УДК 629.7

Федоренко М. Ю.[1], *бакалавр*, **Бондаренко О. М.[1]**, *к.т.н.*
[1]*КПІ ім. Ігоря Сікорського*

АЕРОПРУЖНІСТЬ ЕЛЕМЕНТІВ ПЛАНЕРА ЛІТАКА ЛЕГКОГО КЛАСУ

Створення універсального літака легкого класу, здатного виконувати різноманітні завдання, вимагає ретельного вивчення аеропружних властивостей різних елементів літального апарату (ЛА), зокрема – крила. Прогнозування поведінки крила під час динамічних навантаженнях є можливим завдяки розробці обчислюваних моделей. Після отримання результатів розрахунків, важливо систематизувати та узагальнити їх, щоб сформувати рекомендації, спрямовані на покращення аеродинамічних властивостей крила із урахуванням динамічної аеропружності.

Літаки легкого класу, здатні виконувати різні функції, залишаються актуальними і на майбутнє. Збір даних щодо цього типу ЛА показав, що в якості прототипу слід обрати EMB-312/314. На його основні отримано характеристики: максимальна швидкість 625 км/год; максимальна злітна маса 4500 кг; розміри елементів планеру включно із крилом розмахом 10 м і площею 15,46 м^2. Для оптимізації конструкції такого типу літальних апаратів було проведено мультифізичні дослідження аеродинамічних характеристик разом із характеристиками жорсткості та пружності елементів планеру.

У процесі досліджень створено креслення із усіма силовими елементами (рис. 1) для формування розрахункової моделі.

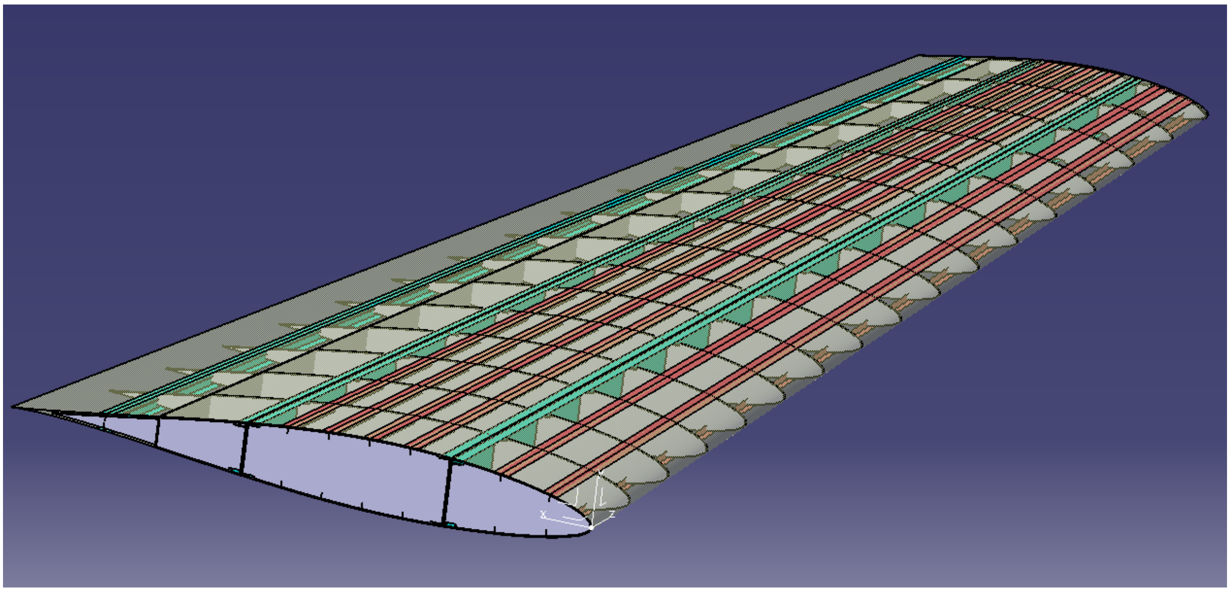

Рис. 1. Вид крила із силовими елементами

Для дослідження аеропружності крила, у програмному пакеті *FEMAP* створено скінченно елементу модель крила і альтернативний варіант, крило того ж подовження і площі, але без звуження, для порівняння впливу аеропружності.

Розрахунки використовують PK-метод рішення флатеру, фундаментальним рівнянням для аналізу модального флатеру :

$$\left[M_{hh}p^2 + \left(B_{hh} - \frac{1}{4}\rho\bar{c}VQ_{hh}^I/k\right)p + \left(k_{hh} - \frac{1}{2}\rho V^2 Q_{hh}^R\right)\right]\{u_h\} = 0 \qquad (1)$$

де M_{hh} – матриця модальних мас;

p – власне значення = $\omega(\gamma \pm i)$;

B_{hh} – матриця модального демпфування;

ρ – щільність повітря;

$\bar{c}$ – референсна довжина;

V – швидкість;

Q_{hh}^I – матриці демпфування модальної аеродинаміки, функція числа Маха та зменшення частоти, k;

k – зменшення частоти, $= \omega\bar{c}/2V$;

k_{hh} - матриця модальної жорсткості;

Q_{hh}^R – матриця жорсткості модальної аеродинаміки, функція числа Маха та зменшення частоти, k;

u_h – модальний вектор амплітуд.

Після розрахунків отримуємо розподіл переміщень та графіки залежності частоти коливання крила від швидкості.

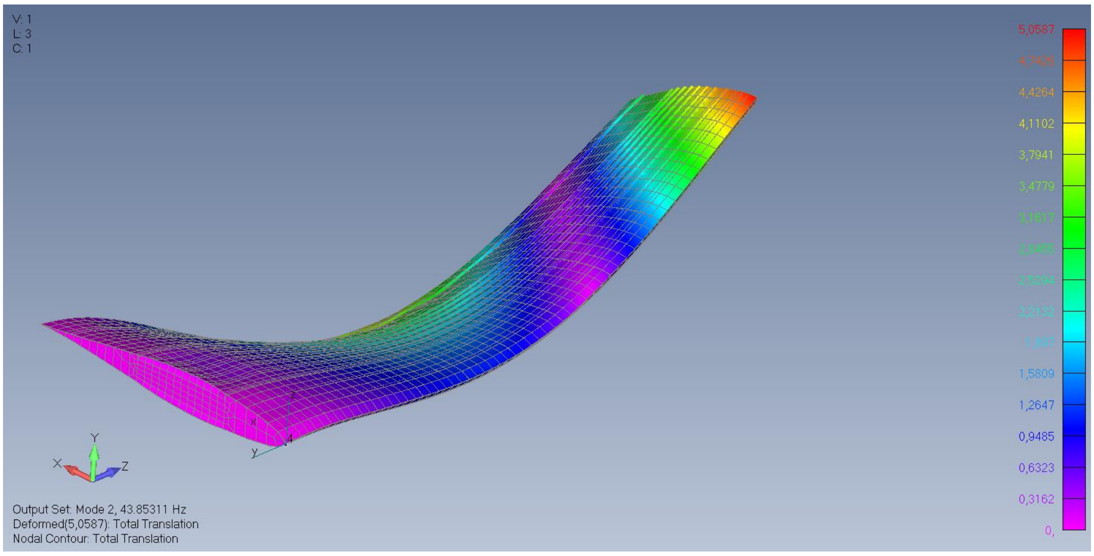

Рис. 2. Переміщення крила під дією аеропружних сил. Режим 2

На рис. 2. бачимо, що влив аеропружних сил спричиняє відразу два переміщення у крилі, які спричинені утворенням крутного і згинального моменту.

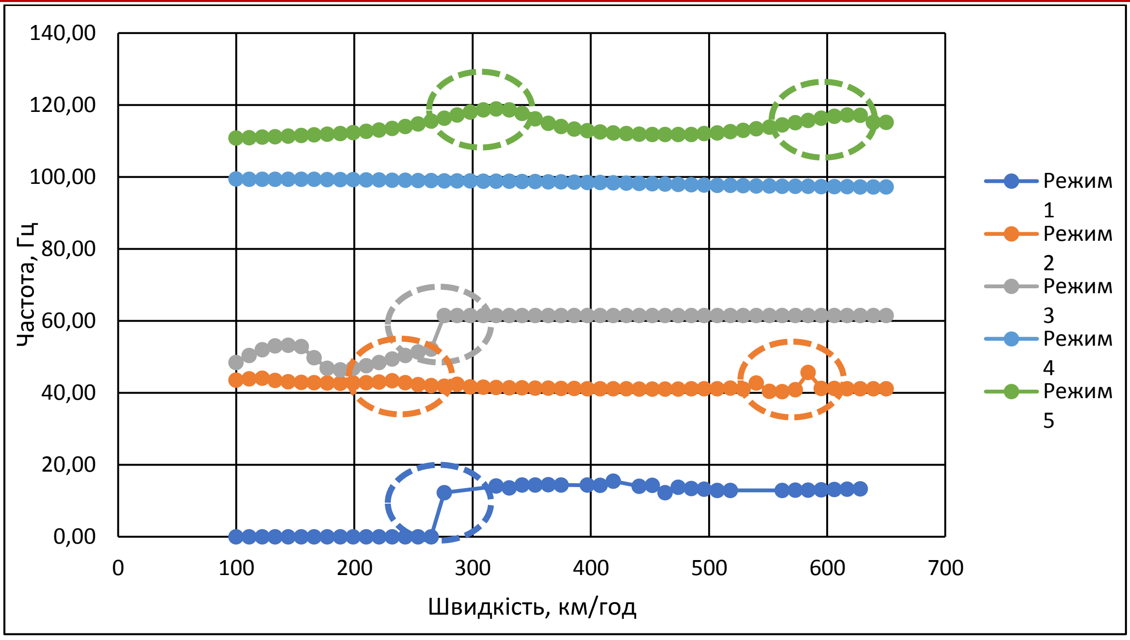

Рис. 3. Частота – швидкість

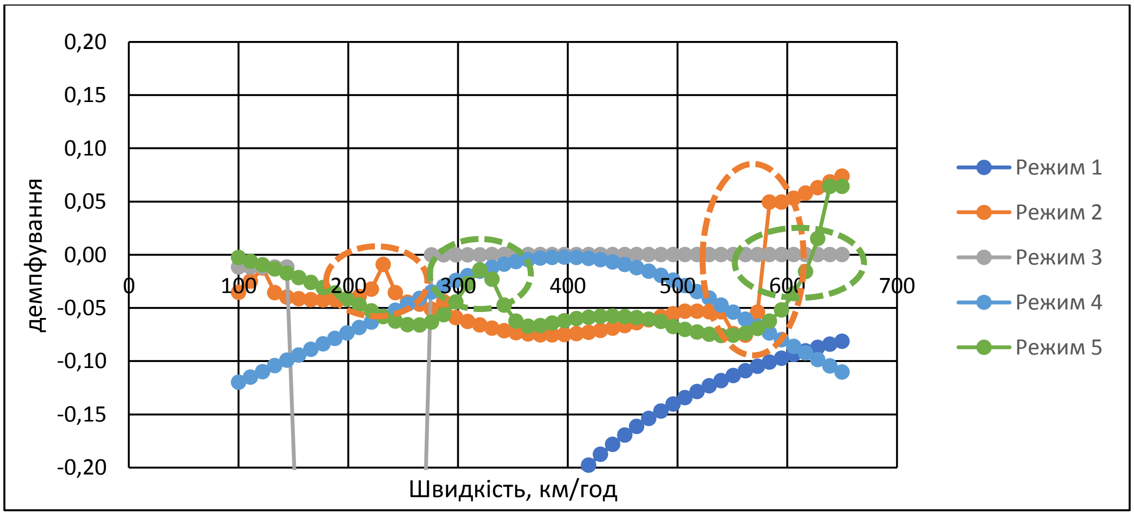

Рис. 4. Демпфування – швидкість

Рис. 5. Моди частоти коливання

Рис. 5 показує отримані нормальні моди і відповідні їм частоти коливання. Режими 2 та 5, що відповідають номерам мод, є найбільш цікавими та інформативними у разі пошуку швидкості флатеру. На обох режимах бачимо по дві зміни у частоті (обведені на рис. 3) на швидкостях: 243 і 583 км/год для режиму 2 та 320 і 627 км/год для режиму 5. Для режиму 5 перше збільшення демпфування відбувається за швидкості близької до 320 км/год, але значення залишається від'ємним. Другий ж стрибок з'являється на швидкості 627 км/год, значення демпфування стає значно більшим за 0, отже за цієї швидкості виникає флатер. Другий режим виглядає схоже, під час швидкості у 243 км/год виникає стрибок, значення залишається від'ємним. А вже у наступній зоні значення демпфування перетинає лінію 0 і сигналізує про утворення флатеру при швидкості у 583 км/год, швидше ніж для режиму 5.

Результатами розрахунку скінченно-елементної моделі крила на виникнення явища флатеру стали графіки залежності частоти коливання та демпфування від швидкості. Поєднавши аеродинамічний вплив із створеною конструкцією, отримано орієнтовану швидкість флатеру для заданих умов, яка склала 583 км/год для частоти 40 Гц, та 627 км/год для 115 Гц.

Оскільки швидкість флатеру менша ніж максимальна допустима, потрібно збільшити жорсткість крила. Зробити це можна додавши до стінок лонжеронів та нервюр додаткові ребра жорсткості. Таке рішення збільшить масу конструкції, це можна компенсувати зменшенням і перерозподілом товщини стінки. Аналогічний підхід можна використати до обшивки крила, зробивши її товщину не однаковою, підсилюючи передню та задню крайки, які мають найбільше переміщення (рис. 2) і зменшити товщину центрального кесону. Також дієвим способом буде використання композитного матеріалу, наприклад добре підходять полімери, армовані вуглецевим волокном.

Список використаної літератури

1. Jan R. Wright, Jonathan E. Cooper. Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads. John Wiley & Sons Ltd, The Atrium, Southern Gate, Chichester, West Sussex PO19 8SQ, England. ISBN 978-0470-85840-0.
2. Simcenter Nastran Aeroelastic Analysis User's Guide. © 2019 Siemens Product Lifecycle Management Software Inc. All Rights Reserved. https://docs.plm.automation.siemens.com/data_services/resources/scnastran/2020_1/help/tdoc/en_US/pdf/aeroelastic.pdf
3. Raymer, Daniel P. Aircraft design conceptual approach/Daniel P. Raymer. Includes index. 1. Airplanes-Design and construction. I. American Institute of Aeronautics and Astronautics. II. Title. III. Series. ISBN 0-930403-51-7
4. Матеріали практичних робіт з курсу «Проєктування ЛА», Поваров С. А https://www.youtube.com/watch?v=myDNjACZqlc&list=PLxiPnyxdAmEnRrdj1puVWWTAljPM5emkD&ab_channel=SerhiiPovar.
5. Anderson, John David. Fundamentals of aerodynamics / John D. Anderson, Jr. — 5th ed. p. cm. — (McGraw-Hill series in aeronautical and aerospace engineering) Includes bibliographical references and index. ISBN-13: 978-0-07-339810-5 ISBN-10: 0-07-339810-1.
6. Adrian P. Mouritz, Introduction to Aerospace Materials, ISBN 978-0-85709-515-2.