

УДК 629.7.015.4:533.6.072

## УМОВИ МОДЕЛЮВАННЯ ТРАНСЗВУКОВОГО ФЛАТЕРУ АЕРОДИНАМІЧНИХ ПОВЕРХОНЬ КЕРУВАННЯ НАДЗВУКОВИХ ЛІТАКІВ В АЕРОДИНАМІЧНИХ ТРУБАХ

**О.В. Сафонов<sup>1</sup>,**

д-р техн. наук, професор

**Б.Й. Семон<sup>1</sup>,**

д-р техн. наук, професор

**О.М. Неділько<sup>1</sup>,**

канд. техн. наук, доцент

**А.О. Горіна<sup>2</sup>,**

канд. архітектури

<sup>1</sup>*Національний університет оборони України імені Івана Черняховського, м. Київ*<sup>2</sup>*Київський національний університет будівництва і архітектури, м. Київ*

DOI: 10.32347/2410-2547.2023.110.81-96

У статті обґрунтовані умови моделювання трансзвукового флатеру аеродинамічних поверхонь керування надзвукових літаків в аеродинамічних трубах, які дозволяють переносити результати продувок динамічно-подібних моделей на натурні конструкції літаків.

**Ключові слова:** трансзвуковий флатер, надзвукові літаки, аеродинамічна поверхня керування, коливання, динамічно-подібна модель, аеродинамічна труба, математична модель, число  $M$  польоту.

**Постановка проблеми.** Трансзвуковий (одноступеневий) флатер аеродинамічних поверхонь керування надзвукових та гіперзвукових літаків відноситься до тих явищ динамічної аеропружності, оцінка яких у льотному експерименті небезпечна. Оскільки досі не існує загальноприйнятої математичної моделі виникнення цього явища, випробування динамічно-подібних моделей в аеродинамічних трубах можна віднести до основних і безпечних методів оцінки характеристик трансзвукового флатеру. Тому обґрунтування умов моделювання трансзвукового флатеру, які дозволяють переносити результати продувок динамічно-подібних моделей в аеродинамічних трубах на натурні конструкції літаків, залишається актуальною науковою проблемою.

Необхідність цих лабораторних експериментів важко переоцінити. Вони дозволяють як використовувати усі типи вимірювальної апаратури, які неможливо встановити на борт літака так і моделювати режими польотів літаків, виконання яких в льотному експерименті неможливо або заборонено. Врешті-решт, лабораторний експеримент значно дешевший льотного.

**Аналіз основних досліджень і публікацій.** Обґрунтуванню умов і критеріїв моделювання класичного (двохступеневого) та трансзвукового флатера присвячені публікації [1-17, 19].

У праці [1] викладені підходи щодо обґрунтування критеріїв та умов моделювання класичного флатера аеродинамічних поверхонь в аеродинамічних трубах.

У праці [2] викладені фундаментальні основи моделювання різноманітних явищ, у тому числі, і моделювання класичного флатера аеродинамічних поверхонь.

У праці [3] обґрунтовані рекомендації щодо моделювання флатера аеродинамічних поверхонь з урахуванням стислості повітря.

Значний обсяг лабораторних досліджень, присвячених аналізу коливань аеродинамічних поверхонь керування у трансзвуковому потоці повітря, викладений у праці [4], в якій розглянути методи та критерії моделювання коливань аеродинамічних поверхонь керування в аеродинамічних трубах на трансзвукових швидкостях та вплив різноманітних факторів на рівень цих коливань.

Визначені три області чисел  $M$  польоту, в яких можливе виникнення коливань аеродинамічних поверхонь:

- область «А» - швидкість дозвукова, коливання обумовлені відривом прикордонного шару за стрибками ущільнення;

- область «В» - профіль аеродинамічної поверхні знаходиться у змішаному (дозвуковому і надзвуковому) потоці повітря, коливання зумовлені складною взаємодією стрибків ущільнення з коливаннями аеродинамічних поверхонь керування;

- область «С» - швидкість надзвукова, коливання можливі на профілях з безкінечно малою товщиною.

Відмічено також, що досі не існує надійних теоретичних методів оцінки нестационарних сил аеродинамічних поверхонь керування, які коливаються у трансзвуковому потоці, тому використання лінійних математичних моделей подібності не завжди дозволяють переносити результати продувок моделей в аеродинамічних трубах на натурні конструкції літаків.

У праці [5], яка присвячена дослідженням трансзвукового флатера аеродинамічних поверхонь керування, відмічено, що, за результатами експериментів, у навіколзвуківому діапазоні чисел  $M$  спостерігається значне зменшення критичного швидкісного напору, яке обумовлено рухом стрибків ущільнення по поверхні крила. Тому дослідження цього типу флатера за допомогою методів класичного лінійного аналізу пружних коливань неможливо.

У праці [6], яка присвячена чисельним методам дослідження флатера, вказано, що безпеку польотів безпілотних літальних апаратів у діапазоні чисел  $M = 0,95-1,05$  точніше можна забезпечити за допомогою результатів льотних випробувань.

Зауважимо, що найбільш небезпечними уявляються коливання аеродинамічних поверхонь в області «В», виникнення яких неодноразово закінчувалося важкими льотними подіями сучасних надзвукових літаків.

З цього приводу це явище динамічної аеропружності у працях [5, 7] має назву «трансзвуковий флатер».

У праці [8] викладені результати продувок жорстко закріпленої несучої аеродинамічної поверхні з елероном, в яких також спостерігалось виникнення коливань елерону у трьох областях чисел  $M$ . Тобто, коливання елерону виникали при наявності лише однією ступені свободи, а, саме, тільки при кутових коливаннях елерону навколо власної осі.

У праці [9], яка присвячена експериментальним дослідженням коливань аеродинамічних поверхонь керування у навколосвуковому потоці повітря, відмічено, що при переміщенні стрибка ущільнення уперед до осі обертання аеродинамічної поверхні керування його інтенсивність збільшується. На думку авторів праці, цим фактом можна пояснити причини виникнення коливань на цих режимах обтікання аеродинамічного профілю трансзвуковим потоком повітря.

У праці [10], в якій викладені особливості моделювання явищ динамічної аеропружності літаків в трансзвукових аеродинамічних трубах, дані рекомендації щодо вибору критеріїв подібності, виконання яких необхідно при проектуванні, виготовленні та випробуваннях динамічно-подібних моделей в аеродинамічних трубах.

До особливостей коливань аеродинамічних поверхонь керування, які відмічені у льотних дослідженнях трансзвукового флатеру, віднесено [11]:

- найвищий рівень спостерігається на тонких аеродинамічних поверхнях, відносна товщина яких дорівнює  $\bar{t} \approx 0,04 - 0,05$  і які розташовані в потоці повітря під нульовим кутом атаки;

- характер коливань нагадує гармонічні коливання, при цьому частоти коливань при зміні висоти або швидкісного напору залишаються незмінними і дорівнюють власним частотам коливань аеродинамічних поверхонь керування у наземних умовах;

- коливання виникають у вузькому діапазоні чисел  $M$  незбудженого потоку повітря -  $M \approx 0,92 - 0,96$ , який практично не змінюється зі зміною висоти польоту;

- рівень коливань практично лінійно зростає зі збільшенням швидкісного напору;

- рівень коливань зменшується зі зростанням величини конструкційного демпфірування;

- рівень коливань збільшується зі зменшенням висоти польоту.

Ці коливання віднесені до класу нелінійних автоколивань, амплітуда яких залежить від характеристик несучих аеродинамічних поверхонь, характеристик аеродинамічних поверхонь керування умов польоту.

У теоретичних працях виникнення цього явища пов'язується і з наявністю стислості повітря [12] і з формуванням стрибків ущільнення на поверхні профілю [13]. А у праці [14], на базі результатів чисельного

рішення рівняння Нав'є–Стокса, зроблений висновок, що виникнення коливальних обумовлено фазовим запізненням переміщень стрибків ущільнення відносно коливальних поверхні керування, але причини фазового запізнення не розкриті.

До можливих причин виникнення коливальних також віднесено складну взаємодію стрибків ущільнення з коливаннями поверхонь керування [15].

З наведеного аналізу випливає, що результати теоретичних досліджень, які присвячені коливанням аеродинамічних поверхонь керування на трансзвукових числах  $M$ , та результати продувок динамічно-подібних моделей аеродинамічних трубах не завжди можна переносити на натурні конструкції літаків, оскільки досі не існує загальноприйнятої математичної моделі виникнення трансзвукового флатеру аеродинамічних поверхонь керування. Тому досі не існує теоретично обґрунтованих умов та критеріїв моделювання цього явища, які дозволяють переносити результати випробувань динамічно-подібних моделей в аеродинамічних трубах на натурні конструкції літаків.

Одна з можливих математичних моделей виникнення трансзвукового флатеру аеродинамічних поверхонь керування запропонована у праці [16], яка подана у вигляді диференційного рівняння другого порядку з нелінійною правою частиною

$$\ddot{\delta}(t) + \frac{\mathcal{G}}{\pi} \omega \dot{\delta}(t) + \omega^2 \delta(t) = \frac{1}{J_k} [\bar{M}_a(\dot{\delta}) + \bar{M}_c(\dot{\delta})], \quad (1)$$

де  $\delta(t)$  - характер коливальних аеродинамічної поверхні керування;  $\mathcal{G}$  - логарифмічний декремент коливальних поверхні керування;  $\omega$  - кутова частота власних пружних коливальних поверхні керування;  $\bar{J}_k$  - розподілений масовий момент інерції поверхні керування;  $\bar{M}_a(\dot{\delta})$  - розподілений шарнірний момент, обумовлений силами аеродинамічного демпфірування;  $\bar{M}_c(\dot{\delta})$  - розподілений збуджений шарнірний момент, обумовлений взаємодією стрибків ущільнення з коливаннями поверхонь керування.

**Мета статті.** Шляхом аналізу математичної моделі (1) виникнення трансзвукового флатеру аеродинамічної поверхні керування обґрунтувати умови, які дозволяють переносити результати продувок динамічно-подібних моделей в аеродинамічних трубах на натурні конструкції літаків.

**Виклад основного матеріалу.** Найбільші труднощі при вирішенні рівняння (1) виникають при визначенні збудженого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування та шарнірного моменту, який обумовлений силами аеродинамічного демпфірування.

Аналіз рівняння (1) почнемо з оцінки цих шарнірних моментів.

У праці [17] була запропонована адаптована математична модель наближеної оцінки величини збудженого шарнірного моменту, тобто, моменту, в наслідок якого виникає трансзвуковий флатер

аеродинамічних поверхонь керування. Розподілена величина цього моменту визначається рівнянням

$$\bar{M}_c(\dot{\delta}) \approx \Delta p_0 b_k^2 \left( \frac{b_1 + b_k}{2b_1 + b_k} \right) \frac{b_1}{\varphi_0 V} \dot{\delta}(t) \left[ 1 - \frac{1}{2} \left( 1 + \frac{b_k}{b_1} \right) \frac{b_1}{\varphi_0 V} |\dot{\delta}(t)| \right], \quad (2)$$

де  $\Delta p_0$  - максимальна величина зміни тиску місцевого надзвукового струму на поверхні керування при умові розташування стрибків ущільнення на задній кромці профілю та при умові відсутності коливань;  $b_k$  - хорда профілю поверхні керування;  $b_1$  - відстань лінії максимальної товщини профілю від його задньої кромки;  $\varphi_0$  - максимальний кут нахилу дотичної до дифузійної частини профілю;  $V$  - швидкість польоту літака.

Нагадаємо, що нелінійна математична модель (2) отримана на підставі аналізу умов формування стрибків ущільнення на поверхні аеродинамічного профілю, закономірностей взаємодії стрибків ущільнення з коливаннями аеродинамічних поверхонь керування [15] та з урахуванням гіпотези динамічного скривлення аеродинамічного профілю [18].

Крім того, оскільки, за результатами експериментальних досліджень цього явища, частоти коливань аеродинамічних поверхонь керування при зміні умов польоту залишаються незмінними і дорівнюють частотам власних коливань аеродинамічних поверхонь керування у наземних умовах, тому математична модель (1) враховує лише збуджені шарнірні моменти, які обумовлені особливостями взаємодії стрибків ущільнення з коливаннями аеродинамічних поверхонь керування і визначені рівнянням (2), ташарнірні моменти аеродинамічних поверхонь керування, які обумовлені силами аеродинамічного демпфірування.

Причому, шарнірні моменти аеродинамічних поверхонь керування, які обумовлені силами аеродинамічного демпфірування, отримані також за допомогою гіпотези динамічного скривлення аеродинамічного профілю.

Розподілений шарнірний момент поверхні керування у рівнянні (1), який обумовлений силами аеродинамічного демпфірування, визначається залежністю [16]

$$\bar{M}_a(\dot{\delta}) \approx -0,458 C_y^\delta \frac{q}{V} b_k^3 \dot{\delta}(t), \quad (3)$$

де  $C_y^\delta$  - похідна коефіцієнта піднімальної сили за кутом відхилення поверхні керування;  $q$  - швидкісний напір потоку повітря.

Зауважимо також, що можливість оцінки деяких характеристик трансзвукового флатеру за допомогою математичної моделі (1) доведена шляхом порівняння цих характеристик з характеристиками, отриманими у льотних дослідженнях [16, 19].

Враховуючи вищевикладене, можливість обґрунтування умов моделювання трансзвукового флатеру аеродинамічних поверхонь керування, які дозволяють переносити результати продувок динамічно-

подібних моделей в аеродинамічних трубах на натурні конструкції літаків, розглянемо шляхом аналізу математичної моделі (1).

З цією метою рівняння (1) необхідно перетворити до безрозмірного вигляду, як це рекомендовано у праці [1].

Оскільки коливання аеродинамічних поверхонь керування при виникненні трансзвукового флатеру носять гармонічний характер, то їх можна представимо залежністю

$$\delta(t) = \delta_0 e^{i\omega t}, \quad (4)$$

де  $\delta_0$  - амплітуда коливань аеродинамічної поверхні керування.

З урахуванням залежностей (2)–(4) рівняння (1) перетворимо до вигляду

$$\frac{1}{J_k} \Delta p_0 b_k^2 \left( \frac{b_1 + b_k}{2b_1 + b_k} \right) \frac{b_1 \omega}{\varphi_0 V} \left[ 1 - \frac{1}{2} \left( 1 + \frac{b_k}{b_1} \right) \frac{b_1}{\varphi_0 V} i \omega \delta_0 e^{i\omega t} \right] - \\ - 0,458 \frac{1}{J_k} C_y^\delta \frac{q}{V} b_k^3 \omega - \frac{\nu}{\pi} \omega^2 = 0. \quad (5)$$

З метою перетворення рівняння (5) до безрозмірного вигляду поділимо його на квадрат кутової частоти коливань аеродинамічної поверхні керування.

Після перетворення рівняння (5) отримаємо рівняння для обґрунтування умов моделювання трансзвукового флатеру аеродинамічних поверхонь керування в аеродинамічних трубах

$$\frac{1}{J_k} \Delta p_0 b_k^2 \left( \frac{b_1 + b_k}{2b_1 + b_k} \right) \frac{b_1}{\varphi_0 \omega V} \left[ 1 - \frac{1}{2} \left( 1 + \frac{b_k}{b_1} \right) \frac{b_1}{\varphi_0 V} i \omega \delta_0 e^{i\omega t} \right] - \\ - 0,458 \frac{1}{J_k} C_y^\delta \frac{q}{\omega V} b_k^3 - \frac{\nu}{\pi} = 0. \quad (6)$$

Зауважимо, що фізичні процеси природи і моделі при виникненні трансзвукового флатеру аеродинамічних поверхонь керування можна вважати подібними, якщо усі члени рівняння (6) можна представити у безрозмірному вигляді [1].

Розглянемо можливість забезпечення цих умов.

З цією метою необхідно зупинитися на деяких особливостях моделювання трансзвукового флатеру аеродинамічних поверхонь керування в аеродинамічних трубах та на їх відмінності від моделювання класичного флатеру.

По-перше. При моделюванні класичного флатеру аеродинамічних поверхонь основною метою випробувань динамічно-подібних моделей в аеродинамічних трубах є визначення критичної швидкості флатеру, тобто, визначення швидкості, при якій настає втрата аеропружності стійкості коливань аеродинамічних поверхонь.

Але, як вказано вище, коливання аеродинамічних поверхонь керування при виникненні трансзвукового флатеру є нелінійними коливаннями з обмеженим циклом, амплітуда якого залежить від характеристик аеродинамічної несучої поверхні, характеристик аеродинамічної поверхні

керування та умов польоту. Тому при моделюванні трансзвукового флатеру аеродинамічних поверхонь керування необхідно оцінювати не тільки факт виникнення коливаль, але і амплітуди коливаль аеродинамічних поверхонь керування.

Тобто, амплітуди коливаль аеродинамічних поверхонь керування природи і моделі повині бути рівними, а саме

$$\delta_o = idem. \quad (7)$$

Причому, припустимий рівень коливаль аеродинамічних поверхонь керування визначається лабораторними випробуваннями на натурних конструкціях літаків.

По-друге. При визначенні критичної швидкості класичного флатеру конструкційне демпфірування не враховується. Але при дослідженнях трансзвукового флатеру конструкційне демпфірування – є одним з основних шляхів зменшення рівня коливаль аеродинамічних поверхонь керування.

По-третє. З аналізу результатів льотних досліджень трансзвукового флатеру аеродинамічних поверхонь керування [11] слідує, що коливання виникають у дуже вузькому діапазоні чисел  $M$ .

Тобто, при моделюванні трансзвукового флатеру необхідно забезпечити

$$M_\phi = idem, \quad (8)$$

де  $M_\phi$  - число  $M$ , при якому спостерігається виникнення трансзвукового флатеру.

Зауважимо, що число  $M$ , при якому виникає трансзвуковий флатер, як і рівень коливаль аеродинамічних поверхонь керування, залежить від геометричних характеристик системи «несуча аеродинамічна поверхня - аеродинамічна поверхня керування». Тобто, як і при моделюванні класичного флатеру, при моделюванні трансзвукового флатеру аеродинамічних поверхонь керування повинна бути забезпечена повна геометрична подібність системи «аеродинамічна несуча поверхня - аеродинамічна поверхня керування» природи і моделі.

Повна геометрична подібність системи «аеродинамічна несуча поверхня – аеродинамічна поверхня керування» природи і моделі забезпечує рівність наступних безрозмірних величин, або безрозмірних відношень розмірних величин:

– відносної товщини профілю несучої аеродинамічної поверхні природи і моделі

$$\bar{\tau} = idem; \quad (9)$$

– максимальної величини куту нахилу дотичної до дифузорної частини профілю

$$\varphi_o = idem; \quad (10)$$

– похідної коефіцієнта піднімальної сили за кутом відхилення поверхні керування

$$C_y^\delta = idem; \quad (11)$$

– безрозмірного радіуса інерції аеродинамічних поверхонь керування

$$\bar{r}_i = idem; \quad (12)$$

– відношення хорди профілю аеродинамічних поверхонь керування до відстані лінії максимальної товщини аеродинамічного профілю від задньої кромки профілю

$$b_k/b_1 = idem. \quad (13)$$

До цих безрозмірних величин, як слідує з аналізу рівняння (6), необхідно віднести і логарифмічний декремент коливань аеродинамічних поверхонь керування природи і моделі, оскільки число  $\pi$  у рівнянні (6) – величина також безрозмірна, тобто,

$$\nu = idem. \quad (14)$$

Обґрунтування додаткових умов моделювання трансзвукового флатеру в аеродинамічних трубах розглянемо шляхом перетворення рівняння (6).

Дійсно, рівняння (6) можна подати у вигляді

$$\frac{1}{J_k} \Delta p_0 b_k^2 \left( \frac{b_1 + b_k}{2b_1 + b_k} \right) \frac{b_1}{\varphi_0 \omega V} \left[ 1 - \frac{1}{2} \left( 1 + \frac{b_k}{b_1} \right) \frac{b_1 \bar{\omega}}{b_k \varphi_0} i \delta_o e^{i\omega t} \right] -$$

$$-0,458 \frac{1}{J_k} C_y^\delta \frac{q}{\omega V} b_k^3 - \frac{\nu}{\pi} = 0. \quad (15)$$

де  $\bar{\omega}$  - безрозмірна частота коливань аеродинамічної поверхні керування або число Струхала.

Число Струхала визначається відомою залежністю [10]

$$\bar{\omega} = (b_k \omega) / V. \quad (16)$$

З аналізу рівняння (15) слідує, що для забезпечення подібності моделювання нелінійної частини збудженого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування в аеродинамічних трубах, визначеного рівнянням (2), необхідно забезпечити виконання умов (7), (10), (13) та рівності чисел Струхала (16) природи і моделі, а, саме

$$\bar{\omega} = idem. \quad (17)$$

Оцінимо можливість обґрунтування умов моделювання трансзвукового флатеру, які забезпечують подібність аеродинамічного шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування природи і моделі, обумовленого силами аеродинамічного демпфірування.

З цією метою нагадаємо відомі залежності:

– швидкісний напір потоку повітря [20]

$$q = \frac{1}{2} \rho_\tau V^2 = \frac{1}{2} k M_\phi^2 p_H, \quad (18)$$

де  $\rho_\tau$  - густина повітря на висоті польоту;  $k$  - показник адіабати (для повітря  $k = 1,405$ );  $p_H$  - тиск повітря на висоті польоту;

– розподілений масовий момент інерції аеродинамічної поверхні керування [1]



$$\bar{J}_k = \rho_k r_i^2 b_k^4, \quad (19)$$

де  $\rho_k$  - густина матеріалу аеродинамічної поверхні керування.

З урахуванням залежностей (17) – (19), рівняння (15) можна подати у вигляді

$$\frac{1}{\bar{J}_k} \Delta p_0 b_k^2 \left( \frac{b_1 + b_k}{2b_1 + b_k} \right) \frac{b_1}{\varphi_0 \omega V} \left[ 1 - \frac{1}{2} \left( \frac{b_1}{b_k} + 1 \right) \frac{\bar{\omega}}{\varphi_0} i \delta_o e^{i\omega t} \right] -$$

$$-0,229 C_y^\delta \frac{\rho \Gamma}{\rho_k r_i^2 \bar{\omega}} - \frac{\nu}{\pi} = 0. \quad (20)$$

З аналізу рівняння (20) та умов (11), (12), (17) слідує, що для забезпечення подібності моделювання шарнірних моментів, які обумовлені силами аеродинамічного демпфірування, необхідно додатково забезпечити рівності наступних відношень природи та моделі

$$\rho_\Gamma / \rho_k = idem. \quad (21)$$

Наприкінці, розглянемо можливість визначення умов моделювання збудженого шарнірного моменту аеродинамічних поверхонь керування, які забезпечують перенос результатів продувок динамічно-подібних моделей в аеродинамічних трубах на натурні конструкції літаків.

З цією метою нагадаємо відомі залежності [15].

Максимальна величина зміни тиску  $\Delta p_0$  у рівнянні (20) може бути визначена відомою наближеною залежністю [15]

$$\Delta p_0 \approx p_H (M_{10} - M_\infty), \quad (22)$$

де  $M_{10}$  - максимальне число  $M$  місцевого надзвукового струму на поверхні керування при умові розташування стрибків ущільнення на задньої кромки профілю та при умові відсутності коливаний;  $M_\infty$  - число  $M$  незбудженого потоку повітря при умові розташування стрибків ущільнення на задній кромки профілю та при умові відсутності коливаний.

Максимальне число  $M_{10}$  у рівнянні (22) визначається також відомою наближеною залежністю [15]

$$M_{10} \approx \sqrt[3]{1 + 11,5 \varphi_0}. \quad (23)$$

Число  $M_\infty$  незбудженого потоку повітря у рівнянні (22) визначається з умові формування стрибків ущільнення на поверхні аеродинамічного профілю [15]

$$M_{10} - 1 \approx 2(M_\infty - M_{кр}), \quad (24)$$

де  $M_{кр}$  - критичне число  $M$  аеродинамічного профілю.

Максимальний кут нахилу дотичної до дифузornoї частини профілю у рівнянні (23) для типових симетричних профілів типу ЦАГГ визначається наближеною залежністю [21]

$$\varphi_0 \approx 0,85 \bar{\tau}. \quad (25)$$

Критичне число  $M$  аеродинамічного профілю у рівнянні (24) може бути визначено за результатами лабораторних досліджень [8, 21], або з наступної наближеної залежності

$$M_{кр} \approx 1 - 0,7\sqrt{\tau}. \quad (26)$$

Тиск потоку повітря у рівнянні (22) при виникненні трансзвукового флатеру, тобто, при  $M_\infty = M_\phi$ , як впливає із залежності (18), можна визначити відношенням

$$P_H = \frac{\rho_z V^2}{kM_\phi^2}, \quad (27)$$

Для визначення числа  $M_\phi$  у рівнянні (27) необхідно додати наступне.

При виникненні трансзвукового флатеру кут обтікання аеродинамічних поверхонь керування місцевим надзвуковим потоком зменшується на величину

$$\Delta\varphi = \frac{b_k}{V} \dot{\delta}(t). \quad (28)$$

У праці [17] доведено, що максимальна величина збудженого шарнірного моменту аеродинамічної поверхні керування при виникненні трансзвукового флатеру спостерігається при умові

$$\dot{Z}(t) = \frac{b_1}{\varphi_0 V} \dot{\delta}(t) = \frac{b_1}{b_1 + b_k}. \quad (29)$$

З рівнянь (28) та (29) отримаємо

$$\Delta\varphi = \varphi_0 \frac{b_k}{b_1 + b_k}. \quad (30)$$

З урахуванням залежності (30), число  $M$  місцевого надзвукового потоку на поверхні аеродинамічного профілю, при якому виникає трансзвуковий флатер аеродинамічних поверхонь керування, визначається з рівняння

$$M_{1\phi} \approx \sqrt[3]{1 + 11,5(\varphi_0 - \Delta\varphi)} = \sqrt[3]{1 + 11,5 \frac{b_1}{b_1 + b_k} \varphi_0}. \quad (31)$$

Число  $M_\phi$  у рівнянні (27) визначається з рівняння, яке аналогічно рівнянню (24) і яке, у даному випадку, має вигляд

$$M_{1\phi} - 1 \approx 2(M_\phi - M_{кр}), \quad (32)$$

Зауважимо, що при забезпеченні повної геометричної подібності натури і моделі забезпечується рівність чисел  $M$  натури і моделі, визначених рівняннями (23), (24), (26), (31), (32).

Підставляючи залежності (16), (19), (22) у рівняння (20), та враховуючи залежності (27), (32), отримаємо рівняння у безрозмірних величинах та у безрозмірних відношеннях розмірних величин

$$\frac{(M_{10} - M_{\infty}) \rho_e b_1 \left( \frac{b_1 + b_k}{2b_1 + b_k} \right) \left[ 1 - \frac{1}{2} \left( \frac{b_1}{b_k} + 1 \right) \frac{\bar{\omega}}{\varphi_0} i \delta_o e^{i\omega t} \right] -}{M_{\varphi}^2 \rho_k b_k k \bar{r}_i^2 \bar{\omega} \varphi_0} - 0,229 C_y^{\delta} \frac{\rho_e}{\rho_k \bar{r}_i^2 \bar{\omega}} - \frac{\nu}{\pi} = 0. \quad (33)$$

З аналізу рівняння (33) та з умов подібності (7), (8), (10) - (14), (17), (21) слідує, що для забезпечення подібності при моделюванні збудженого шарнірного моменту аеродинамічних поверхонь керування в аеродинамічних трубах необхідно додатково забезпечити рівності показників адиабати розширення газу, а, саме

$$k = 1,405 = idem. \quad (34)$$

Тобто, робочим тілом в аеродинамічній трубці на цих режимах випробування динамічноподібних моделей повинно бути повітря, як це було відмічено у праці [1].

Оскільки коливання аеродинамічних поверхонь керування при виникненні трансзвукового флатеру, які визначаються рівнянням (1), можна представити рівняннями у безрозмірних величинах та у безрозмірних відношеннях розмірних величин, тобто, рівнянням (33), тому коливання динамічно-подібних моделей, які можуть бути представлені подібними рівняннями, вважаються моделями виникнення трансзвукового флатеру реальних аеродинамічних поверхонь керування. Результати продувок таких моделей можна переносити на натурні конструкції літаків [1].

При отриманих вище умовах рівняння (1) перетворюється до безрозмірного вигляду, тому ці умови і повинні бути умовами моделювання трансзвукового флатеру аеродинамічних поверхонь в аеродинамічних трубах.

Але, необхідно зауважити наступне. У льотних випробуваннях було виявлено, що амплітуда коливань аеродинамічних поверхонь керування досягає граничного циклу за умови [7]

$$dM/dt \leq 0,01 (c^{-1}). \quad (35)$$

Коли швидкість зміни числа  $M$  польоту була більшою, ніж вказаною в умові (35), рівень коливань був меншим за амплітуди граничного циклу коливань аеродинамічних поверхонь керування.

З умови (35) випливає, що продувки динамічно-подібних моделей на трансзвукових числах  $M$  необхідно проводити в аеродинамічних трубах безперервного типу.

Зауважимо також, що умови (8), (9) та (34) можна обґрунтувати і критерієм подібності трансзвукових потоків Кармана-Спрейтера[3]

$$\chi = \frac{1 - M_{\infty}^2}{\left[ (k + 1) \bar{r} M_{\infty}^2 \right]^{2/3}}.$$

Таким чином, до умов моделювання трансзвукового флатеру аеродинамічних поверхонь керування, які дозволяють переносити

продувки динамічно-подібних моделей в аеродинамічних трубах на натурні конструкції літаків, крім умов (9) – (13), обумовлених геометричною подібністю системи «аеродинамічна несуча поверхня – аеродинамічна поверхня керування» натури і моделі, додатковими умовами повинні бути і наступні умови.

Умови, які обумовлені нелінійним характером коливань аеродинамічних поверхонь керування:

- рівність амплітуд коливань натури і моделі – умова (7);
- рівність чисел  $M$ , при яких виникає трансзвуковий флатер - умова (8);
- рівність логарифмічних декрементів коливань аеродинамічних поверхонь керування – умова (14).

Умови, які обумовлені особливостями виникнення цього явища:

- рівність чисел Струхаля – умова (17);
- рівність відношення густини газу до густини матеріалу аеродинамічних поверхонь керування – умова (21);
- рівність показників адиабати – умова (34).

Умови випробування динамічно-подібних моделей в аеродинамічних трубах – умова (35).

**Висновки.** Запропоновано один з можливих підходів щодо обґрунтування умов моделювання трансзвукового флатеру аеродинамічних поверхонь керування в аеродинамічних трубах, який базується на аналізі нелінійної математичної моделі виникнення цього явища.

Обґрунтовані умови моделювання трансзвукового флатеру, які дозволяють переносити результати випробувань динамічно-подібних моделей в аеродинамічних трубах на натурні конструкції літаків.

#### СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. *Бисплингофф Р.Л.* Аэроупругость / Бисплингофф Р.Л., Эшли Х., Халфмэн Р.Л. – М.: Изд-во иностр. лит., 1958. – 800 с.
2. *Седов Л.И.* Методы подобия и размерности в механике / Седов Л.И. – М.: Наука, 1981. – 448 с.
3. *Лойцянский Л.Г.* Механика жидкости газа / Лойцянский Л.Г. М.: Наука, 1970. – 904 с.
4. Аэродинамическое исследование колеблющейся поверхности управления при трансзвуковых скоростях. – М.: ЦАГИ. – 1975. – Обзор № 456. – 105 с.
5. *Ишмуратов Ф.З.* Расчетные исследования трансзвукового флаттера / Ишмуратов Ф.З., Кузьмина С.И., Мосунов В.А.// М.: Ученые записки ЦАГИ. – 1999. – Том 30, № 3–4. – С. 151–163.
6. *Мосунов В.А.* Опыт расчетных исследований флаттера беспилотного летательного аппарата / Мосунов В.А., Рябыкина Р.В., Смыслов В.И., Фролов А.В.// Вестник Концерна ВКО «Алмаз-Антей». – М.: – 2018. – № 2. – С. 18–25.
7. *Сафронов А.В.* Трансзвуковой флаттер конструкций самолетов / Сафронов А.В. К.: КВВАИУ, 1987. – 155 с.
8. *Левкин В.Ф.* Экспериментальные исследования нестационарных аэродинамических характеристик поверхностей управления при трансзвуковых скоростях / Левкин В. Ф.// М.: Труды ЦАГИ. – 1982. – Выпуск 2132. – 16 с.
9. *Агеев Ю.И.* Экспериментальное исследование установившихся колебаний элерона в околосзвуковом потоке / Агеев Ю.И., Назаренко В.В., Небезина Т.П.// Ученые записки ЦАГИ. – М.: ЦАГИ. – 1974. – Том V, № 8. – С. 71–80.
10. *Азаров Ю.А.* Некоторые особенности моделирования динамической аэроупругости летательных аппаратов в трансзвуковых аэродинамических трубах / Азаров Ю.А., Черноволов Р.А.// Труды МАИ. – М.: МАИ. – 2017. – Выпуск № 97. – С. 1-28.

11. Семон Б.Й. Транзвуковий флаттер: від МіГ-25 до SpaceShipTwo/Семон Б. Й., Сафронов О.В., Неділько О.М.// Наука і оборона. – К.:«СтілоС». – 2016. – № 3., – С. 32–35.
12. Исогаи К.О. механизме резкого снижения границы флаттера крыла прямой стреловидности на режиме транзвукового полета. Часть 1 / Исогаи К. – М.: РТК, том 17, № 7, 1979. – С. 149–151.
13. Исогаи К. О механизме резкого снижения границы флаттера крыла прямой стреловидности на режиме транзвукового полета. Часть 2 / Исогаи К. – М.: РТК, том 19, № 10, 1981. – С. 169–171.
14. Вильямс М.Х. Теория неустановившегося движения тонкого профиля в транзвуковом потоке с внутренними скачками уплотнения / Вильямс М.Х. – М.: РТК. – том 18, №7, 1980. – С. 11-23.
15. Сафронов А.В. Аэродинамическое воздействие скачков уплотнения на колеблющийся в околзвуковом потоке элерон / Сафронов А.В. // Ученые записки ЦАГИ. – М.: ЦАГИ. – том XXII, №3. – 1991. –С. 110 – 117.
16. Сафронов О.В. Порівняльний аналіз теоретичних та розрахунково-експериментальних методів оцінки характеристик транзвукового флаттеру / Сафронов О.В., Семон Б.Й., Неділько О.М.//Збірник наукових праць ЦВСД НУОУ. – К.: НУОУ. –2015. –№1(53). – С. 41–48.
17. Сафронов О.В. Адапована математична модель оцінки збуджених шарнірних моментів аеродинамічних поверхонь керування надзвукових літаків на транзвукових швидкостях польоту / Сафронов О.В., Неділько О.М., Сафронов В.О. // Збірник наукових праць ЦВСД НУОУ.–К.: НУОУ. – 2014. – № 3(52). – С. 28-33.
18. Келдыш М.В. Избранные труды. Механика. / Келдыш М.В. – М.: Наука, 1985. – 568 с.
19. Семон Б.Й. Метод оцінювання тиску місцевого надзвукового потоку на профілі аеродинамічної поверхні керування при виникненні транзвукового флаттеру / Семон Б.Й., Сафронов О.В., Неділько О.М.// Наука і оборона.– К.: «СтілоС». – 2019.– № 2. –С. 39- 43.
20. Гошек И. Аэродинамика больших скоростей / Гошек И. – М.: ил. 1954. – 547 с.
21. Свищев Г.П. Эффективность руля и шарнирные моменты его при больших скоростях / Свищев Г.П. // Труды ЦАГИ.– М.: ЦАГИ. – 1975.–Выпуск1722. – 10 с.

## REFERENCES

1. Bisplinghoff R.L. Aeroprugust (Aeroelasticity) / Bisplinghoff R. L., Ashley H., Halfman R. L. - М.: Izd. lit., 1958. - 800 p.
2. Sedov L.I. Metody podobiya i razmernosti v mehanike (Methods of similarity and dimension in mechanics) / Sedov L. I. - М.: Nauka, 1981. - 448 p.
3. Loitsyansky L.G. Mehanika zhidkosti gaza (Mechanics of liquid gas) / Loitsyansky L. G. М.: Nauka, 1970. - 904 p.
4. Aerodinamicheskoe issledovanie kolebyuscheysya poverhnosti upravleniya pri transzvukovykh skorostyah (Aerodynamic Study of an oscillating control surface at transonic speeds). – М.: TsAGI. - 1975. - ReviewNo. 456. - 105 p.
5. Ishmuratov F.Z. Raschetnyye issledovaniya transzvukovogo flattera (Computational studies of transonic flutter) / Ishmuratov F. Z., Kuzmina S. I., Mosunov V. A.// М.: Uchenyie zapiski TsAGI. – 1999. – Tom 30, N 3–4. – S. 151–163.
6. Mosunov V.A. Opyit raschetnykh issledovaniy flattera bespilotnogo letatel'nogo apparata (Experience in computational studies of the flutter of an unmanned aerial vehicle) / Mosunov V. A., Ryabykina R. V., Smylov V. I., Frolov A. V. // Bulletin of the Concern VKO Almaz-Antey. - М.: - 2018. - No. 2. -S. 18–25.
7. Safronov A.V. Transzvukovoy flatter konstruksiy samoletov (Transonic flutter of aircraft structures) / Safronov A.V. K.: KVVAIU, 1987. - 155 p.
8. Levkin V.F. Eksperimentalnyye issledovaniya nestatsionarnykh aerodinamicheskikh karakteristik poverhnostey upravleniya pri transzvukovykh skorostyah (Experimental studies of non-stationary aerodynamic characteristics of control surfaces at transonic speeds) / Levkin VF // М.: ProceedingsofTsAGI. - 1982. - Issue 2132. - 16 p.
9. AgeevYu.I. Eksperimentalnoye issledovanie ustanovivshisya kolebaniy elerona v oколozvukovom potoke (Experimental study of steady oscillations of the aileron in a transonic flow) / AgeevYu. – М.: TsAGI. - 1974. - Volume V, No. 8. - P. 71–80.
10. Azarov Yu.A., Chernovolov R.A. Nekotorye osobennosti modelirovaniya dinamicheskoy aeroprugosti letatel'nykh apparatov v transzvukovykh aerodinamicheskikh trubakh (Some features of

- design of dynamic aeroresiliency of airborne vehicles in transonic wind-channels). - Proceedings of MAI. – M.: MAI. - 2017. - Issue No. 97. - P. 1-28.
11. *Semon B.Y.* Transzvukoviy flatter: vid MiH-25 do Space Ship Two / Semon B. Y., Safronov O. V., Nedilko O. M. // Nauka i oborona. – K.: «Stilos». – 2016. – № 3., – S. 32–35.
  12. *Isogai K.* O mehanizme rezkogo snizheniya granitsy flattera kryila pryamoy strelovidnosti na rezhime transzvukovogo poleta. Chast 1 (On the mechanism of a sharp decrease in the flutter boundary of a straight-swept wing in the transonic flight mode. Part 1) / Isogai K. - M.: RTK, volume 17, No. 7, 1979. - S. 149–151.
  13. *Isogai K.* O mehanizme rezkogo snizheniya granitsy flattera kryila pryamoy strelovidnosti na rezhime transzvukovogo poleta. Chast 2 (On the mechanism of a sharp decrease in the flutter boundary of a straight-swept wing in the transonic flight mode. Part 2) / Isogai K. - M.: RTK, volume 19, No. 10, 1981. - S. 169–171.
  14. *Williams M.Kh.* Teoriya neustanovivshegosya dvizheniya tonkogo profilya v transzvukovomu potoke s vnutrennimi skachkami uplotneniya (Theory of unsteady motion of a thin profile in a transonic flow with internal shockwaves / Williams M.Kh. - M.: RTK. - Volume 18, No. 7, 1980. - S. 11-23.
  15. *Safronov A.V.* Aerodinamicheskoe vozdeystvie skachkov uplotneniya na koleblyuschiysya v okolozvukovom potoke eleron (Aerodynamic impact of shock waves on an aileron oscillating in a transonic flow) / Safronov A. V. // Uchenye zapiski TsAGI. – M.: TsAGI. - Volume XXII, No. 3. - 1991. - S. 110 - 117
  16. *Safronov O.V.* Porivnialnyi analiz teoretychnykh ta rozrakhunkovo-eksperymentalnykh metodiv otsinky kharakterystyk transzvukovoho flateru (Comparative Analysis of Theoretical and Computational-Experimental Methods for Evaluating the Characteristics of Transonic Flutter) / Safronov O.V., Semon B.Y., Nedilko O. M. // Zbirnyk naukovykh prats Ts VSDNUOU. – K.: NUOU. – 2015. – №1 (53). – S. 41–48.
  17. *Safronov O.V.* Adaptovana matematychna model otsinky zbudzhenykh sharnirnykh momentiv aerodynamichnykh poverkhon keruvannya nadzvukovykh litakiv na transzvukovykh shvydkostiakh polotu (Adapted mathematical model for estimating excited hinge moments of aerodynamic control surfaces of supersonic aircraft at transonic flight speeds.) / Safronov O.V., Nedilko O.M., Safronov V.O. // Zbirnyk naukovykh prats TsVSDNUOU. –K.: NUOU. – 2014. – № 3(52). – S. 28-33.
  18. *Keldysh M.V.* Izbrannyye trudy. Mehanika (Selected Works. Mechanics). / Keldysh M.V. - M.: Nauka, 1985. - 568 p.
  19. *Semon B.Y.* Metod otsiniuvannya tysku mistsevoho nadzvukovoho potoku na profili aerodynamichnoi poverkhni keruvannya pry vynykenni transzvukovoho flateru (A Method for Estimating the Change in Pressure of Local Supersonic Flow on the Control Surface Aerofoil under Transonic Flutter) / Semon B.Y., Safronov O.V., Nedilko O.M. // Nauka i oborona. – K.: «Stilos». – 2019. – № 2. – S. 39-43.
  20. *Goshek I.* Aerodinamika bolshih skorostey (Aerodynamics of high speeds) / Goshek I. - M.: silt, 1954. - 547 p.
  21. *Svishchev G.P.* Effektivnost rulya i sharnirnyye momenty ego pri bolshih skorostyah (Efficiency of the steering wheel and its hingemoments at high speeds) / Svishchev G.P. // Proceedings of TsAGI. – M.: TsAGI. - 1975. - Issue 1722. - 10 p.

Стаття надійшла 11.03.2023

*Сафронов О.В., Семон Б.Й., Неділько О.М., Горіна А.О.*

### **УМОВИ МОДЕЛЮВАННЯ ТРАНЗВУКОВОГО ФЛАТЕРУ АЕРОДИНАМІЧНИХ ПОВЕРХОНЬ КЕРУВАННЯ НАДЗВУКОВИХ ЛІТАКІВ В АЕРОДИНАМІЧНИХ ТРУБАХ**

Транзвуківий флатер аеродинамічних поверхонь керування надзвуківих та гіперзвуківих літаків відноситься до тих явищ динамічної аеропружності, оцінка яких у льотному експерименті небезпечна. Оскільки досі не існує загальноприйнятої математичної моделі виникнення цього явища, випробування динамічно-подібних моделей в аеродинамічних трубах можна віднести до основних і безпечних методів оцінки характеристик транзвуківого флатеру. Тому обґрунтування умов моделювання транзвуківого флатеру, які дозволяють переносити результати продувок динамічно-подібних моделей в аеродинамічних трубах на натурні конструкції літаків, залишається актуальною науковою проблемою.

У статті запропоновано один з можливих підходів щодо обґрунтування умов моделювання трансзвукового флатеру аеродинамічних поверхонь керування в аеродинамічних трубах, який базується на аналізі нелінійної математичної моделі виникнення цього явища.

На підставі аналізу цієї математичної моделі визначено, що крім умов моделювання трансзвукового флатеру в аеродинамічних трубах, які обумовлені геометричною подібністю системи «несуча аеродинамічна поверхня – аеродинамічна поверхня керування», додатковими умовами моделювання цього явища повинні бути рівними наступні безрозмірні величини природи і моделі:

- амплітуди коливань природи і моделі;
- числа  $M$ , при яких виникає трансзвуковий флаттер;
- логарифмічні декременти коливань аеродинамічних поверхонь керування;
- числа Струхалія;
- відношення густини газу до густини матеріалу аеродинамічних поверхонь керування;
- показник адиабати  $k=1,405$ , тобто, робочим тілом в аеродинамічній трубі повинно бути повітря.

Продувки динамічно-подібних моделей необхідно проводити в аеродинамічних трубах безперервного типу при дотриманні умов  $dM/dt \leq 0,01$  ( $c^{-1}$ ).

**Ключові слова:** трансзвуковий флаттер, надзвукові літаки, аеродинамічна поверхня керування, коливання, динамічно-подібна модель, аеродинамічна труба, математична модель, число  $M$  польоту.

*Safronov O.V., Semon B.Y., Nedilko O.M., Horina A.O.*

#### CONDITIONS FOR SIMULATION OF TRANSONIC FLUTTER OF AERODYNAMIC CONTROL SURFACES OF SUPERSONIC AIRCRAFT IN WIND TUNNELS

The transonic flutter of the aerodynamic control surfaces of supersonic and hypersonic aircraft refers to those phenomena of dynamic aeroelasticity, the assessment of which in a flight experiment is dangerous. Since there is still no universally accepted mathematical model of the occurrence of this phenomenon, tests of dynamic-like models in wind tunnels can be classified as basic and safe methods for evaluating the characteristics of transonic flutter. Therefore, the substantiation of the conditions for modeling transonic flutter, which allow the transfer of the results of blowing of dynamic-like models in wind tunnels to full-scale aircraft designs, remains an actual scientific problem.

The article proposes one of the possible approaches to justifying the conditions for modeling transonic flutter of aerodynamic control surfaces in wind tunnels, which is based on the analysis of a nonlinear mathematical model of the occurrence of this phenomenon.

Based on the analysis of this mathematical model, it was determined that, in addition to the conditions for modeling transonic flutter in wind tunnels, which are due to the geometric similarity of the system "carrying aerodynamic surface – aerodynamic control surface", additional conditions for modeling this phenomenon should be the following dimensionless quantities of nature and model:

- amplitudes of oscillations of nature and model;
- numbers  $M$  at which transonic flutter occurs;
- logarithmic decrements of oscillations of aerodynamic control surfaces;
- Strouhal numbers;
- ratio of gas density to material density of aerodynamic control surfaces;
- the adiabatic index  $k=1.405$ , that is, the working body in the wind tunnel should be air.

Blowing of dynamically similar models must be carried out in wind tunnels of a continuous type, subject to conditions  $dM/dt \leq 0,01$  ( $s^{-1}$ ).

**Keywords:** transonic flutter, supersonic aircraft, aerodynamic control surface, oscillations, dynamic-like model, wind tunnel, mathematical model, flight number  $M$ .

УДК 539.3

*Сафронов О.В., Семон Б.Й., Неділько О.М., Горіна А.О. Умови моделювання трансзвукового флатеру аеродинамічних поверхонь керування надзвукових літаків в аеродинамічних трубах // Опір матеріалів і теорія споруд: наук.-тех. збірн. – К.: КНУБА, 2023. – Вип. 110. – С. 81-96. – Англ.*  
Бібліогр. 21 назв.

UDC 539.3

*Safronov O.V., Semon B.Y., Nedilko O.M., Horina A.O. Conditions for simulation of transonic flutter of aerodynamic control surfaces of supersonic aircraft in wind tunnels // Strength of Materials and Theory of Structures: Scientific-and-technical collected articles. – Kyiv: KNUBA, 2023. – Issue 110. – P. 81-96.*  
Ref. 21.

**Автор (науковий ступінь, вчене звання, посада):** доктор технічних наук, професор, провідний науковий співробітник Національного університету оборони України імені Івана Черняхівського САФРОНОВ Олександр Васильович.

**Адреса:** 03049 Україна, м. Київ, Повітрофлотський проспект, 28, Національний університет оборони України імені Івана Черняхівського, Сафронов Олександр Васильович.

**Мобільний телефон:** +38(097)664-03-51

**E-mail:** safronov\_ov@ukr.net

**ORCID ID:** <https://orcid.org/0000-0001-7420-0062>

**Автор (науковий ступінь, вчене звання, посада):** доктор технічних наук, професор, головний науковий співробітник Національного університету оборони України імені Івана Черняхівського СЕМОН Богдан Йосипович.

**Адреса:** 03049 Україна, м. Київ, Повітрофлотський проспект, 28, Національний університет оборони України імені Івана Черняхівського, Семон Богдан Йосипович.

**Мобільний телефон:** +38(095)555-00-93

**E-mail:** generalsemon@ukr.net

**ORCID ID:** <https://orcid.org/0000-0002-7449-8214>

**Автор (науковий ступінь, вчене звання, посада):** кандидат технічних наук, доцент, провідний науковий співробітник Національного університету оборони України імені Івана Черняхівського НЕДІЛЬКО Олександр Миколайович.

**Адреса:** 03049 Україна, м. Київ, Повітрофлотський проспект, 28, Національний університет оборони України імені Івана Черняхівського, Неділько Олександр Миколайович.

**Мобільний телефон:** +38(093)256-49-34

**E-mail:** Nedilko1962@gmail.com

**ORCID ID:** <https://orcid.org/0000-0001-8080-0486>

**Автор (науковий ступінь, вчене звання, посада):** кандидат архітектури ГОРІНА Анна Олександрівна, старший викладач кафедри основ архітектури та архітектурного проектування, Київський національний університет будівництва і архітектури.

**Адреса:** 03186 Україна, м. Київ, вул. Антонова авіаконструктора, 2/32 корп.4а, кв. 53, Горіна Анна Олександрівна.

**Мобільний телефон:** +38(093)975-63-40

**E-mail:** debelweder@gmail.com

**ORCID ID:** <https://orcid.org/0000-0001-9498-3869>