УДК 629.7.01
DOI: https://doi.org/10.20535/0203-3771502025347471

В. О. Школьний[1], *PhD студент,* **О. М. Бондаренко**[2] , *к.т.н.*

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ СИСТЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ АЕРОПРУЖИХ ПРОЦЕСІВ БЕЗПІЛОТНОГО ПОВІТРЯНОГО СУДНА

Ua У статті представлено результати експериментального дослідження аеропружних коливань крила безпілотного повітряного судна із системою активного керування поверхнями крила. Для перевірки результатів моделювання було виготовлено експериментальне крило та закріплено на легковому автомобілі. Це дало змогу відтворити умови, подібні до випробувань в реальних умовах польоту без залучення аеродинамічної труби. Під час підключення системи керування елерон компенсував аеропружні коливання, що дозволило зменшити амплітуду коливань більш ніж у три рази. Отримані результати підтверджують доцільність використання елементів керування для підвищення аеропружних властивостей конструкції літака, а також демонструють ефективність дорожніх випробувань як альтернативи традиційним продувкам у аеродинамічній трубі.

En This paper presents the results of an experimental investigation of aeroelastic oscillations of an unmanned aerial vehicle wing equipped with an active control system. To validate the results, a dedicated test wing was manufactured and mounted on a passenger car. This made it possible to reproducing conditions comparable to to real-world flight tests without use of wind tunnel experiments. Activation of the control system enabled the aileron to compensate for oscillations, resulting a reduction of oscillation amplitude approximately in these times. These results confirm the effectiveness of using control surfaces to increase the aeroelastic characteristics of aircraft structures and demonstrate the applicability of on-road testing as a practical alternative to conventional wind tunnel testing.

Вступ

В умовах різноманіття конструктивних рішень і високої конкуренції особливого значення набувають ті переваги, які забезпечують врахування різних типів навантажень та складних фізичних явищ, серед яких важливе місце посідають аеропружні ефекти. У науково-технічних публікаціях представлені методи розрахунку аеропружності, що створює основу для подальших експериментальних і прикладних досліджень. У експериментальній програмі Університету Вашингтона [1] було виготовлено гнучке крило великого розмаху із кількома незалежними керуючими поверхнями. Його випробування включали продувки в аеродинамічній трубі, під час

[1] *КПІ ім. Ігоря Сікорського*
[2] *КПІ ім. Ігоря Сікорського*

яких досліджувалася робота різних конфігурацій активного керування. Результати показали, що використання кількох елеронів дозволяє суттєво зменшувати амплітуду коливань. У дослідженні Німецького Аерокосмічого Центру [2] було виконано випробування в аеродинамічній трубі експериментального крила із інтегрованою системою придушення флатеру. Це дало можливість підтвердити працездатність алгоритмів у динамічних режимах, наближених до практичної експлуатації. У спільній роботі Делфтського технічного університету та Німецького Аерокосмічого Центру [3] було випробувано експериментальне крило-демонстратор. Конструкція крила була спеціально змінена для покращення його аероеластичних властивостей, а разом із активним керуванням це дозволило зменшити навантаження та покращити поведінку крила під час коливань.

Таким чином, сучасні експерименти доводять, що активні системи керування можуть істотно підвищити критичну швидкість флатеру та зменшити навантаження на конструкцію. Це створює підґрунтя для подальших досліджень і відкриває можливість використовувати дорожні експерименти як доступну альтернативу традиційним продувкам у аеродинамічній трубі.

Постановка задачі

Метою дослідження є перевірка ефективності системи активного керування елероном для зменшення аеропружних коливань крила та підвищення критичної швидкості флатеру. Для досягнення цієї мети необхідно виконати наступні завдання:

- підібрати параметри експериментального зразка для забезпечення заданої критичної швидкості флатеру, та провести математичне моделювання системи придушення фоатеру із додатковим блоком керування елероном у середовищі Simulink;
- виготовити дослідне крило та провести експерименти на наземному транспортному засобі у режимі із нерухомим елероном (система керування вимкнена) та з активним керуванням (елерон компенсує коливання за сигналом зворотного зв’язку);
- порівняти результати експериментальних випробувань із розрахунковими та зробити висновки щодо впливу системи керування на аеропружні коливання.

Аналітичний розрахунок

Для оцінки швидкості флатеру використано формулу для згинально-крутильної моделі [4]:

$$V_{фл} = \sqrt{\frac{2GI_{кр}}{C_y^{\alpha}\rho L_{кр} b\left(x_{ц.м.} - x_f\right)\cos\chi}}\ , \qquad (1)$$

де G– модуль пружності другого роду (модуль зсуву), $I_{кр}$ – момент інерції на кручення, C_y^{α}– приріст підйомної сили, ρ – густина повітря, $L_{кр}$ - розмах крила, b – хорда крила, $x_{ц.м.}$ – координата центра мас крила від передньої кромки профіля, $x_{f.}$ – координата центра тиску від передньої кромки профіля, χ – кут стрілоподібності.

***Таблиця* 1.**

Визначення критичної швидкості флатеру

Позначення	$V_{фл}$, м/с	G, МПа	$I_{кр}$, мм^4	Cy^{α}	ρ, кг/м^3	lк, м	b, м	χ градус	Xцм, мм	X_F, мм
Найменування	Критична швидкість флатеру	Модуль зсуву	Момент інерції на кручення	Похідна коефіцієнту підйомної сили	Густина повітря	Розмах крила	Хорда крила	Кут стріло подібності крила	Центр ваги перетину крила	Центр тиску перетину крила
Значення	18,6	12	3402267,47	8,5	1,225	2	0,23	0	115,62	66,64

Математичне моделювання

Для підтвердження аналітичного розрахунку було використано бінарну модель крила у середовищі *Simulink*. Математичне моделювання проведено на основі бінарної аеропружної моделі, яка складається із однорідного жорсткого прямокутного крила зі ступенями свободи для кута скручування θ та кута згинання к, представлені двома пружинами [5]. Керуюча поверхня має абсолютно жорстке кріплення до крила, але може бути повернута на будь-який кут β. Інерційні ефекти керуючої поверхні ігноруються.

Рівняння для розімкненої системи керування [6]:

$$A\ddot{q} + \rho VB\dot{q} + \left(\rho V^2 C + E\right)q = g\beta\ , \qquad (2)$$

де A – матриця моментів інерції, q – вектор узагальнених координат руху крила, B – матриця аеродинамічних коефіцієнтів демпфування, C - матриця приєднаної жорсткості крила, E – матриця власної жорсткості крила, g - вектор керування.

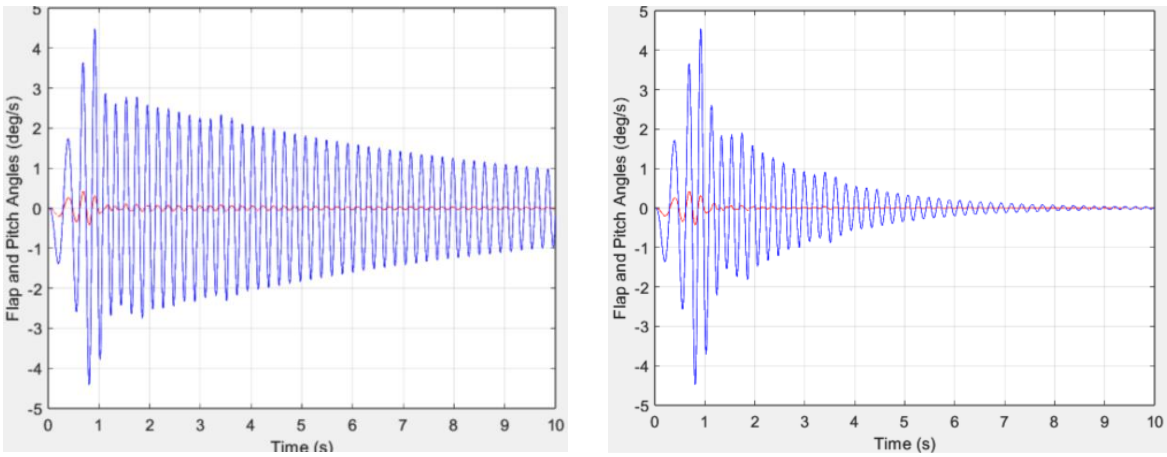
Віхилення керуючої поверхні β пропорційними показам цього датчика [6]:

$$\beta = K_v \dot{z} + K_d z = K_v \left(\dot{k} s_0 - \dot{\theta} \frac{c}{2} \right) + K_d \left(k s_0 - \theta \frac{c}{2} \right) =$$
$$= K_v \left\{ s_0 - \frac{c}{2} \right\} \left\{ \frac{\dot{k}}{\dot{\theta}} \right\} + K_d \left\{ s_0 - \frac{c}{2} \right\} \left\{ \frac{k}{\theta} \right\} g\beta , \quad (3)$$

де K_v та K_d – коефіцієнти зворотного зв'язку, z – вісь чутливості датчика, ks_0 – складова переміщення від згинання крила, $\theta \frac{c}{2}$ – складова переміщення від скручування крила.

Проведено моделювання у наступних режимах:

– без системи керування (рис. 1, *а*). У разі швидкості 18 м/с амплітуда коливань швидко зростає, що свідчить про вихід на флаттер. Це значення добре узгоджується з аналітичним розрахунком критичної швидкості (18 м/с).
– із активним керуванням (рис. 1, *б*). Було реалізовано блок зворотного зв'язку, у якому відхилення елерона задавалося *PID*-регулятором через сервопривід. Моделювання показало, що навіть при тій самій швидкості (18 м/с) амплітуда коливань значно зменшується, а флаттер не розвивається.



а) *б*)

Рис. 1. Реакція крила уразі швидкості польоту V = 18 м/с без (*а*) та із системою стабілізації (*б*) порахована у *Simulink*

Експериментальний розрахунок

Для проведення натурного експерименту використовувалось прямокутне крило із розмахом 2 м (продуватись буде напіврозмах 1 м), хордою крила 0,23 м, профілем крила *NACA* 0012, крило знаходилось під кутом атаки 3 градуса та із рухомим елероном (хорда елерону b_{el} =57,5 мм). Крило встановлювалося перпендикулярно до напрямку руху автомобіля (рис. 2). У конструкції крила було встановлено севропривід (за допомогою

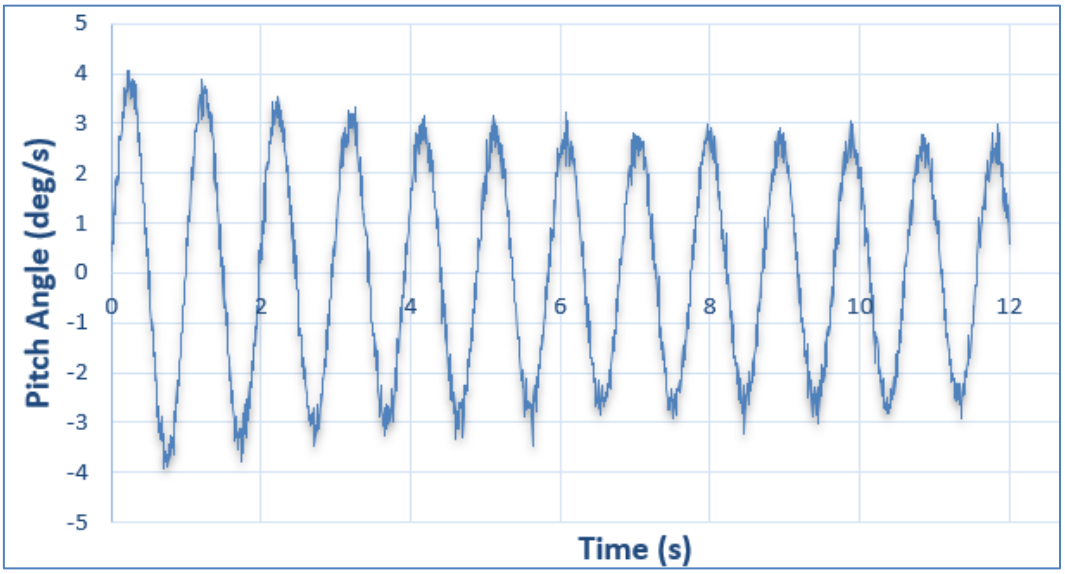
якого здійснювалось керування елеронов), польотний контроллер на кінцевій хорді крила (із вбудованим інерційним датчиком) та *GPS* (рис. 3).

Рис. 2. Встановлення крила на автомобіль

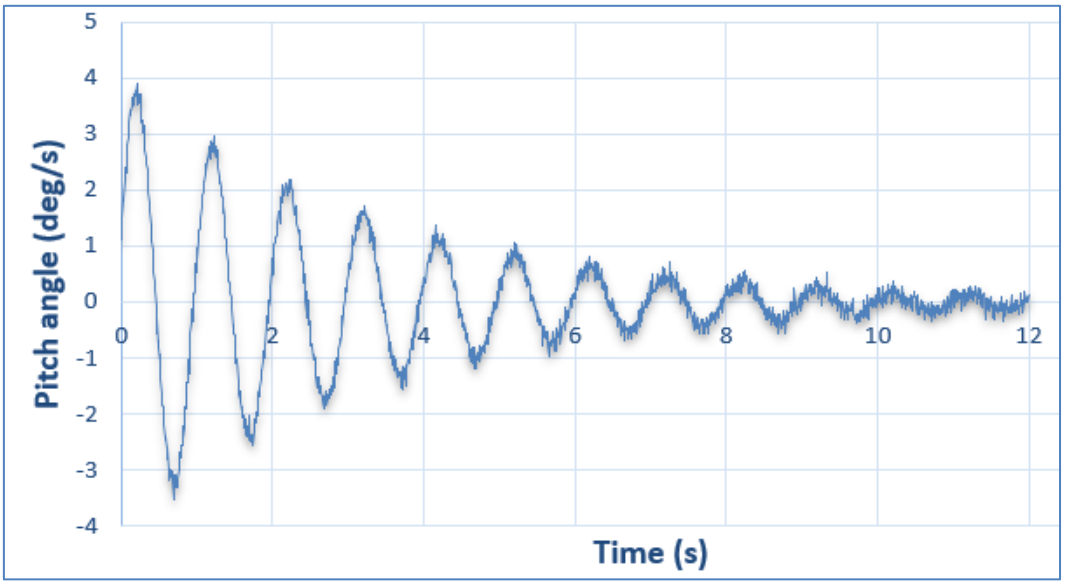
Рис. 3. Схема встановлення обладнання

Експеримент було проведено спочатку із нерухомим елероном (система керування вимкнена), а потім із активним керуванням (елерон компенсує коливання за сигналом зворотного зв'язку). Обидва експеримента проводились на швидкості 18 м/с. Фіксація результатів поведінки крила реєструвалася за допомогою польотного контроллеру. Результати експерименту зображено на рис. 4.

Випробування підтвердили появу флатеру при швидкості близько 18 м/с у режимі без системи керування, коливання крила зберігали високу амплітуду та не затухали повністю. При включеній системі стабілізації коливання набули затухаючого характеру, а їх амплітуда зменшилася більш ніж у три рази. Це свідчить про ефективність активного керування для компенсації аеропружних коливань у реальних умовах експерименту.



а)



б)

Рис. 4. Реакція крила при швидкості польоту $V = 18$ м/с без (*а*) та із системою стабілізації (*б*) під час експерименту

Висновки

Проведене дослідження показало прийнятне співпадіння оезультатів аналітичних розрахунків, імітаційного моделювання та експериментальних випробування. Аналітичний розрахунок дозволив визначити критичну швидкість флатеру, яка склала близько 18 м/с. Це значення стало орієнтиром для подальших перевірок та виготовлення експериментального зразка. Імітаційне моделювання у середовищі *Simulink* дало змогу відтворити поведінку крила як бінарної моделі із двома ступенями свободи – згином і

крученням. У режимі без керування спостерігалось суттєве збільшення амплітуди коливань при швидкості приблизно 18 м/с, що добре узгоджується з аналітичними оцінками. Додавання блоку регулятора із керуванням елероном забезпечило зменшення амплітуди та перехід процесу до затухаючих коливань. Експериментальні випробування на автомобілі (як альтернатина аеродинамічній трубі) підтвердили отримані результати на швидкості 18 м/с, крило демонструвало значні коливання.

У цілому результати роботи показали, що активне керування елероном є дієвим засобом компенсації аеропружних коливань. Крім того, дорожні експерименти виявилися надійним та доступним методом верифікації аналітичних та імітаційних моделей, здатним доповнювати або частково замінювати традиційні продувки в аеродинамічній трубі.

Список використаної літератури

1. Test/Analysis Active Control Exploration Using the University of Washington's Multiple Control Surface Large Flexible Wing/ John Berg, Kuang-Ying Ting, Marat Mor, Eli Livne. [Електронний ресурс] arc.aiaa.org - 2025. - Режим доступу до ресурсу: https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2025-1854
2. Wind Tunnel Testing Active Gust Load Alleviation of a Flexible Wing/ Felix Stalla, Thiemo M. Kier, Gertjan Looye, Kolja Michel, Thomas G. Schmidt, Charlotte Hanke, Johannes Dillinger, Markus Ritter Martin Tang. [Електронний ресурс] elib.dlr.de – 2024. - Режим доступу до ресурсу: https://elib.dlr.de/205523/1/IFASD-2024-107_Stalla.pdf
3. Application of Aeroelastic Tailoring for Load Alleviation on a Flying Demonstrator Wing/ Wolf R. Krüger, Yasser M. Meddaikar, Johannes K. S. Dillinger, Jurij Sodja, Roeland De Breuker. [Електронний ресурс] mdpi.com – 2022. - Режим доступу до ресурсу: https://www.mdpi.com/2226-4310/9/10/535
4. *В. С. Кривцов, Л. А. Мелашенко, В. Л. Мелашенко, С. В. Трубаев*. Конструкция самолетов и вертолетов, Нац.аэрокосм.ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2010, с. 136.
5. *Cooper J. E., Wright J. R.* Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads. Wiley & Sons, Limited, John, 2015. 576 p.
6. *О. М. Бондаренко, В. О. Школьний*. Система керування аеропружними коливаннями безпілотного повітряного судна. - Механіка гіроскопічних систем. Науково-технічний збірник. Київ : КПІ ім. Ігоря Сікорського – Випуск 48. – 2024. – с. 137-147. DOI: https://doi.org/10.20535/0203-3771482024318185.