

УДК 629.7.01

DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771482024318185>В. О. Школьний¹, PhD студент, О. М. Бондаренко², к.т.н.

СИСТЕМА КЕРУВАННЯ АЕРОПРУЖНИМИ КОЛИВАННЯМИ БЕЗПІЛОТНОГО ПОВІТРЯНОГО СУДНА

Ua Запропоновано систему керування, яка дозволяє зменшити амплітуду і час аеропружних коливань крила безпілотного повітряного судна, активно змінюючи його форму. Зміна форми досягається за рахунок керуючих поверхонь крила. Система керувань містить коригуючу ланку, яка синтезується одним із відомих методів, зокрема, логарифмічних частотних характеристик. У прикладних математичних та конструкторських програмних пакетах проведено напівнатурне моделювання. На прикладі елеронів крила та коригуючої ланки у вигляді ПД-регулятора, проведено оцінку ефективності системи керування аеропружністю. Показано, що підбором пропорційного та інтегрального коефіцієнтів коригуючої ланки в системі керування можна збільшити критичну швидкість флатеру крила безпілотного літального апарату.

En A control system that allows reducing the amplitude and time of aeroelastic oscillations of the wing of an unmanned aircraft by actively changing its shape is proposed. The shape change is achieved by the wing control surfaces. The control system contains a corrective link, which is synthesized by one of the known methods, in particular, logarithmic frequency characteristics. Semi-real-life modeling was carried out in applied mathematical and design software packages. Using the example of wing ailerons and a corrective link in the form of a PID controller, the effectiveness of the aeroelasticity control system was assessed. It is shown that by selecting the proportional and integral coefficients of the corrective link in the control system, it is possible to increase the critical flutter speed of the wing of an unmanned aircraft.

Вступ

Безпілотні повітряні судна (БПС) стрімко збільшують свою частку на авіаційному ринку і багато в чому замінюють пілотовані літаки та дрони коптерного типу [1], [2]. В умовах наповненості ринку різноманітними конструкціями та високої конкуренції на ринку, важливими є переваги, яких надають БПС із урахування різнопланових навантажень та явищ, у тому числі таких складних, як аеропружність. В науково-технічній літературі широко представлено методи розрахунку аеропружності. Для математичного моделювання в прикладних математичних пакетах використовують бінарну модель аеропружності, де вигин та крутильні коливання крила взаємопов'язані, а саме крило вважається незгинним по всій площі і закрі-

¹ КПІ ім. Ігоря Сікорського

² КПІ ім. Ігоря Сікорського

пленим лише на двох взаємно перпендикулярних пружних елементах в його корені [3]. Бінарна модель дозволяє розв'язати задачу на власні значення для еквівалентного прямокутного крила і спрогнозувати критичну швидкість флатера та форму аеропружних коливань. Результати математичних розрахунків підтверджуються числовим моделюванням методом скінчених елементів [4]. Названим методом можливо більш точно розв'язати задачу на власні значення для крила будь-якої форми [5]. Традиційним підходом для зменшення ефекту аеропружності є збільшення власної жорсткості крила, переважно, крутильної, або обмеження швидкості польоту [6], однак це веде до втрат у ваговій ефективності та обмеженні у маневреності безпілотних повітряних суден. Останнім часом з'явилися нові підходи до придушення впливу аеропружності шляхом активної зміни геометрії крила [7], [8]. Однак у сучасній науково-технічній літературі не представлено відповідних математичних моделей, які б описували такі явища та дозволяли побудувати необхідну систему керування. Причиною є те, що робота ведеться на стику різних галузей знань, і тому модель не вдається всебічно освітити та представити. Пропонується метод формування корегуючої ланки у системі керування для забезпечення необхідної динаміки аеропружної моделі та проведено його верифікацію на прикладі пропорційно-інтегрального регулятора.

Постановка задачі

Метою роботи є створення системи керування коливаннями крила безпілотного повітряного судна, яка впливає на його аеропружність. У системі керування має бути додано мінімальну коригуючу ланку у вигляді ПД-регулятора для зменшення амплітуди та тривалості флатеру, і за рахунок цього, збільшення критичної швидкості флатеру як одного із найсуттєвіших явищ аеропружності. Роботоздатність системи керування має бути верифіковано шляхом напівнатурного моделювання, із використанням прикладних математичних та конструкторських програмних пакетів. Вхідні геометричні та фізичні параметри математичної моделі аеропружності має бути отримано на етапі проектування БПС, із використанням твердотільного моделювання та аеродинамічних розрахунків певної конструкції. В якості математичної моделі буде використано теоретичну (бінарну) модель аеропружності, в якості прикладного математичного пакету Matlab Simulink.

Геометричні параметри безпілотного судна

В якості об'єкту дослідження системи керування аеропружності обемо крило безпілотного повітряного судна *VTOL «C-Flyer»* [1], яке обладнане керуючою поверхнею – елероном (рис. 1).

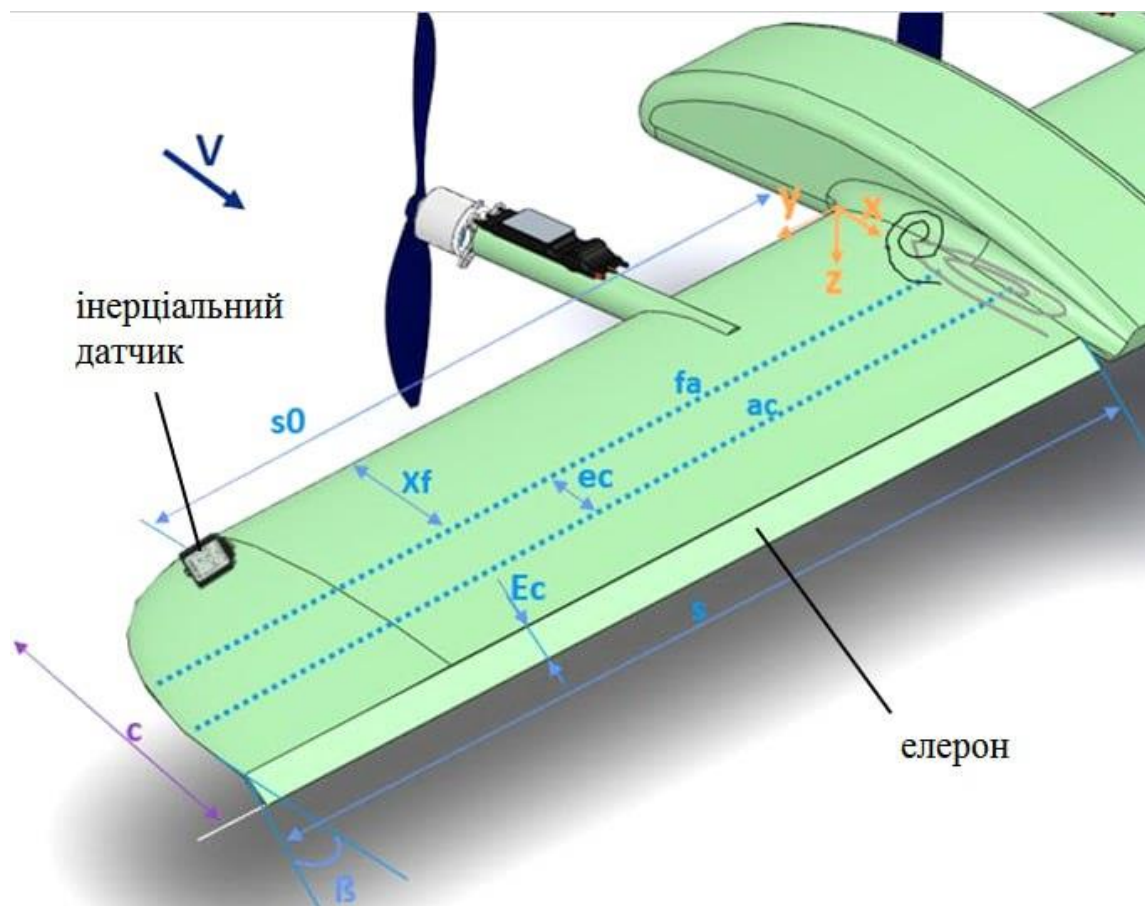
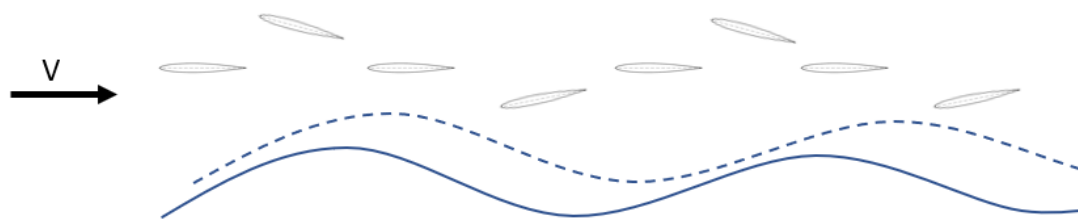


Рис. 1. Крило безпілотного повітряного судна VTOL «C-Flyer»

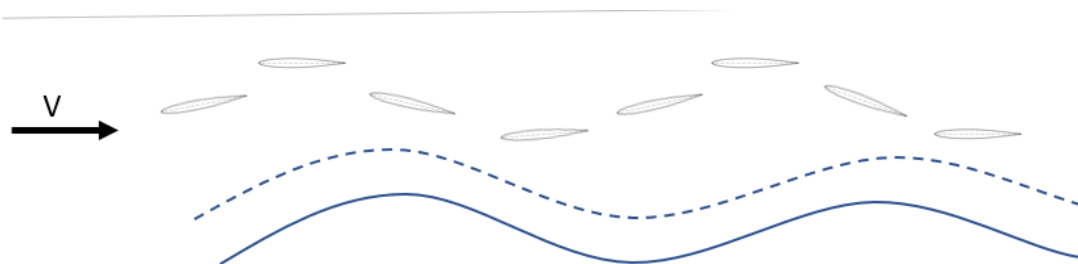
Зазначене безпілотне повітряне судно має перспективи суттєвого розширення виробництва в сучасних умовах в Україні [2]. Моделювання в САД-системі дозволяє одержати вхідні геометричні параметри для подальшого математичного моделювання: середня геометрична хорда c (СГХ), положення центру ваги відносно СГХ cm , положення центру жорсткості крила відносно СГХ x_f , положення центру тиску відносно СГХ ac , розмах крила s , площа крила S , питома навантаження на крило m , ширина елерону E_c .

Фазове запізнення флатера

Власні коливання в двох степенях вільності крила (згинання та скручування) під час польоту мають зсув в фазі на 90 град. одне від одного (рис. 2, а). Тоді енергія коливань перетікає із однієї форми коливань до іншої. Відбувається взаємодія підйомної сили в кожний момент часу для вилучення енергії з потоку повітря на коливання. Але зі збільшенням швидкості польоту фазовий зсув змінюється, і в критичних випадках це веде до співпадиння фаз обох коливань (рис. 2, б). Максимальні та мінімальні компоненти підйомної сили перебувають у додатній фазі і розхитують незатухаючі коливання.



а) згин та крутильні коливання в штатному польоті



б) зсув крутильних коливань по фазі на 90 град. до співпадіння із згином

Рис. 2. Підйомна сила та фази руху аеродинамічного профілю крила
 - - - Підйомна сила крила при згині
 ----- Підйомна сила крила скручуванні

Рух керуючих поверхонь крила (елерони, закрилки) також має фазовий зсув від фактичних поворотів БПС навколо осі жорсткості. Цей фазовий зсув може як парировати зсув від флатеру, так і навпаки, збільшити його, зробивши систему коливань нестійкою. Тому для забезпечення керування в умовах флатеру потрібно попереднє математичне моделювання із метою підбору коефіцієнтів зворотного зв'язку.

Математична модель аеропружності із корегуючою ланкою у контурі керування

Математичне моделювання проведемо на основі бінарної аеропружної моделі, яка складається з однорідного жорсткого прямокутного крила зі ступенями свободи для кута скручування θ та кута згинання κ , представлені двома пружинами (рис.1). В моделі додамо жорстку керуючу поверхню по всьому розмаху. Керуюча поверхня має абсолютно жорстке кріплення до крила, але може бути повернута на будь-який кут β . Інерційні ефекти керуючої поверхні ігноруються.

Для врахування нестационарних аеродинамічних ефектів в профілі крила, представимо елементарну підйомну силу і момент наступним чином:

$$dL = \frac{1}{2} \rho V^2 c \cdot dy \left[a_w \left(\theta + \frac{\gamma \dot{k}}{V} \right) + a_c \beta \right];$$

$$dM = \frac{1}{2} \rho V^2 c^2 d\gamma \left[e a_w \left(\theta + \frac{\gamma \dot{k}}{V} \right) + M_\theta \frac{\dot{\theta} c}{4V} + b_c \beta \right],$$

де ρ - густина повітря, V - швидкість польоту, c - середня геометрична хорда, a_w - нахил кривої підйимальної сили, θ - кут скручування, γ - коефіцієнт демпфування коливачь, κ - кут згинання, a_c та b_c - коефіцієнти впливу керуючої поверхні на підйимальну силу та балансувальний момент, β - кут відхилення керуючих поверхонь (елерона), e - ексцентриситет між центром жорсткості і центром тиску, M_θ - безрозмірна похідна демпфування.

Інтегрування рівняння Лагранжа для всього напіврозмаху крила s (див. рис.1) із додаванням заданого руху керуючої поверхні β , дає вираз для розімкненої системи керування:

$$\begin{bmatrix} I_k & I_{k\theta} \\ I_{k\theta} & I_\theta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{k} \\ \ddot{\theta} \end{Bmatrix} + \rho V \begin{bmatrix} \frac{cs^3 a_w}{6} & 0 \\ -\frac{ec^2 s^2 a_w}{4} & -\frac{c^3 s}{8} M_\theta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{k} \\ \dot{\theta} \end{Bmatrix} + \left(\rho V \begin{bmatrix} 0 & \frac{cs^2 a_w}{4} \\ 0 & -\frac{ec^2 s a_w}{2} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} K_K & 0 \\ 0 & K_\theta \end{bmatrix} \right) \begin{Bmatrix} k \\ \theta \end{Bmatrix} = \rho V^2 c s \begin{Bmatrix} -\frac{s a_c}{4} \\ \frac{c b_c}{2} \end{Bmatrix} \beta, \quad (1)$$

де I_k , $I_{k\theta}$, I_θ - осьові та перехресні моменти інерції крила, s - напіврозмах крила, K_K - поздовжня жорсткість, K_θ - крутна жорсткість.

У правій частині рівняння з'являється збурююча змінна, обумовлена відхиленням керуючої поверхні. Рівняння (1) можна записати у більш компактній формі:

$$\mathbf{A} \ddot{q} + \rho V \mathbf{B} \dot{q} + (\rho V^2 \mathbf{C} + \mathbf{E}) q = \mathbf{g} \beta, \quad (2)$$

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

Одна із найпростіших форм корегуючої ланки системи керування - це пропорційно-інтегральний регулятор, в якому кут відхилення керуючої поверхні лінійно-пропорційний кутовій швидкості та кутовому переміщенню об'єкту керування - крила. Розташуємо на передній кромці крила датчик лінійного переміщення z та лінійної швидкості \dot{z} коливачь на відс-

тані s_0 від кореня (рис. 1). Беремо відхилення керуючої поверхні β пропорційними показам цього датчика:

$$\begin{aligned}\beta &= K_v \dot{z} + K_d z = K_v \left(\dot{k}s_0 - \dot{\theta} \frac{c}{2} \right) + K_d \left(ks_0 - \theta \frac{c}{2} \right) = \\ &= K_v \left\{ s_0 - \frac{c}{2} \right\} \left\{ \frac{\dot{k}}{\dot{\theta}} \right\} + K_d \left\{ s_0 - \frac{c}{2} \right\} \left\{ \frac{k}{\theta} \right\} g\beta,\end{aligned}$$

де K_v та K_d – коефіцієнти зворотного зв'язку, z – вісь чутливості датчика (рис. 3), ks_0 – складова переміщення від згинання крила, $\theta \frac{c}{2}$ – складова переміщення від скручування крила. Для зручності добуток ρV^2 внесено до вектору збурення g . В модель введено вертикальний порив вітру w_g , який дає початковий поштовх для ініціалізації коливань крила.

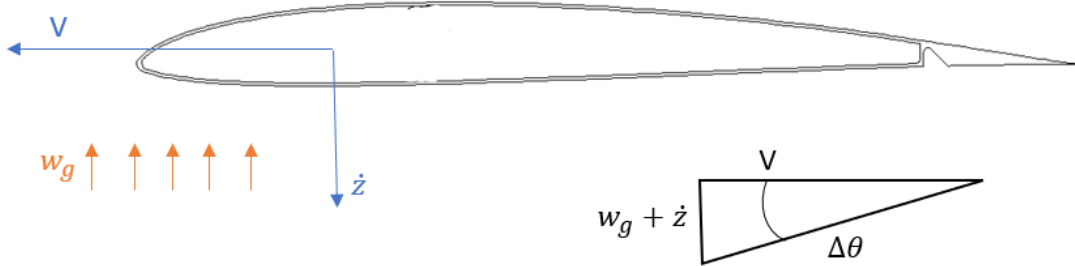


Рис. 3. Ефективний кут відхилення під дією вертикального пориву вітру

Зворотний зв'язок подається через поверхню елерону для зміни динаміки крила. Математичну модель руху крила (2) із урахуванням пориву вітру та керуючого впливу, який формує закон зворотного зв'язку, можна представити у вигляді блок-схеми (рис. 4).



Рис. 4. Блок-схема системи керування аеропружністю

Блок «рівняння руху крила» описує ліву частину рівняння (2), блок «коригуюча ланка» – праву частину рівняння (2).

Верифікація роботи системи керування аеропружністю

Модель системи керування аеропружністю, яка реалізує блок-схему рис. 4 у пакеті *SIMULINK*, має розподілений вид і представлена на рис. 5. У блоці *Add* додаються миттєві сили, поділені на моменти інерції, від кожної зі складових рівняння (2). Вихідний сигнал блоку *Add* має розмірність кутового прискорення. Вхідні вектори поривів вітру *Egust* та керуючих впливів *Econtrol* формуються в робочому просторі програмного середовища у проміжку часу 10 секунд із дискретністю 1 мс.

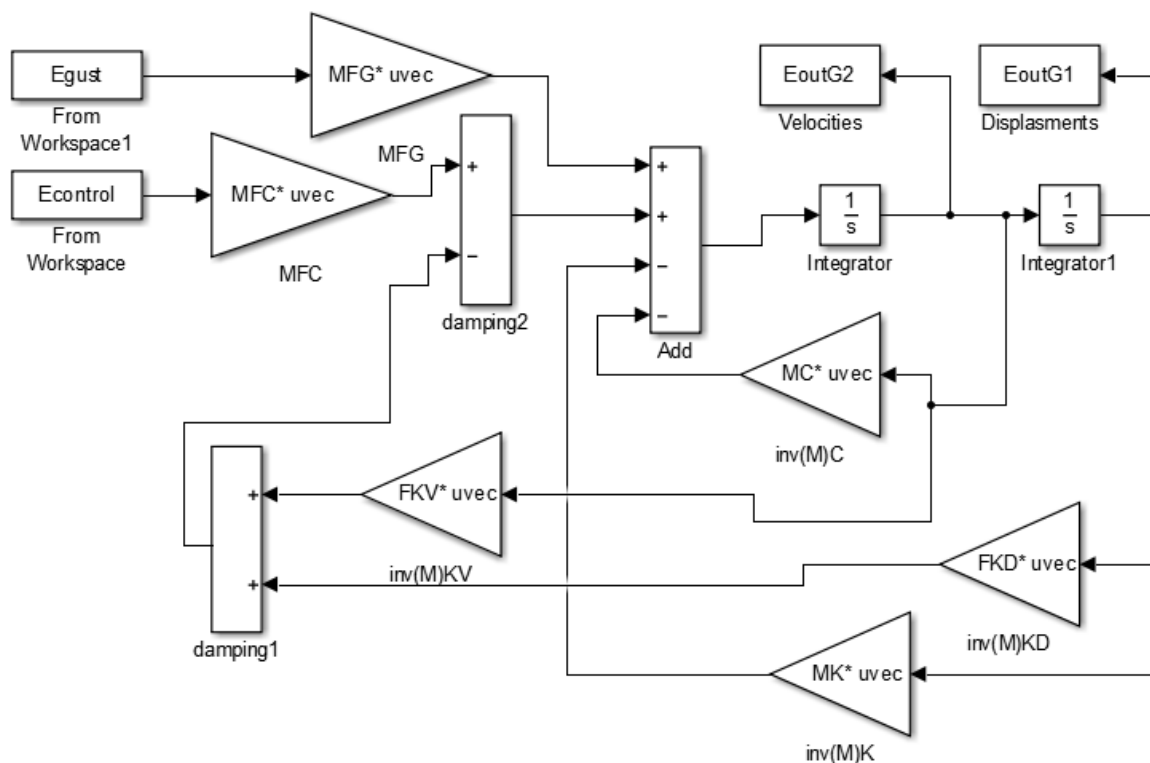


Рис. 5. Блок-схема напівнатурної моделі керування аеропружністю

Після двох інтегрувань сигналу із виходу блоку *Add* отримується кутова швидкість та кут крила, які передаються в робочий простір за допомогою блоків кутів *EoutG1* та кутових швидкостей *EoutG2*. Кути згинання к та скручування θ крила об'єднані в один двовірний сигнал q , як це і було зроблено у рівнянні (2).

За параметрами проектної моделі БПС формуються матриці коефіцієнтів рівняння (2):

- для зовнішніх впливів, таких як неспокійне повітря (пориви вітру) *MFG* та керування польотом *MFC*;
- для матриці власного демпфування *MC* та матриці власної пружності *MK* моделі крила разом із навколишнім повітрям;

– для матриці корегуючої ланки по кутовій швидкості крила FKV та по куту крила FKD .

Реакція аеропружної системи q на частотну розгортку протягом 3,3 с гармонічного збурення $\beta = \beta e^{i\omega t}$ (рис. 6, а) керуючої поверхні за крейсерської швидкості польоту (рис. 6, б) показує перетікання коливань між кутами руху.

У разі досягнення БПС критичної швидкості польоту (рис. 6, в) крило переходить до незатухаючих коливань навіть після припинення зовнішнього збурення (після 3,3 с). Однак підбір коефіцієнтів пропорційно-інтегрального регулятора ($Kd = 3$, $Kv = 0,01$) є корегуючої ланці дозволяє знову коливання крила зробити затухаючим (рис. 6, г).

Для підбору коефіцієнтів можна використати будь-який метод синтезу системи керування, зокрема, метод логарифмічних частотних характеристик [11]. Побудована за розгорткою зовнішнього збурення (рис. 6, а) та реакцією крила на неї (рис. 6, б) логарифмічна амплітудна (АЧХ) та фазо-частотна (ФЧХ) характеристики крила як розімкнутої системи керування показує недостатній запас стійкості по фазі (рис. 7).

В районі частоти 5 Гц в каналі скручування (позначено синім кольором) АЧХ перетинає лінію в 0 дБ при значеннях ФЧХ менших ніж мінус 180 град. Підйомом АЧХ на 10 дБ можна перевести перетин АЧХ горизонталі в 0 дБ на ділянку 10 Гц, де запас по фазі на графіку ФЧХ буде достатнім. Для підйому АЧХ на $20 \lg(3) = 10$ дБ достатньо помістити в канал зворотного зв'язку по куту FKD (рис. 5) коефіцієнт підсилення $Kd = 3$, що власне і було зроблено для затухання флатеру при швидкості польоту 18 м/с (рис. 6, г).

Результати моделювання підтверджують, що підбором коефіцієнтів пропорційно-інтегрального регулятора Kd та Kv у рівнянні (5) для дії керуючих поверхонь можна принаймні на 20 % (із 15 м/с до 18 м/с) збільшити швидкість флатеру V за тих же амплітудах коливань, порівняно зі звичайним крилом без активного керування.

Висновки

Математичне моделювання у сучасних програмних середовищах показало, що метод активної зміни геометричних параметрів крила суттєво впливає на аеропружні характеристики безпілотного повітряного судна. Для математичного моделювання система рівнянь, що описує бінарну модель аеропружності, може бути доповнена складовими сили зворотного зв'язку.

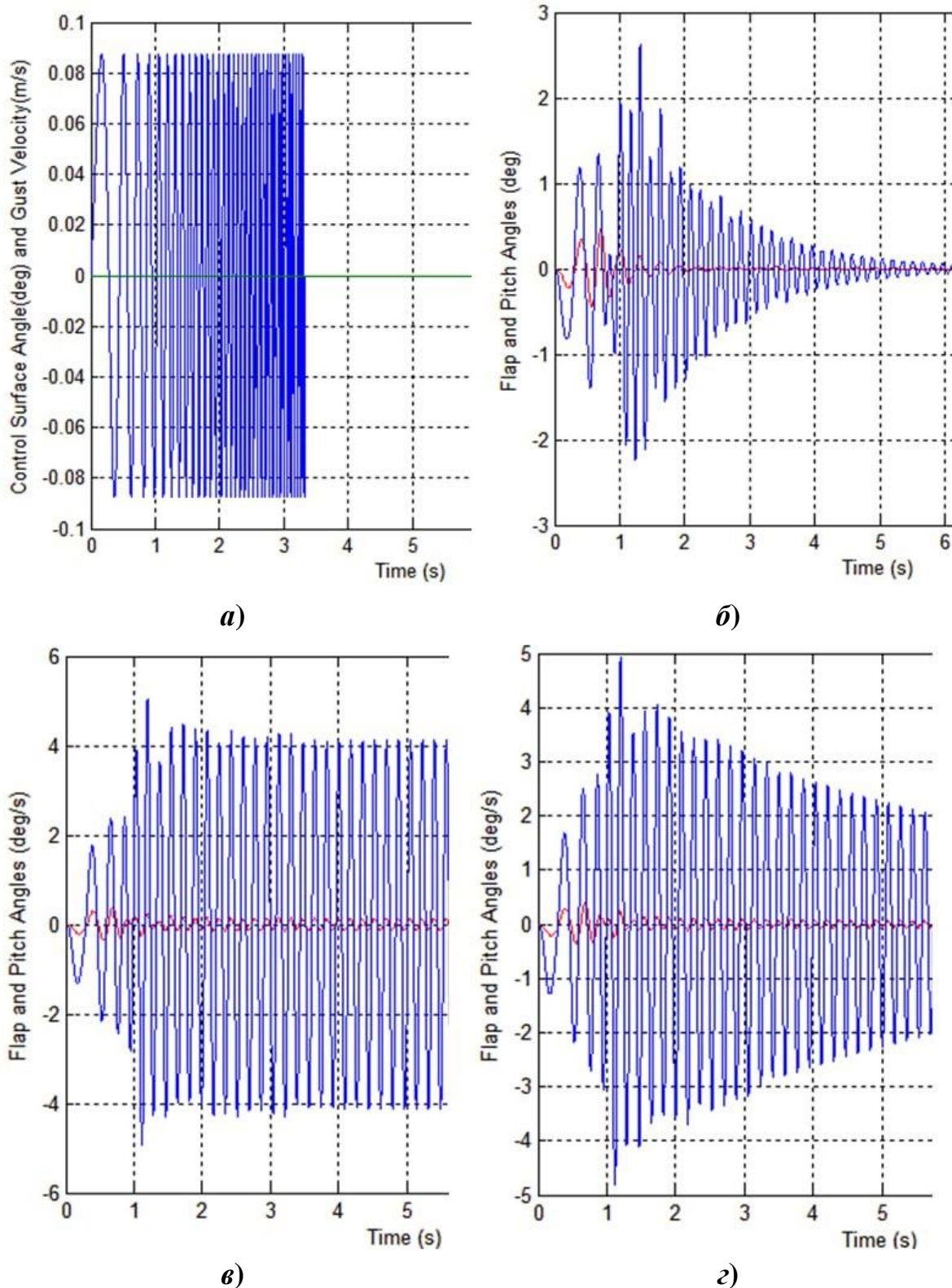


Рис. 6 Широкопasmове збурення (а) та реакція крила при швидкості польоту $V = 15$ м/с (б), $V = 18$ м/с без (в) та із урахуванням регулятора (г)

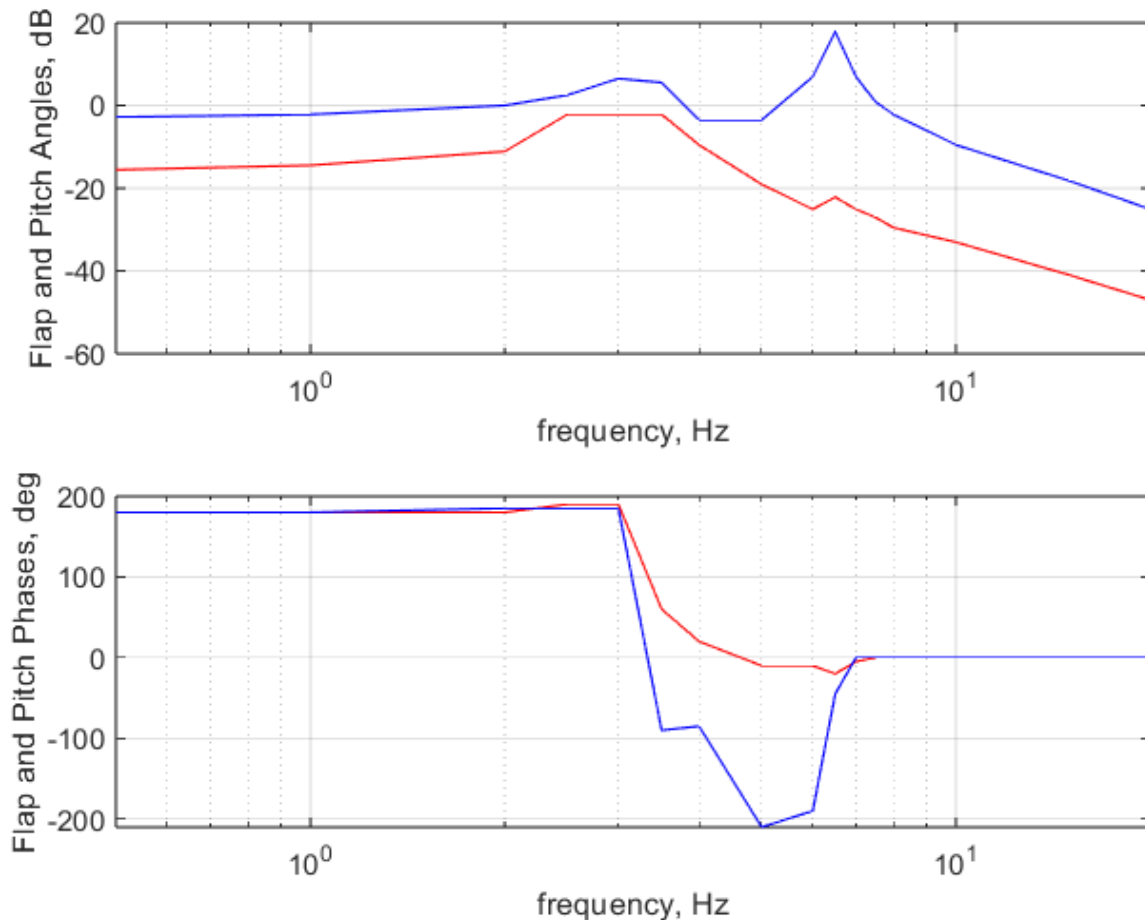


Рис. 7. Логарифмічна амплітудна та фазочастотна характеристики при швидкості польоту 15 м/с

Тоді для впливу на аеропружні явища достатньо підібрати коефіцієнти корегуючої ланки відомим способом синтезу контурів керування. На прикладі крила із елеронами для безпілотного повітряного судна показано, що можна вже на етапі проектування синтезувати необхідну систему керування аеропружними коливаннями, попередньо провівши твердотільне моделювання його геометрії та фізико-механічних властивостей в одній із доступних *CAD/CAE* систем. Практично отримане зменшення флатеру крила щонайменше на 20 %, дозволить створювати безпілотні повітряні судна із покращеними експлуатаційними характеристиками, зокрема, більшими короткочасними швидкостями польоту і, як наслідок, підвищеною живучістю та невразливістю. Використання навіть простого закону керування – пропорційно-інтегрального регулятора - дозволяє отримати прийнятні результати у зменшенні аеропружних явищ. Дослідження підтверджують доцільність впровадження активних елементів керування, таких як елерони та первинні інерціальні датчики, у конструкцію крил для зменшення деформацій і покращення загальної аеродинамічної продуктивності.

Список використаної літератури

1. Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Market [Електронний ресурс] // fortunebusinessinsights.com – 2024. – Режим доступу до ресурсу: <https://www.fortunebusinessinsights.com/industry-reports/unmanned-aerial-vehicle-uav-market-101603>
2. Guide To Ukraine's Long Range Attack Drones [Електронний ресурс] // hisutton.com – 2024. – Режим доступу до ресурсу: <http://www.hisutton.com/Ukraine-OWA-UAVs.html>.
3. *Cooper J. E., Wright J. R.* Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads. Wiley & Sons, Limited, John, 2015. 576 p.
4. *Бондаренко О. М.* Можливості методу скінчених елементів для аналізу аеропружності крила літака легкого класу // О. М. Бондаренко, М. Ю. Федоренко. – Механіка гіроскопічних систем. Науково-технічний збірник. Київ: КПІ ім. Ігоря Сікорського – Випуск 47. – 2024. – С. 110-122 DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771472024307685> .
5. Simcenter Nastran Aeroelastic Analysis User's Guide. © 2019 Siemens Product Lifecycle Management Software Inc. All Rights Reserved. Режим доступу: https://docs.plm.automation.siemens.com/data_services/resources/scnastran/2020_1/help/t doc/en_US/pdf/aeroelastic.pdf.
6. *Dowell E. H.* Modern Course in Aeroelasticity: Fifth Revised and Enlarged Edition. Springer, 2014. – 700 p.
7. Application of Aeroelastic Tailoring for Load Alleviation on a Flying Demonstrator Wing / Wolf Krüger, Yasser Meddaikar, Johannes Dillinger, Jurij Sodja, Roeland De Breuker. [Електронний ресурс] [mdpi.com](https://www.mdpi.com) – 2022. – Режим доступу до ресурсу: <https://www.mdpi.com/2226-4310/9/10/535>.
8. Successful demonstration of active flutter suppression [Електронний ресурс] // dlr.de – 2023. – Режим доступу до ресурсу: <https://www.dlr.de/en/latest/news/2023/03/scientists-tame-dreaded-aviation-phenomenon>.
9. *Katz J, Plotkin A,* Low Speed Aerodynamics – Second edition, Cambridge University Press New York, 2001.
10. *Anderson J. D.* Fundamentals of aerodynamics. New York: McGraw-Hill, 1984. 563 p.
11. *Dorf R. C., Bishop R. H.* Modern Control Systems. – Prentice Hall, 2008. – 1018 p.