦІЇ КРИЛА ЛІТАКА

Розглянуто питання, які виникають під час практичного застосування частотного методу контролю справності крила літака, і пропонується варіант їх рішення

Ключові слова: технічний стан, планер літака, засоби неруйнівного контролю, збудник коливань

Сучасний етап експлуатації авіаційної техніки (АТ) характеризується закінченням встановлених ресурсних показників. Для підтримання необхідного рівня боєготовності АТ проводяться заходи для продовження цих показників, а також для переходу на експлуатацію за технічним станом. Для цього необхідно постійно контролювати основні параметри, які визначають технічний стан основних критичних елементів конструкції літака.

Крило літака саме і є таким елементом, тому що створює основну частину сил і моментів, які навантажують конструкцію планера. У зв'язку з цим його вважають критичним елементом з точки зору міцності і ресурсних показників літака в цілому.

Відомо, що силові елементи кріплення крила знаходяться, як правило, в важко доступних для огляду (контролю) місцях. Поки що не існує ефективних методів неруйнівного контролю справності конструкції у недоступних місцях. Частотний метод може бути найбільш прийнятним, результативним інструментальним засобом неруйнівного контролю технічного стану [3].

Суть методу полягає в використанні відомої залежності параметрів власних коливань авіаційної конструкції (частота, декремент затухання тощо) від її міцності і жорсткості. Частота власних коливань конструкції може бути підрахована по формулі [2]

$$F_{вл} = \sqrt{c/m},$$

де c – міцнісні характеристики; m – габаритно-масові характеристики.

Якщо в процесі експлуатації періодично стежити за зміною цього параметру ($F_{вл}$), то на ранній стадії можна виявити появу та інтенсивність розвитку пошкоджень конструкції літального апарату (ЛА).

Переваги частотного методу неруйнівного контролю над існуючими методами такі:

контроль в місцях, недоступних для других методів та можливість контролю

літаків без виведення їх з ладу;

можливість контролю на багатьох літаках в один і той же час;

не має потреби у висококваліфікованих фахівцях. Цей метод можуть застосовувати техніки середньої кваліфікації;

конструкція літака не піддається впливу значних механічних навантажень;

можливість централізованого збору, обробки, використання і збереження інформації про результати вимірювання $F_{вл}$.

При реалізації частотного методу на практиці виникають наступні питання:

хто, де і коли повинен здійснювати контроль $F_{вл}$ елементів конструкції планера літака?

як потрібно проводити облік, аналіз результатів методу?

яка існує залежність між величиною руйнування від втоми (зміна міцності) та зміною $F_{вл}$ у процентному відношенні?

яка необхідна точність вимірювань $F_{вл}$, щоб виявити пошкодження на ранній стадії?

з чим потрібно порівнювати результати першого вимірювання $F_{вл}$ з огляду на відсутність інформації про $F_{вл}$ нової (справної) конструкції?

Ці та інші питання автори розглянули у своїх статтях [4,5] але є необхідність більш детально відповісти на деякі з вище наведених питань.

Експериментальними методами встановлено, що при зміні міцності конструкції від 8 до 10 % $F_{вл}$ змінюється від 2 до 3 % [1].

Наприклад, зменшення міцності на 25 % приводить до зменшення $F_{вл}$ на 7,5 %, тобто, якщо $F_{вл}$ дорівнювала 10 Гц, то після ушкодження буде 9,25 Гц. Отже, треба мати вимірювач частоти $F_{вл}$ з точністю вимірювання до сотих Гц. Цим вимогам відповідає модуль сполучення з ПЕОМ типу USB – STUDIO.

Важливими умовами одержання достовірної інформації при контролі $F_{вл}$ має дотримання габаритно-масових характеристик досліджуваної конструкції: при першому та наступних вимірюваннях. Це особливо стосується маси крила, наявності зовнішніх підвісок і баків, однакове оснащення та заправка літака.

Є думка, що одержання корисних результатів контролю $F_{вл}$ є дуже довгим процесом. Це дійсно так, якщо провести перші вимірювання на одиничних літаках та очікувати 1,5...2 роки повторних вимірювань, і більше нічого не робити. Однак, якщо перші вимірювання виконувати одночасно на великій кількості однотипних літаків та потім порівнювати результати $F_{вл}$ правої та лівої площини крила конкретного літака та між різними літаками, то можливо вже після першого вимірювання отримати вагому інформацію про справність конструкцій. Для зручності порівняння можна вирахувати $F_{вл}$ усереднене для даного типу літака. Наявність або відсутність відхилень від $F_{вл}$ усередненого вже несе інформацію про стан літака.

Взагалі первісне вимірювання $F_{вл}$ можна використовувати як інформацію про поточне значення залишкової міцності конструкції крила, а також може служити

еталоном при наступних вимірюваннях.

За результатами повторного та наступних вимірювань $F_{вл}$ можна буде робити такі висновки:

про динаміку розвитку втомних ушкоджень за контрольований період;
про залишкову міцність та живучість конструкції;
про залежність втомлених пошкоджень від наробітку і строку експлуатації кожного літака;

про припустиму $F_{вл}$, критичну $F_{вл}$;

про наявність (відсутність) аномальних змін міцності конструкції;

про можливість продовження встановлених показників тощо.

Враховуючи вище наведену інформацію, можна запропонувати, як варіант, таку послідовність контролю справності крила літака з застосуванням частотного методу:

контроль $F_{вл}$ здійснюється за допомогою збудника механічних коливань конструкцій планера літака, оснований на застосуванні електромагнітів (застосування збудника коливань на крилі, розміщення феритової пластини та магніту датчика показано на рис. 1 та рис. 2);



Рис.1. Підключення збудника коливань до крила



Рис.2. Розміщення феритової пластини та магніту датчика на макеті крила

вимірювання $F_{вл}$ проводиться фахівцями рухомої лабораторії авіаційно-ремонтного підприємства сумісно або у присутності фахівців частини на усіх літаках частини;

результати вимірювань записуються у спеціальний журнал лабораторії та формуляр літака;

знаходиться усереднене значення $F_{вл}$ для кожного типу та серії літака (тимчасовий еталон для порівняння);

на літаках, де $F_{вл}$ значно відрізняється від усередненого значення $F_{вл уср.}$, з'ясовують причини;

повторне вимірювання виконується через 1,5...2 роки, бажано в один и той же час року (облік температурного фактору). При цьому необхідно дотримати однозначність габаритно-масових характеристик літака при першому та послідуєчих контролях $F_{вл}$;

результати повторного вимірювання записують у журнал лабораторії та формуляр літака;

результати повторного контролю порівнюються з первинними вимірюваннями на кожній площині крила, кожного літака, робляться необхідні практичні висновки, та заходи;

контролю бажано піддати увесь парк літаків, але робити це доцільно по типах

літаків. Це полегшить та прискорить процес оброблення та одержання корисної інформації щодо справності конструкцій відразу після першого контролю $F_{вл}$;

наступний контроль $F_{вл}$ проводиться через 2...3 роки з урахуванням результатів повторного контролю;

на літаках у яких були значні зміни $F_{вл}$ виміри необхідно проводити частіше.

Авторам вдалось реалізувати частотний метод на лабораторному макеті. При застосуванні його на натурну техніку, можуть з'явитися несподівані труднощі. Але практичні рекомендації, викладені у статті, можуть бути використанні при організації впровадження частотного методу контролю справності конструкцій планера літака.

ЛІТЕРАТУРА

1. Юхачев В.В., Харченко О.В., Пащенко С.В., Хільченко М.Ф. Коливання і ресурс авіаційних конструкцій – Одеса, 2010.
2. Пащенко С.В., Хільченко М.Ф., Юхачев В.В. Визначення ступеня пошкодження конструкції маневреного літака при його експлуатації за технічним станом // Збірник наукових праць ДНДІА. – К.: ДНДІА, 2009. Вип. 5 (12). С. 181–185.
3. Хільченко М.Ф., Манулін Ю.О., Фурдило С.А. Застосування метода контролю частоти власних коливань для визначення технічного стану крила літака типу Л-39 // Збірник наукових праць ДНДІА. – К.: ДНДІА, 2013. – Вип. 9 (16). – С. 204–212.
4. Федотов І.Н., Зварич В.І., Бойко А.П., Агамов Л.Г. До питання застосування засобів неруйнівного контролю для перевірки технічного стану планера літака // Збірник наукових праць ДНДІА. – К.: ДНДІА, 2013. – Вип. 9 (16). – С. 199–203.
5. Федотов І.Н., Зварич В.І., Агамов Л.Г. До питання проектування збудника коливань конструкцій планера літальних апаратів, як засобу неруйнівного контролю їхнього технічного стану. // Збірник наукових праць ДНДІА. – К.: ДНДІА, 2014. – Вип. 10 (17). – С. 225–229.

Надійшла до редакції 15.10.2015