

УДК 629.735.083.025.1.004.58:681.518.54 (045)

Казак В. М., Бабенко А. Є.
Національний авіаційний університет, Київ

ДІАГНОСТИКА ЗОВНІШНЬОГО ОБВОДУ КРИЛА НА ОСНОВІ ТЕМПЕРАТУРНОГО ПОЛЯ ПЛОЩИНИ КРИЛА

Стаття присвячена питанню підвищення безпеки руху літаків в повітрі і на землі за допомогою неперервної діагностики зовнішніх обводів літака і його крил зокрема при зіткненні літака зі сторонніми формуваннями. Неперервна діагностика зовнішніх обводів літака і його крил дає можливість передбачити чи попередити аварійні ситуації.

Вступ. Літак є складною системою багаторазового використання, на яку діють зовнішні умови і внутрішні процеси деградації під впливом яких змінюється його технічний стан. Для реєстрації вказаних змін в процесі експлуатації здійснюється постійний контроль параметрів, що характеризують технічний стан літака. Найбільш неосвоєною на цей час є діагностика стану зовнішньої поверхні (обводів) літака у польоті, яка більше всього зазнає впливу зовнішніх механічних, біологічних, електромеханічних та електричних деградуючих факторів. На зльоті і при здійсненні посадки літака найбільший вплив зазнає крило літака.

Аналіз останніх досліджень та публікацій. Аналіз досліджень і публікацій країн СНД показав, що дослідження по даній темі в країнах СНД не проводилися. Аналіз зарубіжних джерел показав, що в дослідженнях даної проблеми найбільшого успіху досягла компанія «Боїнг», а також

дослідження ведуться в інституті ім. Джона Хопкінса в м.Балтімор, США.

Постановка задачі. Враховуючи те, що зіткнення літака зі сторонніми формуваннями у польоті не тільки викликають погіршення характеристик літака а й несуть пряму загрозу безпеці екіпажу і пасажирів літака, виникає необхідність в розробці системи неперервної діагностики зовнішніх обводів літака і його крил, що дала б можливість передбачити чи попередити аварійні ситуації

Вирішення поставленої задачі. Розроблено систему та метод, що вирішують задачу діагностики стану зовнішнього обводу крила на основі температурного поля площини крила у реальному часі, а також дають можливість визначити місце, момент та ступінь пошкодження.

Система побудована за наступною функціональною схемою (рис. 1):

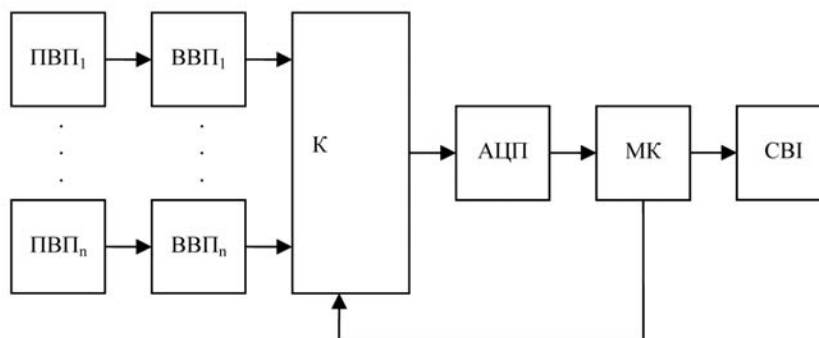


Рис. 1. Функціональна схема системи діагностування зовнішнього обводу крила на основі температурного режиму площини крила

ПВП₁ ... ПВП_n – первинні вимірювальні перетворювачі.

ВВП₁ ... ВВП_n – вторинні вимірювальні перетворювачі.

К – комутатор.

АЦП – аналого-цифровий перетворювач.

МК – мікроконтролер.

СВІ – система відображення інформації.

Практично реалізувати запропонований метод можна, якщо організувати вимірювання в центрі кожної комірки матриці крила (рис. 2) зміну температури за допомогою термодатчиків, застосувавши теорію теплового поля.

Нагрів зовнішніх обводів літака у польоті відбувається головним чином по двом причинам: від аеродинамічного гальмування повітряного потоку і від тепловиділення силової установки. Обидва ці явища складають процес взаємодії між середовищем (повітрям та вихлопними газами) та обтікаємим твердим тілом (планер, двигун). При появі раптових пошкоджень зовнішніх обводів літака в залежності від їх степені зростає коефіцієнт опору пошкодженої ділянки поверхні крила, що у свою чергу призводить до збільшення локального аеродинамічного гальмування повітряного потоку, а отже й до збільшення температури обшивки літака у місці виникнення пошкодження на величину Δt відносно непошкоджених ділянок [1].

Однак введення значної кількості додаткових вимірювальних пристроїв на зовнішній поверхні крила літака не тільки створює додаткову вагу, але й може порушити повітряний потік над крилом, тим самим призвести до зниження швидкості польоту та значної перевитрати пального [2]. Новітні розробки в галузі авіаційних вимірювальних пристроїв дозволяють уникнути цих негативних моментів.

Вперше в якості первинного вимірювального перетворювача, тобто датчика, пропонується використати термопару обшивка-заклепка для вимірювання локальної зміни температури на зовнішній поверхні літака для визначення області та степені раптового пошкодження. Ця термопара вбудовується в заклепку обшивки повітряного судна згідно з матрицею (рис. 2) із приєднанням до протягнутих термопарних проводів всередині конструкції крила. Оскільки заклепки використовуються для закріплення обшивки, то така конструкція не вносить яких-небудь поверхневих змін, які б могли порушити повітряний потік.

Застосування такого виду термодатчика є одним з запропонованих методів, однак можливе використання також інших датчиків температури. Основними характеристиками, що впливатимуть на їх вибір повинні залишатися мініатюрні розміри та висока чутливість до зміни температури.

Таким чином, організувавши вимірювання зміни температури в кожній окремій комірці розробленої матриці крила можна вирішити задачу виявлення моменту і місця пошкодженої області, а також степінь цього пошкодження, що дозволить зробити точну оцінку технічного стану зовнішнього обводу крила літака у польоті [3].

Теплове поле характеризується просторовим розподілом температури й щільності потоку теплової потужності. Рівняння теплового поля в диференціальній формі мають вигляд [4]:

$$\operatorname{div} \rho_T = Q - \frac{\partial U}{\partial t}, \quad (1)$$

$$\rho_T = -k \cdot \operatorname{grad} T, \quad (2)$$

$$\frac{\partial U}{\partial t} = \frac{\partial(\rho C T)}{\partial t} = \rho C \frac{\partial T}{\partial t}, \quad (3)$$

де ρ_T – щільність потоку теплової потужності; Q – об'ємна щільність потужності сторонніх джерел тепла; U – об'ємна щільність внутрішньої теплової енергії речовини; k – теплопровідність речовини; T – температура; C – питома теплоємність речовини.

Вираз (1) є фундаментальним рівнянням теплового поля; (2) – рівняння, що описує теплопровідні властивості речовини; (3) – рівняння, що описує динамічні теплові властивості речовини.

Підставивши (2) і (3) в (1), одержимо рівняння теплопровідності відносно поля температур:

$$\rho C \frac{\partial T}{\partial t} - \operatorname{div}(k \cdot \operatorname{grad} T) = Q. \quad (4)$$

Це рівняння описує динамічний режим теплового поля. У статичному режимі $\frac{\partial T}{\partial t} = 0$, тому рівняння теплопровідності набуває наступний вид:

$$-\operatorname{div}(k \cdot \operatorname{grad} T) = Q. \quad (5)$$

Вираз (4) називають параболічним рівнянням, а (5) – еліптичним.

Визначення степені пошкодження зовнішнього обводу крила літака у польоті за допомогою математичного програмного продукту MathLab (в PDETTool) можливо після знаходження температурного розподілу по крилу. Температурні поля можна визначити вирішуючи крайову задачу, що базується на виразах (4)-(5) методом кінцевих елементів (наближений метод), тобто для початку необхідно повести трингуляцію консолі крила (розбиття на кінцеві елементи) (рис. 2).

Рішення крайової задачі – знаходження величин температур в точках, які являються вершинами кінцевих елементів, з врахуванням початкових і крайових умов. Якщо розмістити в вузлах кінцевих елементів термопару та врахувати відомі крайові умови то вирішення цієї задачі не потребує рутинної роботи. Тобто зчитуючи показання з датчиків температур, які наперед пронумеровані з відомими координатами та знаючи

граничні умови ми отримуємо матрицю температур, а отже і температурне поле.

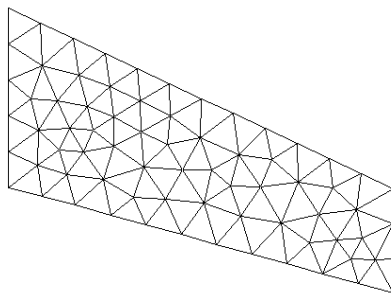


Рис. 2. Трингуляція консолі крила

1. На висоті 5000м передня кромка крила нагрівається за рахунок тертя приблизно до 100°C, а задня кромка має температуру яка відповідає температурі навколишнього середовища (-50°C). При виникненні пошкодження в місці пошко-

дження за рахунок тертя температура буде наростати і картина розподілу тепла набуватиме іншої форми з характерним викидом в місці пошкодження (рис. 3-5).

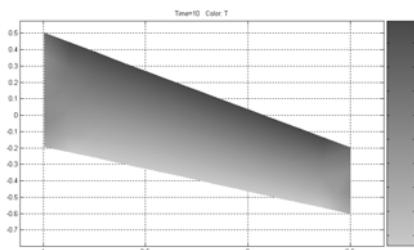


Рис. 3. Розподіл температури по правій консолі літака в польоті (на висоті 5000 м) без пошкодження зовнішнього обводу

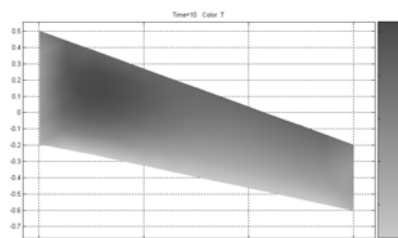


Рис. 4. Розподіл температури по правій консолі крила літака в польоті (на висоті 5000м) з пошкодженням в корні крила

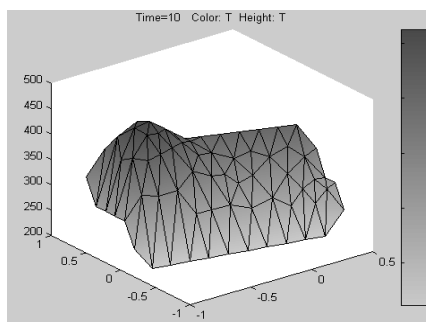


Рис. 5. Трьохвимірна картина розподілу температури при виникненні пошкодження

Висновки: в ході даного дослідження розроблено систему та метод, що вирішують задачу діагностики стану зовнішнього обводу крила на основі температурного поля площини крила у реальному часі, а також дають можливість визначити місце, момент та ступінь пошкодження. В якості датчиків в системі використовуються термопари обшивка-заклепка.

Список літератури

1. Ударцев Е.П. Динамика пространственного сбалансированного движения самолета. – К.: КИИГА, 1989. – 116 с.
2. Гальченко С.М., Бикус Л.В., Бугрій К.М. Методика виявлення стану зовнішнього обводу крила літака у польоті. – К., Вісник НАУ, №1 2006. – С. 83-87.
3. Казак В.М. Системні методи відновлення живучості літальних апаратів в особливих ситуаціях у польоті: монографія. – К., НАУ-друк, 2010. – 284 с.
4. Яворський Б.М., Детлаф А.А. Справочник по физике. 3-е изд. – М.:Наука, Физматгиз, 1990. – 624 с.

Науковий керівник – Голего М. М., канд. техн. наук