

*Д. В. БРЕСЛАВСЬКИЙ, В. М. КОНКІН, В. І. КОРТУНОВ, О. М. МАРУСЕНКО*

## КОМП'ЮТЕРНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ ТА МІЦНОСТІ РАМНОЇ КОНСТРУКЦІЇ ВАЖКОГО БПЛА

DOI: 10.20998/2078-9130.2022.2.270148

Статтю присвячено викладенню результатів комп'ютерного моделювання напружено-деформованого стану та оцінювання малоциклової міцності конструкції рами важкого безпілотного літального апарату (БПЛА) квадрокоптерного типу, прототип якого створено в НТУ «ХПІ». Квадрокоптер побудовано на базі використання чотирьох двигунів внутрішнього згорання (ДВЗ), що створюють підйомну силу. Цикл розрахунків напружено-деформованого стану рамної конструкції, проведених для вибору варіанту, потрібного з точки зору забезпечення необхідної жорсткості та міцності, виконано з використанням методу скінченних елементів (МСЕ). Для використання у програмному розрахунковому комплексі розроблено макрос, який дозволяє проводити вибір найкращих з точки зору потрібної жорсткості та міцності параметрів рами. Наведено результати розрахунків варіанту, реалізованого у конструкції створеного прототипу БПЛА. За результатами аналізу напружено-деформованого стану показано, що обрані для сталеві рами прототипу конструктивні параметри цілком задовольняють умови мінімальної деформованості та короткочасної міцності. Визначено константи, що входять до еволюційного рівняння для параметру пошкоджуваності при малоцикловому навантаженні, яке відбувається при нештатних посадках апарату. Виконано пружно-пластичний аналіз деформування рамної конструкції для умов небезпечного бокового приземлення квадрокоптеру. Проведено розрахунки процесів накопичення прихованої пошкоджуваності у найбільш навантажених стрижнях рами. Для сталеві рами, реалізованої у створеному прототипі, продемонстровано можливість задовільного опору малоцикловому деформуванню при нештатних умовах посадки. Показано, що у зв'язку з недостатньою малоцикловою міцністю конструкції з алюмінієвого сплаву, у новий варіант рами БПЛА, що проектується, необхідно внести конструктивні зміни.

**Ключові слова:** комп'ютерне моделювання, квадрокоптер, макрос, стрижнева конструкція, напружено-деформований стан, МСЕ, малоциклова міцність, пошкоджуваність.

*D. BRESLAVSKY, V. KONKIN, V. KORTUNOV, O. MARUSENKO*

## COMPUTER SIMULATION OF THE DEFORMED STATE AND STRENGTH OF THE FRAME STRUCTURE OF A HEAVY UAV

The paper is devoted to the presentation of the computer simulation results of the stress-strain state and evaluation of the low-cycle strength of the frame structure of a heavy unmanned aerial vehicle (UAV) of the quadcopter type, the prototype of which was developed at NTU "KhPI". The quadcopter is built on the basis of the use of four internal combustion engines (ICE), which provide lifting power. The cycle of calculations of the stress-strain state of the frame structure, carried out to select the option required from the point of view of ensuring the required stiffness and strength, was performed using the Finite Element Method (FEM). A macro has been developed for use in the engineering software, which allows you to select the best parameters from the point of view of the required stiffness and strength of the frame. The results of calculations of the variant implemented in the design of the created UAV prototype are presented. According to the results of the analysis of the stress-strain state, it is shown that the structural parameters chosen for the steel frame of the prototype fully satisfy the conditions of minimal deformation and short-term strength. The constants included in the evolution equation for the damage parameter describing low-cycle loading, which occurs during UAV abnormal landings, have been determined. An elastic-plastic analysis of the frame structure deformation for the conditions of dangerous landing of the quadcopter was performed. Calculations of hidden damage accumulation processes in the most heavily loaded frame beams have been carried out. For the steel frame implemented in the created prototype, the possibility of satisfactory resistance to low-cycle deformation under abnormal landing conditions is demonstrated. It is shown that due to the insufficient low-cycle strength of the aluminum alloy structure, it is necessary to make structural changes in the new version of the UAV frame that is being designed.

**Key words:** computer simulation, quadcopter, macro, beam structure, stress-strain state, FEM, low-cycle strength, damage.

**Вступ.** Натепер безпілотні літальні апарати (БПЛА) широко використовуються для виконання військових та цивільних завдань, галузі їхнього застосування постійно розширюються [1–3]. БПЛА відрізняються за низкою параметрів – призначенням, конструкцією, матеріалом, вагою, висотою та дальністю тощо. Їхня основна перевага – компактність, маневреність, відсутність льотного екіпажу, використання методів дистанційного керування або автономних, менша вартість створення та експлуатації порівняно з пілотованими машинами. З іншого боку, суттєвим недоліком є обмеження у потужності, навантаженості, вразливості систем дистанційного управління. Завдяки відсутності на борту пілота БПЛА можуть витримувати значно більші перевантаження. Вимоги до співвідношення маса – міцність можуть бути не такими жорсткими у зв'язку зі зменшеними вимогами до легких апаратів

[1]. У останні десятиліття, у зв'язку з бурхливим розвитком безпілотної авіації, інтенсивно публікуються роботи, пов'язані з її проектуванням [4–9].

Одним з перспективних напрямків у створенні БПЛА є розробка апаратів коптерного типу. Завдяки відсутності вимог до злітно-посадочних смуг, відносній простоті виготовлення, їхньої поліфункціональності вони отримали широке розповсюдження.

У роботі П. Панагіото зі співавторами [4] відмічається, що й для створення ефективного БПЛА задовільні результати можуть бути отримані лише завдяки комплексному використанню методів аеродинаміки, теорії теплопровідності та механіки деформівного твердого тіла. Підкреслюється роль МСЕ, завдяки якому автори отримали можливість ефективного перебору варіантів геометрії апарату.

© Д. В. Бреславський, В. М. Конкін, В. І. Кортунів, О. М. Марусенко, 2022

Описано процедуру проектування БПЛА від концептуальної стадії до виготовлення креслень.

Б. Далман зі співавторами [5] розглядає можливість використання розробленого у Стенфордському університеті програмного забезпечення SUAVE для комплексного мультидисциплінарного проектування БПЛА малого розміру. Аналізуються підходи до розв'язання завдань аеродинаміки, стійкості, реактивної течії, оцінювання масових характеристик тощо. Результати розрахунків для їхньої верифікації порівнюються з експериментальними, а також з даними, отриманими при розв'язанні аналогічних завдань в університеті Калгарі.

Значна увага приділяється розрахунковому оцінюванню каркасів та рамних авіаційних конструкцій. У роботі Дж. Монтерзіно зі співавторами [6] описуються етапи т.зв. «швидкого» проектування прототипу БПЛА з встановленими вимогами до характеристик польоту. У роботі [8] аналізується використання параметричних систем САПР для проектування елементів конструкцій, що розглядаються.

В. Фрідеріксом зі співавторами [9] розглядаються БПЛА з вертикальним типом зльоту–посадки. Обговорюються вимоги до співвідношення «маса/вантажопідйомність–підйомна сила». При проектуванні використано метод аналізу чутливості.

Отже, першим етапом при створенні прототипу БПЛА у більшості випадків є аналіз жорсткості та міцності конструкції. У подальшому, при доведенні випробувального екземпляру апарату також буде необхідним аналіз аеродинаміки, стійкості та керованості руху тощо разом з уточненим аналізом напружено-деформованого стану, який є необхідним при змінюванні геометрії апарату.

У даній статті моделюється рамна конструкція важкого БПЛА квадрокоптерного типу, прототип якого розроблено в НТУ «ХПІ» (рис. 1).



Рисунок 1 –Прототип квадрокоптеру, розробленого в НТУ «ХПІ»

Квадрокоптер має чотири двигуни внутрішнього згоряння, загальна площа його рами перевершує 4 м<sup>2</sup>. Такі БПЛА можуть застосовуватись у сільськогосподарській сфері для обробки землі. Їх можливо використовувати при складних ландшафтах для обприскування або внесення добрив, картографічної зйомки тощо.

Створення розрахункових підходів до аналізу жорсткісних та міцнісних характеристик рами безпілотного літаючого апарату (БПЛА) з метою розробки динамічної моделі літального апарату є актуальною задачею, необхідною також для реалізації його системи управління. Основною проблемою тут є істотна деформованість просторової конструкції БПЛА.

На теперішній час задачі моделювання, розрахунку і подальшого аналізу конструкцій різних типів виконуються з використанням програмних комплексів [10, 11]. Такі підходи до аналізу конструкції дозволяють оптимально використовувати ресурси, економити фінанси, полегшують отримання результатів. Не менш важливою складовою є можливість швидкої варіації геометричних параметрів та матеріалу для підбору оптимальної конструкції, проведення різного типу аналізу.

Сучасний підхід до моделювання та розрахунків просторових конструкцій – це написання макросів на спеціалізованій мові того чи іншого програмного комплексу, в основі яких закладено принципи методу скінченних елементів (МСЕ)[12]. Результатом такого моделювання є певний список команд із синтаксисом комплексу і подальша взаємодія з ним.

**Постановка задачі.** Задачею, що розв'язується у роботі, є аналіз напружено-деформованого стану варіантів конструкції рами та на його основі визначення небезпечних з точки зору міцності її елементів. У зв'язку з конструктивними особливостями квадрокоптера, як у випадку досліджуваного апарату, рама якого є стрижневою конструкцією (рис. 1), можливо обмежитись теорією згину балок. Для проведення циклів комп'ютерного моделювання розрахунків пропонується розглянути схему конструкції рами БПЛА, яка наведена на рис. 2.

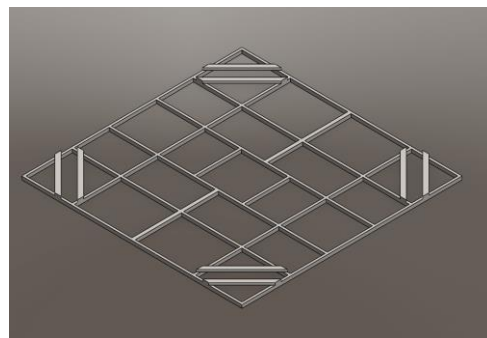


Рисунок 2 – Схема конструкції рами

Для аналізу цієї конструкції рами БПЛА (рис. 2) необхідно побудувати розрахункові моделі, врахувати у них різні властивості матеріалу та провести аналіз напружено-деформованого стану для визначення остаточних параметрів моделі рами. Потрібно розробити макрос із закладеною геометрією моделі та передумовами для подальшого аналізу для використання у скінченно-елементному програмному розрахунковому комплексі.

**Моделювання та розрахунки напружено-деформованого стану.** Першим етапом моделювання й алгоритму макросу була побудова моделі сталевий рамної конструкції БПЛА, показаної на рис. 2. За визначеними ключовими точками побудовано лінії її скелету (рис. 3). Додано профіль рами з заданням параметрів прямокутного поперечного перерізу  $20 \times 30 \times 2$  мм та виконано його нанесення на створений скелет рами, проведено розбиття моделі на скінченні елементи, задано граничні умови.

Дію двигунів внутрішнього згорання, що забезпечують підйомну силу, змодельовано врахуванням сил, прикладених до вузлів моделі. Завдяки тому, що штатні режими польоту передбачають пружне деформування рами БПЛА, що розглядається, використано одиничні значення сил ( $1 H$ ).

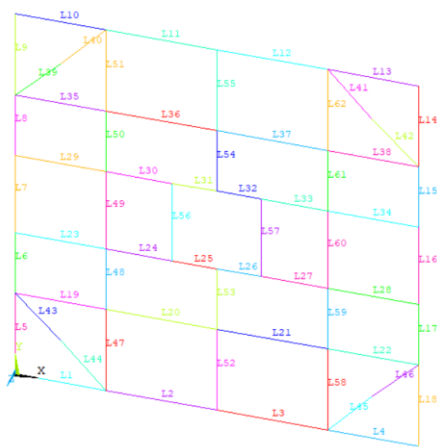


Рисунок 3 – Модель скелету рами

Розроблений макрос створено мовою APDL (мова сценаріїв, яка використовується для взаємодії з користувачем). Такого роду програмування можливо використовувати для багатьох завдань, починаючи від створення геометрії, до налаштування складних параметрів вирішувача для аналізу будь-якої складності. Макрос було застосовано для проведення комп'ютерного моделювання з низкою різних варіантів вхідних даних.

Далі розглянемо результати розрахунків напружено-деформованого стану для варіанту, який був вибраний для створення прототипу рами квадрокоптера, що розглядається. Результати представлено на рис. 4–7. Розподіл сумарних переміщень показано на рис. 4, розподіл переміщень рами по осі прикладання сили – рис. 5. Як видно з отриманих результатів, максимальні переміщення мають місце на двох протилежних боках моделі (на рисунку вертикальні), перевершуючи у 10 разів значення на двох інших. Також істотні переміщення мають місце у стрижнях, що з'єднані з вертикальними на рисунку боковими та їхніх околах.

Аналогічний розподіл отримано й для значень напружень. Найбільш навантажений фрагмент наведено на рис. 6, де представлено розподіл інтенсивностей напружень Мізеса. Видно, що

максимальні напруження мають місце у стрижнях, розташованих під двигунами.

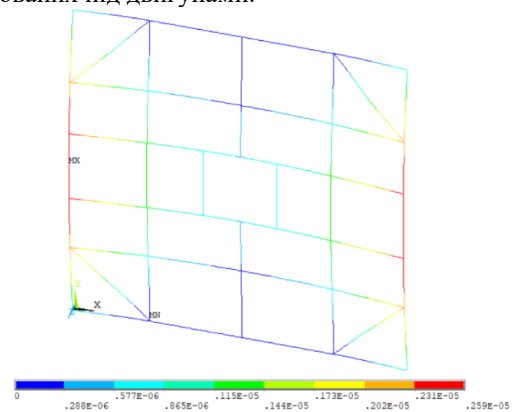


Рисунок 4 – Розподіл сумарних переміщень сталевий рами, м

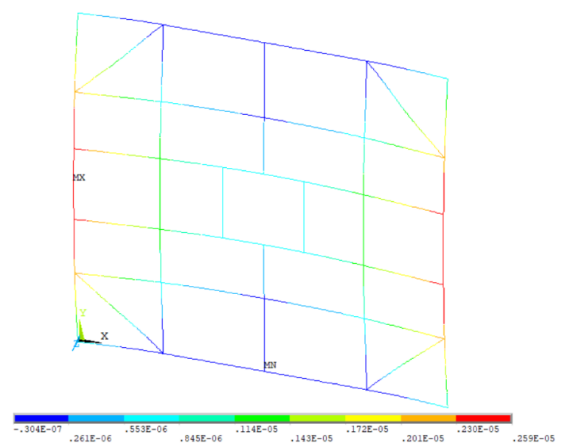


Рисунок 5 – Розподіл переміщень сталевий рами по осі прикладання сили, м

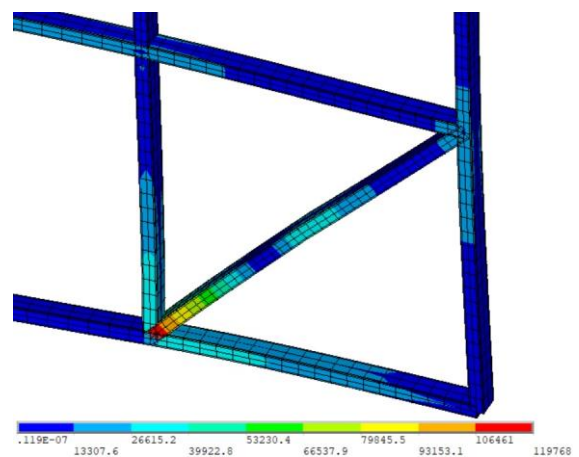


Рисунок 6 – Розподіл значень інтенсивностей напружень у найбільш навантаженому фрагменті сталевий рами, Па

Результати перерахунку, проведеного за даними комп'ютерного моделювання, свідчать, що при помірних навантаженнях порядку  $40 H$  основні вимоги до жорсткості та міцності рами БПЛА буде забезпечено. Значення переміщень не більше часток міліметра, а напружень – не вище границі плинності.

Результати розрахунків переміщень було порівняно з даними натурних експериментів на розробленому прототипі квадрокоптера. Вимірювання при холостому ході також показали переміщення не більш часток міліметра. Після приземлення, що було після руху у режимі «зліт-політ на обмеженій висоті-посадка» також не зафіксовано незворотних деформацій рамної конструкції.

Після відпрацювання основних конструктивних рішень БПЛА та перевірки розрахункових підходів, моделей та результатів наступним етапом був перехід до аналізу можливості використання більш легких матеріалів з метою зменшення ваги апарату. На цьому етапі було прийнято рішення використати алюмінієвий сплав Д16 (дюралюмін).

На перших етапах аналізу конструкцію рами збережено. Доречним було використати вже готовий макрос зі зміною властивостей матеріалу. У випадку, що розглядається: модуль пружності  $0,72 \cdot 10^{11}$  Па, коефіцієнт Пуассона 0.3.

Результати розрахунку у вигляді розподілу переміщень у моделі рами по осі прикладання сили надано на рис. 7. Порівнюючи значення, представлені на рис 5 та рис. 7, доходимо висновку, що жорсткість конструкції з алюмінієвого сплаву є приблизно в три рази меншою.

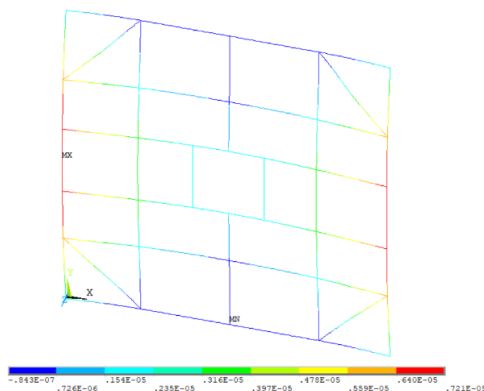


Рисунок 7 – Розподіл переміщень по осі прикладання сили рами з алюмінієвого сплаву, м

**Оцінювання міцності.** Реальні режими випробувань авіаційних апаратів, у тому числі й безпілотних, характеризуються можливістю нештатних ситуацій. На жаль, вони мали місце й при випробуваннях прототипу, що розглядається. Посадка апарату була проведена не повністю горизонтально, у зв'язку з чим його рама отримала додаткове ударне навантаження. Це призвело до виникнення незворотної деформації у стрижні рами.

У зв'язку з тим, що подібні випадки можуть бути поширеними, є необхідність виконання оцінювання малоциклової міцності (втоми) матеріалів рами. Для цього залучимо криві малоциклової втоми [13] та підхід континуальної механіки пошкоджуваності. На даному етапі розробки, що представлений у статті, обмежимося спрощеним алгоритмом оцінювання максимального рівня пошкоджуваності. Для цього

скористаємося еволюційним рівнянням для скалярного параметру пошкоджуваності  $D$ :

$$\frac{\partial D}{\partial N} = F \frac{\sigma_e^m}{(1-D)^m}, D(0) = 0, D(N_*) = 1, \quad (1)$$

де  $N$  – число циклів навантаження;

$N_*$  – число циклів до завершення процесу прихованого руйнування;

$\sigma_e$  – еквівалентне напруження для критерію руйнування; при пластичному плинні, що має місце при малоцикловому деформуванні,  $\sigma_e = \sigma_i$  (інтенсивності напружень Мізеса);

$F, m$  – константи, що мають визначитись за експериментальними кривими малоциклової втоми.

Спочатку оцінимо опір малоциклової втоми стрижня рами зі сталі. Для цього з залученням двох значень напружень та числа циклів до руйнування з кривої малоциклової втомної міцності визначимо значення констант. Вони виявились наступними:  $F = 4.3 \cdot 10^{-40}$  (МПа)<sup>-m</sup>/цикл,  $m = 13.05$ . Далі, після інтегрування диференційного рівняння (1) знайдено залежність параметру пошкоджуваності  $D$  від значення числа циклів навантаження.

Визначення значення еквівалентного напруження, яке реалізувалось в області з незворотними деформаціями, що виникли при посадці, є складною задачею. З точки зору теорії пластичності є необхідним розв'язання зворотної задачі, щоб за відомими переміщеннями отримати значення напружень. У даній роботі використано спрощений підхід, що полягав у розв'язанні низки пружно-пластичних задач з метою обрання відповідного значення навантаження. Задачі на цьому етапі також розв'язувались у квазістатичній постановці. Розглянуто самий небезпечний випадок падіння апарату на кут рамної конструкції з одним з двигунів. Циклом приблизних розрахунків визначено максимальне значення інтенсивності напружень, що дорівнювало 408 МПа (границя плинності 295 МПа). Результати розрахунку у вигляді розподілу інтенсивностей напружень Мізеса (Па), представлено на рис.8.

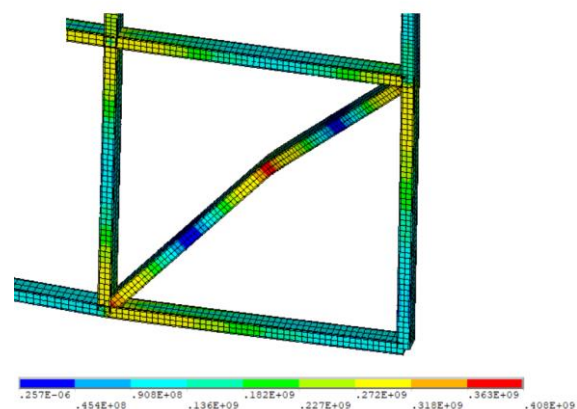


Рисунок 8 – Розподіл значень інтенсивностей

напружень у найбільш навантаженому фрагменті сталеві рами (пружно-пластичний розрахунок), Па

Для даного значення еквівалентного напруження побудовано залежність параметру пошкоджуваності від числа циклів, яку представлено на рис. 9. Граничне число циклів склало 6472.

Далі всі кроки алгоритму оцінювання малоциклової пошкоджуваності були повторені для отримання кривої для алюмінієвого сплаву. Значення констант до рівняння (1) виявились наступними:  $F=4.3 \cdot 10^{-34} (\text{МПа})^{-m}/\text{цикл}$ ,  $m=11.35$ .

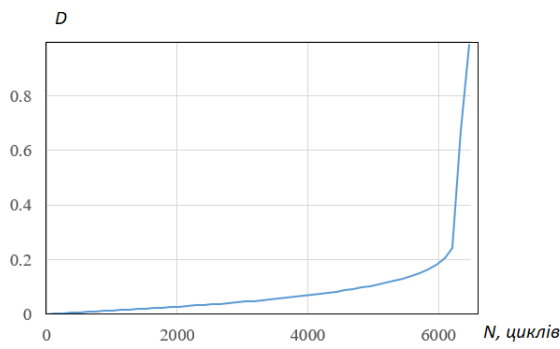


Рисунок 9 – Залежність параметру пошкоджуваності від числа циклів. Сталь

У зв'язку з тим, що даних з деформування алюмінієвої рами ще немає, вона проектується, залучимо до проведення первісної оцінки значення 408 МПа, знайдене для сталевих варіантів конструкції. Для нього на рис. 10 представлено залежність параметру пошкоджуваності від числа циклів.

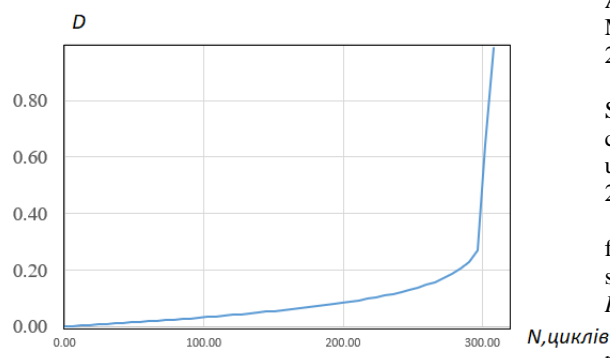


Рисунок 10 – Залежність параметру пошкоджуваності від числа циклів. Алюмінієвий сплав

Граничне число циклів склало 308, що є малим з точки зору того, що всі притаманні процесу деформування особливості врахувати не є можливим й реальне значення буде значно меншим. У зв'язку з цим конструкцію рами з алюмінієвого сплаву необхідно переробити для забезпечення потрібних жорсткості та міцності.

**Висновки.** Роботу призначено викладенню

результатів комп'ютерного моделювання напружено-деформованого стану та оцінювання малоциклової міцності конструкції рами важкого БПЛА, прототип якого створено в НТУ «ХПІ». Для використання у програмному розрахунковому комплексі розроблено макрос, який дозволяє проводити бажані варіації як геометричних, так і фізичних параметрів рами, що суттєво полегшує процес вибору найкращого варіанту при проектуванні.

Наведено результати розрахунків варіанту, реалізованого у конструкції створеного прототипу БПЛА. За результатами аналізу напружено-деформованого стану показано, що обрані для сталеві рами прототипу конструктивні параметри цілком задовольняють умови мінімальної деформованості та короточасної міцності. Для створеної сталеві рами показано можливість задовільного опору малоцикловому деформуванню при нештатних умовах посадки. Визначено, що для переходу до використання у перспективній конструкції рами алюмінієвих сплавів є необхідним комплекс проектних рішень для забезпечення потрібних параметрів.

#### Список літератури

1. Bento M. *Unmanned aerial vehicles: An overview*. Inside GNSS, 2008. <http://www.insidegnss.com/auto/janfeb08-wp.pdf>
2. Биард Р.У., МакЛэйн Т.У. *Малые беспилотные летательные аппараты: теория и практика*. Техносфера, 2016. 312 с.
3. Тимочко О. І., Голубничий Д. Ю., Третьак В. Ф., Рубан І. В. Класифікація безпілотних літальних апаратів. *Системи озброєння і військова техніка*. 2007. Вип. 1. С. 61–67. [http://nbuv.gov.ua/UJRN/soivt\\_2007\\_1\\_19](http://nbuv.gov.ua/UJRN/soivt_2007_1_19).
4. Panagiotou P., Giannakis E., Savaidis G., Yakinthos K. Aerodynamic and structural design for the development of a MALE UAV. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2019. Vol. 90, No. 7. Pp. 1077–1087.
5. Dalman B., Korobenko A., Ziade P., Ramirez-Serrano A., Johansen C. T. Validation and verification of a conceptual design tool for evaluating small-scale, supersonic, unmanned aerial vehicles. *In AIAA AVIATION 2021 FORUM*. 2021. Pp. 2415.
6. Monterzino G., Lawson C., Fielding J. A methodology for low-cost, rapid implementation solutions for airframe systems of UAV prototypes. *In 10th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference*. 2010. p. 9390.
7. Al-Qutub, A. M. Conceptual design requirements of a newly developed UAV as a research platform at KFUPM: Structure, aerodynamics and propulsion. *In SSAS UAV Scientific Meeting & Exhibition*. 2006. Pp. 1–16.
8. Łukaszewicz A., Szafran K., Józwick J. CAx Techniques Used in UAV Design Process. *In 2020 IEEE 7th International Workshop on Metrology for AeroSpace (MetroAeroSpace)*. 2020. Pp. 95–98.
9. Fredericks W. J. Conceptual design of a vertical takeoff and landing unmanned aerial vehicle with 24-HR endurance. *NASA Langley Research Center, Hampton, VA, 23681*. 2010. Pp. 1–17.
10. Thompson M. K., Thompson J. M. *ANSYS Mechanical APDL for Finite Element Analysis*. Elsevier Science. Technology & Engineering. Aug 1, 2017. 466 p.
11. Sham T.. *SOLIDWORKS 2021 for Designers, 19th*

Edition Paperback . CAD/CIM Technologies. February 8, 2021. 1040 p.

12. Zienkiewicz O.C., Taylor R.L., Wood D.D. *The Finite Element Method for Solid and Structural Mechanics*. Butterworth-Heinemann: Elsevier, 2013. 672 p.

13. Lucas K. A., Duffield M. J. Service History Analysis and Teardown Evidence—Key Elements for Structural Usage Monitoring of an Ageing Fleet. ICAF 2009, Bridging the Gap between Theory and Operational Practice. *Springer, Dordrecht*. 2009. Pp. 1135–1153.

#### References (transliterated)

1. Bento M. *Unmanned aerial vehicles: An overview*. Inside GNSS, 2008. <http://www.insidegnss.com/auto/janfeb08-wp.pdf>

2. Biard R.U., MakLjejn T.U. *Malye bespilotnye letatel'nye apparaty: teoriya i praktika* [Small unmanned aerial vehicles: theory and practice]. Tehnosfera, 2016. 312 p.

3. Ty`mochko O. I., Golubny`chy`j D. Yu., Tretyak V. F., Ruban I. V. *Klasyfikaciya bezpilotny`x lital'ny`x aparativ* [Classification of unmanned aerial vehicles]. *Sy`stemy` ozbrojennya i vijs`kova texnika*, 2007, Vy`p.1, pp. 61–67. [http://nbuv.gov.ua/UJRN/sojvt\\_2007\\_1\\_19](http://nbuv.gov.ua/UJRN/sojvt_2007_1_19).

4. Panagiotou P., Giannakis E., Savaidis G., Yakinthos K. Aerodynamic and structural design for the development of a MALE UAV. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 2019, Vol. 90, no. 7, pp. 1077–1087.

5. Dalman B., Korobenko A., Ziade P., Ramirez-Serrano A., Johansen C. T. Validation and verification of a conceptual design tool for evaluating small-scale, supersonic, unmanned aerial vehicles. *In AIAA AVIATION 2021 FORUM*, 2021, pp. 2415.

6. Monterzino G., Lawson C., Fielding J. A methodology

for low-cost, rapid implementation solutions for airframe systems of UAV prototypes. *In 10th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference*. 2010. pp. 9390.

7. Al-Qutub, A. M. Conceptual design requirements of a newly developed UAV as a research platform at KFUPM: Structure, aerodynamics and propulsion. *In SSAS UAV Scientific Meeting & Exhibition*, 2006, pp. 1–16.

8. Łukaszewicz A., Szafran K., Józwick J. CAx Techniques Used in UAV Design Process. *In 2020 IEEE 7th International Workshop on Metrology for AeroSpace (MetroAeroSpace)*, 2020, pp. 95–98.

9. Fredericks W. J. Conceptual design of a vertical takeoff and landing unmanned aerial vehicle with 24-HR endurance. *NASA Langley Research Center, Hampton, VA, 23681*, 2010, pp.1–17.

10. Thompson M. K., Thompson J. M.. ANSYS Mechanical APDL for Finite Element Analysis. Elsevier Science. *Technology & Engineering*. Aug 1, 2017. 466 p.

11. Sham T.. *SOLIDWORKS 2021 for Designers, 19th Edition Paperback* . CAD/CIM Technologies. February 8, 2021. 1040 p.

12. Zienkiewicz O.C., Taylor R.L., Wood D.D. *The Finite Element Method for Solid and Structural Mechanics*. Butterworth-Heinemann: Elsevier, 2013. 672 p.

13. Lucas K. A., Duffield M. J. Service History Analysis and Teardown Evidence—Key Elements for Structural Usage Monitoring of an Ageing Fleet. ICAF 2009, Bridging the Gap between Theory and Operational Practice. *Springer, Dordrecht*, 2009. pp. 1135–1153.

Надійшла (received) 20.12.2022

#### Відомості про авторів/ About the Authors

**Бреславський Дмитро Васильович** – доктор технічних наук, професор, завідувач кафедри комп'ютерного моделювання процесів та систем, Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут»; тел.: (057)-707-64-54; e-mail: [Dmytro.Breslavsky@khp.edu.ua](mailto:Dmytro.Breslavsky@khp.edu.ua) ; Магдебурзький університет ім. Отто фон Гьоріке, email: [Dmytro.Breslavsky@ovgu.de](mailto:Dmytro.Breslavsky@ovgu.de)

**Breslavsky Dmytro** – Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of the Department of Computer Modeling of Processes and Systems, National Technical University "Kharkiv Polytechnic Institute"; tel.: (057)-707-64-54; e-mail: [Dmytro.Breslavsky@khp.edu.ua](mailto:Dmytro.Breslavsky@khp.edu.ua) ; Otto von Guericke Magdeburg University; email: [Dmytro.Breslavsky@ovgu.de](mailto:Dmytro.Breslavsky@ovgu.de)

**Конкін Валерій Миколайович** – кандидат технічних наук, доцент, заступник директора навчально-наукового інституту комп'ютерного моделювання, прикладної фізики та математики, Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут»; тел.: (057)-707-60-58; e-mail: [Valerii.Konkin@khp.edu.ua](mailto:Valerii.Konkin@khp.edu.ua)

**Konkin Valerii** – Candidate of Technical Sciences, Ass. Professor, Deputy Director of the Institute of Education and Science “Computer Modeling, Applied Physics and Mathematics“, National Technical University "Kharkiv Polytechnic Institute"; tel.: (057)-707-64-54; e-mail: [Valerii.Konkin@khp.edu.ua](mailto:Valerii.Konkin@khp.edu.ua)

**Кортунів В'ячеслав Іванович** – доктор технічних наук, професор, професор кафедри комп'ютерного моделювання процесів та систем, Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут»; тел.: (057)-707-64-54; e-mail: [Vyacheslav.Kortunov@khp.edu.ua](mailto:Vyacheslav.Kortunov@khp.edu.ua)

**Kortunov Vyacheslav** – Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor of the Department of Computer Modeling of Processes and Systems, National Technical University "Kharkiv Polytechnic Institute"; tel.: (057)-707-64-54; e-mail: [Vyacheslav.Kortunov@khp.edu.ua](mailto:Vyacheslav.Kortunov@khp.edu.ua)

**Марусенко Олексій Миколайович** – асистент кафедри комп'ютерного моделювання процесів та систем, Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут»; м. Харків, Україна; ORCID: <https://orcid.org/0000-0001-6911-2500>; e-mail: [Oleksii.Marusenko@khp.edu.ua](mailto:Oleksii.Marusenko@khp.edu.ua)

**Marusenko Oleksii** – Assistant of the Department of Computer Modelling of Processes and Systems, National Technical University "Kharkiv Polytechnic Institute", Kharkiv, Ukraine; ORCID: <https://orcid.org/0000-0001-6911-2500>; e-mail: [Oleksii.Marusenko@khp.edu.ua](mailto:Oleksii.Marusenko@khp.edu.ua)