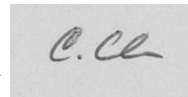


**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
ХАРКІВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ІМЕНІ В. Н. КАРАЗІНА**

СВІТЛИЧНИЙ СЕРГІЙ ПЕТРОВИЧ



УДК 519.6:539.3

**МОДЕЛІ ВЗАЄМОДІЇ М'ЯКОГО ТІЛА
З ПЕРЕШКОДОЮ І РЕЗУЛЬТАТИ ЇХ ДОСЛІДЖЕННЯ**

01.05.02 – Математичне моделювання та обчислювальні методи

АВТОРЕФЕРАТ

дисертації на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук

Харків – 2019

Дисертацією є рукопис

Робота виконана на кафедрі теоретичної механіки, машинознавства та роботомеханічних систем у Національному аерокосмічному університеті ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» Міністерства освіти і науки України.

Науковий керівник:

доктор технічних наук, професор
Ванін Віктор Антонович,
Національний технічний університет
«Харківський політехнічний інститут»,
професор кафедри вищої математики.

Офіційні опоненти:

доктор технічних наук, професор
Угрюмов Михайло Леонідович,
Харківський національний університет
імені В.Н. Каразіна,
професор кафедри теоретичної та
прикладної системотехніки;

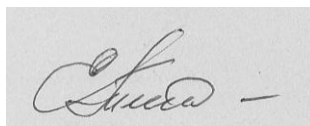
доктор технічних наук, професор
Стрельнікова Олена Олександрівна,
Інститут проблем машинобудування
ім. А. М. Підгорного
Національної академії наук України,
провідний науковий співробітник.

Захист відбудеться «16» жовтня 2019 р. о 15.30 на засіданні спеціалізованої вченої ради **Д64.051.09** Харківського національного університету імені В. Н. Каразіна за адресою: 61022, м. Харків, майдан Свободи, 6, півн. корпус, ауд. 318

З дисертацією можна ознайомитись у Центральній науковій бібліотеці Харківського національного університету імені В. Н. Каразіна за адресою: 61022, м. Харків, майдан Свободи, 4.

Автореферат розісланий «12» вересня 2019 р.

Вчений секретар
спеціалізованої вченої ради



О. Г. Толстолузька

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Дисертація присвячена вирішенню проблеми чисельного моделювання контактної взаємодії птаха (м'якого тіла) з лопаткою авіаційного двигуна (перешкодою), яка перебуває під впливом локалізованих ударних навантажень.

Обґрунтування вибору теми дослідження. Попадання птахів у газоповітряний тракт (ГПТ) авіаційних двигунів (АД) являє собою реальну загрозу безпеці польоту і є причиною льотних пригод, а в окремих випадках і катастроф із людськими жертвами. За статистикою, зіткнення із птахом як причина льотної події стоїть на третьому місці після відмов техніки і людського чинника [1]. Річний збиток, викликаний зіткненнями з птахами, тільки у США оцінюється в 400 млн. доларів США і до 1,2 млрд. доларів США для комерційних повітряних суден у світі [1]. Згідно з даними Європейського агентства авіаційної безпеки 44% випадків зіткнення літака із птахом становлять випадки потрапляння птахів у двигун, унаслідок яких зафіксовані ушкодження різного ступеня тяжкості. За даними Федерального управління цивільної авіації (США) 54% пошкоджень становлять незначні пошкодження, в основному це деформація передньої кромки лопатки або викривлення, вм'ятини і пориви не більше трьох лопаток, а 46% пошкоджень – серйозні пошкодження.

Птахостійкість конструкції літака оцінюють за допомогою засобів математичного моделювання і експериментально.

Проведення натурних випробувань пов'язано з використанням тушок птахів або імітаторів. Слід зазначити, що натурному експерименту як методу оцінювання птахостійкості конструкції притаманний ряд недоліків. Це, перш за все, невисока точність відтворення ударного імпульсу і відсутність повторюваності результатів; по-друге, досить складна технологія виготовлення і спеціальні умови зберігання імітаторів. Крім того, ускладнення методики проведення випробувань, складність, а в ряді випадків і неможливість вимірювання необхідних параметрів. І нарешті, у разі використання при випробуваннях тушок птахів, проблеми психологічного та санітарно-гігієнічного характеру.

В останні десятиліття спостерігається стрімкий розвиток математичних моделей та чисельних методів для дослідження динамічних процесів при зіткненні м'якого тіла з перешкодою. Найчастіше для проведення досліджень застосовують метод скінченних елементів, метод скінченних різниць, безсітковий метод згладжених частинок та ін. Основна особливість сучасного етапу розвитку математичного моделювання полягає в переході від найбільш простих моделей до складних, які характеризуються універсальністю, адекватністю опису реальних процесів і високою точністю. Тому актуальною науково-технічною задачею моделювання є розробка чисельної моделі контактної взаємодії м'якого тіла з модельною лопаткою авіаційного двигуна з метою впровадження у практику проектування надійних і безпечно ушкоджуваних конструкцій лопаток, які відповідають сучасним вимогам авіаційних правил.

Мета і завдання дослідження. Метою роботи є скорочення часу і матеріальних витрат на проведення випробувань лопаток авіаційних двигунів на птахостійкість шляхом застосування засобів математичного моделювання контактної взаємодії м'якого тіла з лопаткою.

Для досягнення поставленої мети необхідно розв'язати ряд задач:

- 1) проаналізувати випадки попадання птахів у авіаційний двигун і визначити основні чинники, пов'язані з ними;
- 2) проаналізувати існуючі методи і моделі, які використовують для розв'язання задачі математичного моделювання контактної взаємодії м'якого тіла з лопаткою;
- 3) розробити математичну і чисельну модель контактної взаємодії м'якого тіла з лопаткою авіаційного двигуна;
- 4) вибрати метод дискретизації м'якого тіла та модельної лопатки;
- 5) дослідити вплив кроку дискретизації м'якого тіла на точність одержуваного розв'язку;
- 6) дослідити вплив форми та щільності м'якого тіла на розподіл тиску при ударі;
- 7) дослідити вплив маси м'якого тіла, швидкості і кута зіткнення на силу удару;
- 8) дослідити реакцію лопатки на удар м'якого тіла при різних масах м'якого тіла, швидкостях і кутах зіткнення.

Об'єкт дослідження – процеси контактної взаємодії м'якого тіла з лопаткою авіаційного двигуна.

Предмет дослідження – математичні моделі взаємодії м'якого тіла з лопаткою авіаційного двигуна.

Методи дослідження – методи чисельного моделювання, теорії пружності й пластичності, гідродинаміки, метод скінченних елементів і скінченних різниць, метод згладжених частинок для розв'язання системи диференціальних рівнянь, які реалізовані у системі явного динамічного аналізу LS-DYNA.

Наукова новизна одержаних результатів.

1. Вперше розроблено гібридну модель для чисельного аналізу реакції модельної лопатки з титанового сплаву на удар м'якого тіла, яка на відміну від існуючих моделей не потребує проведення натурного експерименту для визначення діючих на лопатку навантажень, що істотно спрощує, прискорює процес випробування лопаток двигуна на птахостійкість і знижує матеріальні витрати на їх проведення.

2. Отримав подальший розвиток метод моделювання контактної взаємодії м'якого тіла з лопаткою авіаційного двигуна, який відрізняється від існуючих застосуванням безсіткового методу згладжених частинок для дискретизації м'якого тіла, що дозволило усунути проблеми чисельної нестійкості рішення. Це в свою чергу розширило область моделювання та дослідження механічних процесів, які супроводжують удар.

3. Вдосконалено метод ідентифікації параметрів чисельної моделі, шляхом мінімізації кількості вхідних параметрів моделі та розроблено практичні рекомендації щодо вибору значень вхідних параметрів виходячи з необхідного співвідношення критеріїв обчислювальної ефективності та точності.

Практичне значення одержаних результатів. Практична цінність роботи полягає в розробці чисельної моделі для комплексного дослідження впливу конструктивних параметрів лопаток на їх реакцію у разі удару по ним м'якого тіла різної маси, з різною швидкістю і під різними кутами. Запропоновану модель рекомендовано до застосування у випадках, коли можливість проведення натурних експериментів обмежена, їх реалізація економічно недоцільна або неможлива.

Результати досліджень, отримані за допомогою розробленої моделі, знайшли застосування на Державному підприємстві «АНТОНОВ» (м. Київ), а також

впроваджено у навчальний процес у Національному аерокосмічному університеті «Харківський авіаційний інститут». Впровадження розробок підтверджено актом про використання результатів досліджень, а також актом впровадження та використання результатів у навчальному процесі.

Особистий внесок здобувача. Усі основні результати, що виносяться на захист, отримані здобувачем особисто. У публікаціях, написаних у співавторстві, особистий внесок здобувача полягає в наступному. У роботі [1] автор виконав збір і аналіз статистичних даних щодо випадків зіткнення літаків з птахами. У роботі [2] автором проведено огляд робіт присвячених питанням моделювання нестационарних явищ, які супроводжують процес зіткнення птаха з лопаткою двигуна. Також автору належить опис реологічних моделей, які використовують при моделюванні зіткнення птаха з лопаткою. У роботі [3] автор брав безпосередньо участь у плануванні і проведенні обчислювального експерименту та обробці його результатів. У роботі [5] автору належать гібридна модель контактної взаємодії м'якого тіла з лопаткою авіаційного двигуна і результати чисельного дослідження. У роботі [9] автору належить планування і проведення обчислювального експерименту та аналіз результатів.

Апробація результатів дисертації. Основні результати роботи доповідалися на наукових конференціях, симпозіумах і семінарах: XVIII міжнародному симпозіумі «Методи дискретних особливостей у задачах математичної фізики» (м. Харків, 2017 р.); міжнародній науково-технічній конференції «Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки» (м. Харків, 20-21 квітня 2017 р.), V міжнародній конференції «Комп'ютерне моделювання у наукоємних технологіях» (м. Харків, 22-25 травня 2018 р.).

У повному обсязі дисертація доповідалася на науково-технічному семінарі кафедри теоретичної механіки, машинознавства та роботомеханічних систем Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» під керівництвом доктора фізико-математичних наук, професора В. О. Меньшикова, на семінарі в Інституті проблем машинобудування ім. А. М. Підгорного Національної академії наук України під керівництвом доктора технічних наук, професора Т. І. Шейко, на семінарі у Харківському національному університеті імені В. Н. Каразіна під керівництвом доктора технічних наук, професора Г. М. Жолткевича.

Публікації. Основні наукові результати дисертаційної роботи опубліковані у 9 наукових роботах. З них 5 статей – у наукових журналах і збірниках із переліку, рекомендованого МОН України, 1 стаття у науковому збірнику, що входить до наукометричної бази **Index Copernicus**, 3 доповіді та тези доповідей на міжнародних конференціях.

Структура та обсяг дисертації. Дисертація складається з анотації двома мовами, вступу, чотирьох розділів, висновків, списку використаних джерел та трьох додатків. Повний обсяг дисертації складає 168 сторінок, 89 рисунків по тексту, 5 таблиць по тексту, список з 110 найменувань використаних джерел на 12 сторінках, 3 додатки на 17 сторінках.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У вступі обґрунтовано актуальність проблеми, її наукову новизну і практичну цінність, сформульовано мету і задачі дослідження, викладено основні наукові результати та наведено дані про публікації.

У першому розділі проаналізовано випадки зіткнення літаків із птахами, класифіковано та систематизовано чинники, пов'язані з даними інцидентами [1]. Встановлено закономірність між пошкодженням двигуна і можливим наслідком для польоту літака, а також кількістю і масою птахів, що потрапляють у двигун. Наведено класифікацію типових пошкоджень. Розглянуто методи оцінювання птахостійкості авіаційних конструкцій. Проведено аналіз сучасного стану проблеми математичного моделювання зіткнення м'якого тіла з перешкодою.

Питання пов'язані з дослідженням теорій контактних напружень, коливань, що виникають при ударі, а також розроблення пружної теорії удару розглянуті у роботах Голдсмита, Гопкінса, Кольського Похгаммера, Крі, Лава, Релея, Редвуда, Конвея, Якубовського та інших вчених.

Аналітичні розв'язки задачі про удар струменя і крапель рідини по жорсткій перешкоді отримано у роботах Хеймана, Кука, Боудена, Брантона, Хуанга, Хаммама, Янга і Глена.

У роботах американських учених Дж. Барбера, Дж. Вілбека, Г. Тейлора, Р. Петерсона, Д. Бауера і А. Чалліта досліджено поведінку різних матеріалів, у тому числі і птаха, при зіткненні зі жорсткою і деформівною перешкодою.

Питанням експериментального дослідження локальної міцності силових елементів хвостового оперення та скління кабіни присвячено роботи Г. Г. Онгірського, О. М. Шупікова і С.В. Угрімова.

Чисельному моделюванню зіткнення м'якого тіла зі жорсткою і деформівною перешкодою присвячені роботи Vasko, Storace, Anghileri, Castelletti, Frischbier, Kraus, Jain, Ramachandra, Martin, Blair, Chevrolet, Mao, Rajeev, Lavoie та інших зарубіжних дослідників. Розрахунки виконані за допомогою систем LS-DYNA, NOSAPM, MSC-DYTRAN, WHAM, ANSYS і EUROPLEXUS.

Огляд робіт показав, що найбільш повно вивчені задачі зіткнення металевих тіл. Кількість робіт, присвячених дослідженню взаємодії м'якого тіла з перешкодою, значно менше. Брак експериментальних даних ускладнює процес верифікації результатів чисельних досліджень Крім того, питання чисельного дослідження поведінки конструкцій, виконаних з титанового сплаву, у разі удару по них м'якого тіла, слабо вивчене. На основі аналізу літературних джерел обґрунтовано актуальність теми та необхідність проведення досліджень, описаних у наступних розділах роботи.

У другому розділі описано метод дослідження механічних процесів при ударі м'якого тіла об перешкоду, що базується на переході від реальної будови деформованих тіл до їх ідеалізованого подання у вигляді суцільних середовищ, що заповнюють область простору, з об'ємом V_T і V_b відповідно. Така ідеалізація дозволяє використовувати при розробленні математичної моделі апарат диференціального та інтегрального числення неперервних функцій. Рух і стан деформованих середовищ описано з єдиних позицій при використанні підходу

Лагранжа. Як незалежні змінні вибрані матеріальні координати X і час t . У ході розв'язання нас цікавить закон руху матеріальних точок $x = x(X, t)$, які у початковий момент часу займають положення X у нерухомій декартовій системі координат.

Рівняння, що описують рух і термомеханічний стан суцільних середовищ і виражають фундаментальні закони: рівняння нерозривності (1), рівняння зміни кількості руху (2) та рівняння балансу енергії (3), записані в актуальній конфігурації, а їх диференціювання та інтегрування виконується за ейлеревими координатами. Система рівнянь доповнена кінематичними (4) та геометричними співвідношеннями (5), (6).

Рух суцільних середовищ описано такими функціями: u – вектор переміщення; v – вектор швидкості; ε – тензор деформацій; $\dot{\varepsilon}$ – тензор швидкостей деформацій. Параметрами, що визначають внутрішній стан середовищ, є такі: ρ – щільність; p – тиск; q – об'ємна в'язкість; e – питома внутрішня енергія; S_{ij} – компоненти діватора напружень, S_{ij}^{∇} – похідна Яуманна від діватора напружень.

Особливості поведінки розглянутих деформованих середовищ, які виявляються у вигляді опору деформації, описуються фізичними співвідношеннями (7а) – (10). У даних співвідношеннях використано такі параметри: δ_{ij} – символ Кронекера; $V = J = \det(F)$ – відносний об'єм; G – модуль зсуву; K – модуль об'ємного стиснення; $\dot{\lambda}$ – скалярний параметр; μ – коефіцієнт конденсації. Для отримання єдиного розв'язку система рівнянь доповнена граничними (11), (12), контактними (13), (14) та початковими умовами (15).

$$\rho V = \rho_0, X \in V_T \cup V_b; \quad (1)$$

$$\rho \frac{dv}{dt} = \operatorname{div} \sigma, X \in V_T \cup V_b; \quad (2)$$

$$\rho \frac{de}{dt} = V S_{ij} \dot{\varepsilon}_{ij} - (p + q) \dot{V}, X \in V_T \cup V_b; \quad (3)$$

$$\frac{du}{dt} = v, X \in V_T \cup V_b; \quad (4)$$

$$\varepsilon_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_k}{\partial x_i} \frac{\partial u_k}{\partial x_j} \right); \quad (5)$$

$$\dot{\varepsilon}_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right). \quad (6)$$

Тензор напружень Коші для перешкоди і м'якого тіла:

$$\sigma_{ij} = -p\delta_{ij} + s_{ij}; \quad (7a)$$

$$\sigma_{ij} = -p\delta_{ij}. \quad (7b)$$

У разі пружно-пластичної поведінки матеріалу перешкоди компоненти тензора напружень визначаються такими співвідношеннями:

$$p = K\left(\frac{1}{V} - 1\right); \quad (8a)$$

$$s_{ij}^{\nabla} + 2G\dot{\lambda}s_{ij} = 2G(\dot{\varepsilon}_{ij} - \dot{\varepsilon}_{kk}g_{ij}). \quad (9a)$$

У разі пружної поведінки матеріалу перешкоди рівняння (8a) і (9a) набувають вигляд:

$$p = -K \ln V; \quad (8b)$$

$$s_{ij}^{\nabla} = 2G(\dot{\varepsilon}_{ij} - \dot{\varepsilon}_{kk}g_{ij}) \text{ при } \dot{\lambda} = 0. \quad (9b)$$

Рівняння стану для м'якого тіла [2]:

$$p = C_0 + C_1\mu + C_2\mu^2 + C_3\mu^3; \quad (10)$$

$$u = u(x_{\Gamma}^i, t) = 0, X \in \Gamma_1; \quad (11)$$

$$\sigma_{ij} \cdot n_i = 0, X \in \Gamma_2 \cup \Gamma_3; \quad (12)$$

$$(\sigma_{ij}^+ - \sigma_{ij}^-) \cdot n_i = 0 \text{ при } x^+ = x^-, X \in \Gamma_4; \quad (13)$$

$$(v^+ - v^-) \cdot n_i = 0 \text{ при } x^+ = x^-, X \in \Gamma_4; \quad (14)$$

$$x(X, 0) = X, \frac{dx}{dt}(X, 0) = v_0, \rho(X, 0) = \rho_0. \quad (15)$$

У рівняннях (11) – (15) Γ_1 – границя перешкоди, на якій задані кінематичні граничні умови; Γ_2 і Γ_3 – вільні границі перешкоди і м'якого тіла, на яких задані силові граничні умови у разі відсутності попередніх напружень; Γ_4 – спільна границя розділу двох середовищ, на якій задаються контактні умови; n – вектор спільної нормалі до поверхонь розділу середовищ.

Таким чином, сформульовано систему визначальних рівнянь математичної моделі для розв'язування тривимірною, нестационарною і суттєво нелінійною задачі. Такі рівняння не мають рішень у простих функціях і розв'язують наближено з використанням чисельних методів.

Для побудови чисельної моделі контактної взаємодії м'якого тіла з лопаткою авіаційного двигуна запишемо систему диференціальних рівнянь у векторному вигляді. Система рівнянь для області $V_b(t)$ у вигляді:

$$\frac{\partial U}{\partial t} = F(U, \nabla U), \text{ де } U = (\rho, \vec{v}, e, \vec{u})^T, \text{ а } F(U, \nabla U) - \text{відповідний вектор}$$
 правих частин.

Наближений розв'язок шукаємо у вигляді:

$$U_a(x, t) = \sum_{j=1}^{M_1} \tilde{U}_j(t) \cdot RBF_j(x, h), \text{ де } RBF_j(x, h) - \text{радіально-базисні функції.}$$

Для коефіцієнтів $\tilde{U}_j(t)$ отримаємо задачу (16),

$$\begin{cases} \frac{d\tilde{U}_j(t)}{dt} = (F(U_a, \nabla U_a), RBF_j(x, h)), j = 1, 2, \dots, M_1 - N_g/2 \\ \tilde{U}_j(0) = \tilde{U}_{j0} \end{cases} \quad (16)$$

яку розв'язуємо із використанням явної схеми центральних різниць на рознесених сітках і визначаємо нове положення $V_b(t^{n+1})$ та нові центри для $RBF_j(x^{n+1}, h)$, $x^{n+1} = x^n + v^{n+1/2} \Delta t^{n+1/2}$.

Для забезпечення стійкості явної різницевої схеми зі змінним кроком за часом повинна виконуватися умова:

$$\Delta t_i^2 \leq \frac{4\delta_i}{\omega_{\max i}^2},$$

де $\omega_{\max}$ – вища власна частота системи, параметр $0 \leq \delta_i = \frac{\Delta t_i}{\Delta t_{i-1}} \leq 1$.

Для області $V_T(t)$ запишемо систему рівнянь у векторній формі:

$$\frac{\partial W}{\partial t} = \Phi(W, \nabla W, \nabla \nabla W), \text{ де } W = (\rho, \vec{v}, e, \vec{u}, s_{11}, s_{12}, s_{13}, s_{22}, s_{23}, s_{33}).$$

Наближений розв'язок знаходимо методом скінченних елементів:

$$W_a(x, t) = \sum_{j=1}^{M_2} \tilde{W}_j(t) \cdot K\mathfrak{E}_j(x).$$

Для коефіцієнтів $\tilde{W}_j(t)$ отримуємо задачу (17):

$$\begin{cases} \frac{d\tilde{W}_j(t)}{dt} = (\Phi(W_a, \nabla W_a, \nabla \nabla W_a), K \mathcal{E}_j(x)), j = 1, 2, \dots, M_2 - N_g/2 \\ \tilde{W}_j(0) = \tilde{W}_{j0} \end{cases} \quad (17)$$

Вираз $(f_1(x, t), f_2(x, t)) = \iiint_{\Omega} f_1(x, t) \cdot f_2(x, t) d\Omega$ обчислюється по відповідній області $\Omega = (V_b(t) \text{ або } V_T(t))$ квадратурами Гауса. Система (16), (17) доповнюється N_g додатковими (граничними та контактними) умовами, які пов'язують коефіцієнти $\tilde{U}_j(t)$ та $\tilde{W}_j(t)$.

У третьому розділі наведено результати чисельного дослідження взаємодії м'якого тіла з жорсткою перешкодою. Розроблено та верифіковано моделі м'якого тіла [3], розв'язано такі задачі: 1) досліджено вплив форми м'якого тіла; 2) вибрано метод дискретизації м'якого тіла; 3) досліджено вплив кроку дискретизації м'якого тіла; 4) досліджено вплив щільності м'якого тіла на зміну тиску; 5) досліджено вплив маси м'якого тіла і швидкості зіткнення на силу удару.

Модель м'якого тіла являє собою циліндричний об'єм із співвідношенням довжини до діаметру ($A = L / D$), яке дорівнює двом. Розглянуто дві моделі: модель 1 – циліндр із плоскими торцями (**Flat_Cyl**) (див. рис. 1, а) та модель 2 – циліндр із заокругленими торцями (**Ball_End_Cyl**) (див. рис. 1, б).

Розміри моделі м'якого тіла заданої маси (довжина L_c і радіус R) визначено з умови розміщення цієї маси, що має середньостатистичну щільність, всередині циліндричного об'єму. Щільність середовища ρ_0 моделі м'якого тіла визначено за результатами досліджень, проведених міжнародною організацією **International Bird Strike Research Group** (IBSRG) для 30 видів птахів, які найчастіше беруть участь у зіткненнях¹: $\rho_0 = -0,063 \lg(m) + 1.148$, де ρ_0 , г/см³, m , г.

$$\text{Для моделі 1 (Flat_Cyl): } R = \sqrt[3]{\frac{m}{2\pi\rho_0 A}}, L_c = 2AR;$$

$$\text{для моделі 2 (Ball_End_Cyl): } R = \sqrt[3]{\frac{m}{\pi\rho_0 \left[\frac{4}{3} + 2(A-1) \right]}}, L_c = 2R(A-1),$$

де m – маса тушки птаха, кг.

¹ Budgey, Richard. The development of a substitute artificial bird by the International Birdstrike Research Group for use in aircraft component testing [Text] / Richard Budgey // International Bird Strike Committee, Amsterdam, 17–21 April. 2000. – P. 543–550.

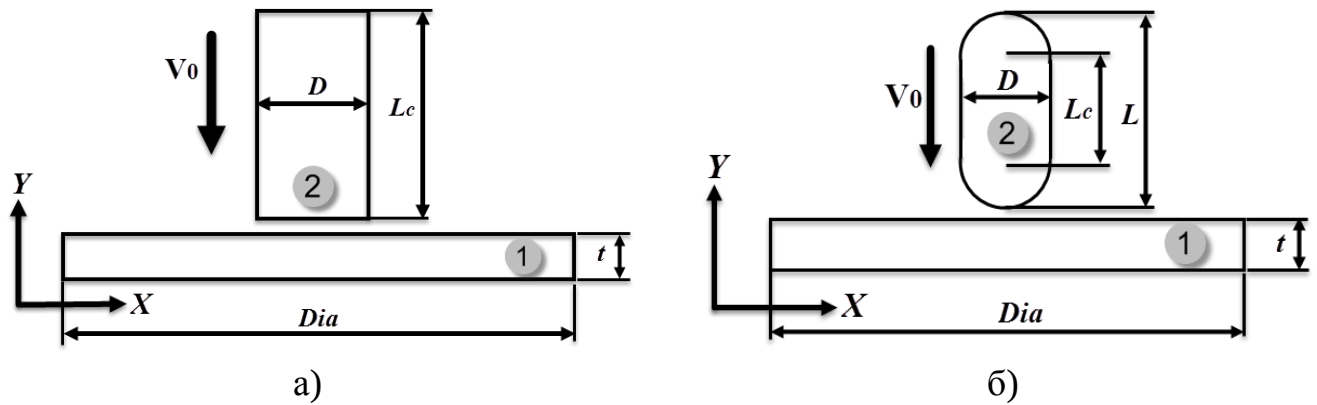


Рис. 1 Розрахункова схема

Проведено порівняння результатів чисельного моделювання з результатами високошвидкісної зйомки, виконаної у ході експерименту. Отримано задовільне якісне узгодження результатів моделювання з результатами натурного експерименту¹. Характер деформування моделі м'якого тіла відображає гідродинамічну природу поведінки моделі, що описується у рамках теорії гідроудару. Процес розтікання м'якого тіла по поверхні перешкоди являє собою потенційну безвихреву течію. Для усіх розглянутих моделей виконується умова симетрії у характері течії. На рис. 2 показано зміну імпульсу тиску залежно від швидкості співударяння. Імпульс тиску визначено як інтеграл за часом кривої розподілу тиску при ударі. На рис. 2 – 4 параметр R^2 – достовірність апроксимації.

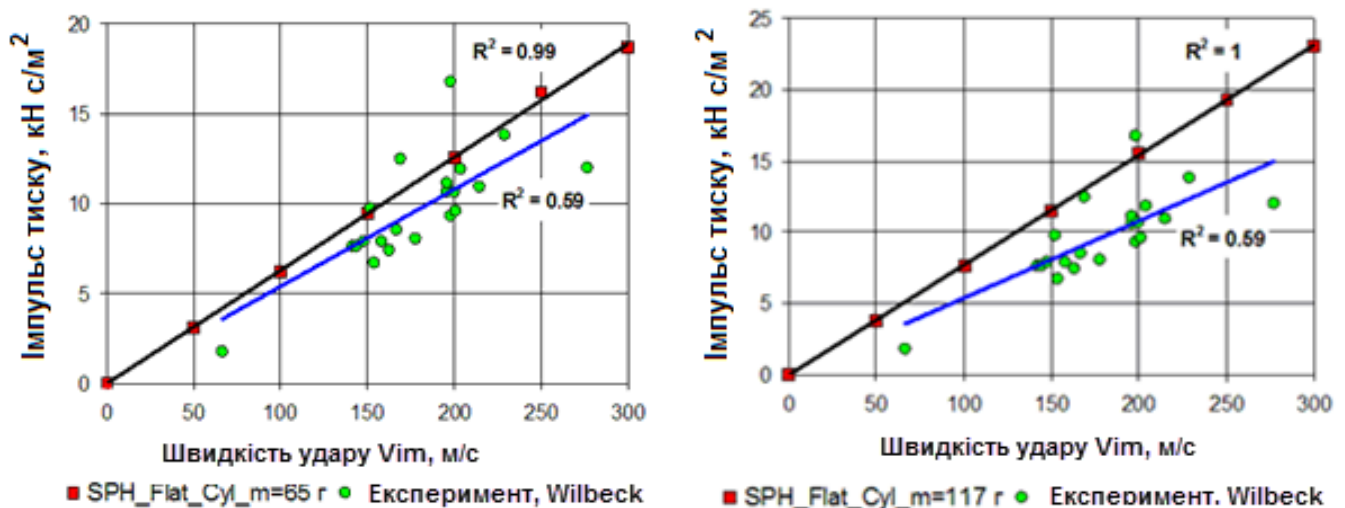


Рис. 2 Зміна імпульсу тиску м'якого тіла при ударі

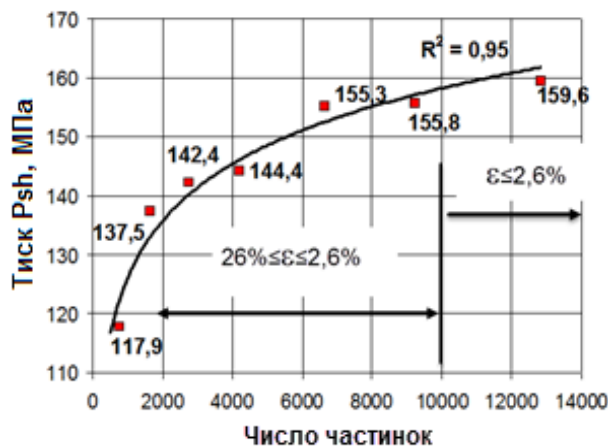
¹ Impact Behavior of Low Strength Projectiles [Text]: Technical report: / University of Dayton Research Institute; Wilbeck J. S. – July 1978. – 129 p. – AFML-TR-77-134. – ADA060423.

Досліджено вплив кроку дискретизації на точність отриманого розв'язку.

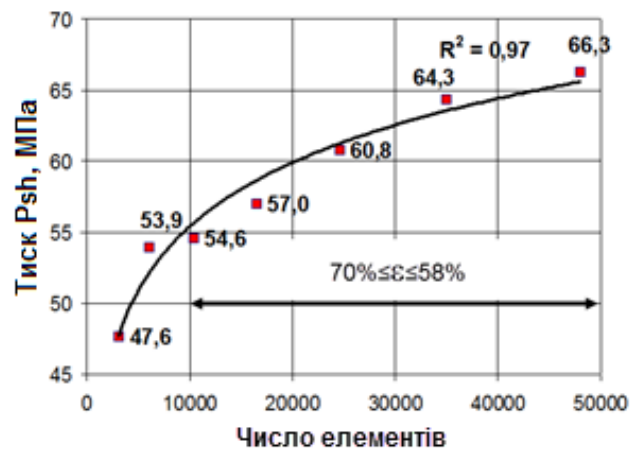
Вирішено тестову задачу про зіткнення м'якого тіла масою $m=1$ кг, що рухається під кутом 90° (фронтальний удар) до поверхні абсолютно жорсткої перешкоди зі швидкістю $V_0=100$ м/с.

Перешкоду моделюємо як товстостінну плиту циліндричної форми із співвідношенням діаметра до товщини, що дорівнює 10.

На рис. 3 і 4 показані результати дослідження впливу кроку і методу дискретизації на величину максимального тиску при ударі м'якого тіла по жорсткій перешкоді для моделей 1 і 2.

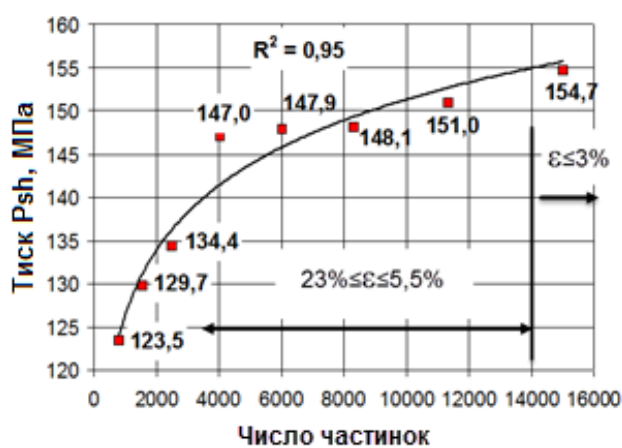


а) метод SPH

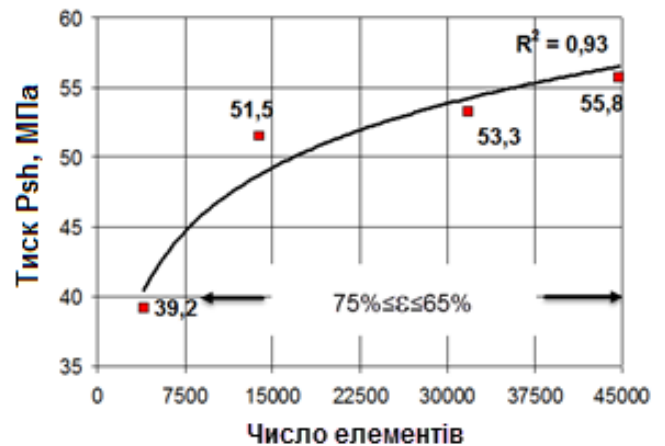


б) метод скінчених елементів

Рис. 3 Вплив кроку дискретизації на величину максимального тиску при зіткненні м'якого тіла з жорсткою перешкодою (модель 1)



а) метод SPH



б) метод скінчених елементів

Рис. 4 Вплив кроку дискретизації на величину максимального тиску при зіткненні м'якого тіла з жорсткою перешкодою (модель 2)

Виконано порівняння отриманого результату чисельного рішення з аналітичним розв'язком, отриманим у рамках теорії гідроудару для одновимірної моделі у припущенні стисливості середовища. Згідно з аналітичним розв'язком величина максимального тиску при ударі визначається таким чином: $P_{sh} = \rho_0 V_0 V_{sh}$, де $V_{sh} = c_0 + kV_0$ – швидкість поширення ударної хвилі стиснення у середовищі. Так, для щільності середовища $\rho_0 = 950 \text{ кг/м}^3$ і швидкості $V_0 = 100 \text{ м/с}$ величина максимального тиску дорівнює 159,9 МПа.

Аналізуючи отриманий результат, можна зробити такі висновки: недостатня (мала) кількість елементів (частинок) дає занижені значення максимальних тисків порівняно з теоретичним значенням, а саме, у разі застосування методу SPH, при числі частинок менш ніж 2000 похибка апроксимації становить 23... 26%. У той час як у разі застосування методу MCE при кількості елементів менш ніж 5000 похибка апроксимації становить 70... 75%. Збільшення кількості елементів (частинок), а отже, зменшення характерного розміру елемента (відстані між частинками), сприяє підвищенню точності чисельного рішення. Так, для методу SPH при числі частинок понад 10000 частинок похибка апроксимації становить 2,5... 5,5%. Слід зазначити, що для методу скінченних елементів згущення сітки (збільшення числа елементів аж до 48000) не приводить до суттєвого підвищення точності розв'язку. При цьому похибка апроксимації становить 58 ...65%, що у 2,5–3 рази нижче теоретичного значення.

Обґрунтовано можливість і ефективність застосування методу SPH для дискретизації м'якого тіла як методу, який забезпечує прийнятну точність апроксимації при істотно меншій кількості частинок у моделі. Розрахунковим шляхом встановлено, що форма м'якого тіла не впливає на одержуваний результат. З огляду на сказане вище, у подальших дослідженнях для дискретизації м'якого тіла вибрано безсітковий метод згладжених частинок.

Отримано і проаналізовано поля розподілу тиску, щільності й вертикальної складової вектора швидкості у м'якому тілі протягом перших 90 мкс [4]. На рис. 5 показано характер розподілу поля тисків у поздовжньому і поперечному перетинах м'якого тіла. Відзначено, що в процесі взаємодії м'якого тіла з перешкодою формується поле тисків з розвиненою хвильовою структурою (рис. 5). На початковому етапі область стиснення примикає до межі зони контакту. Тиск у цій області максимальний і продовжує рости у часі. У певний момент часу хвиля тиску відходить від межі зони контакту і взаємодіє з вільною поверхнею. При цьому утворюється хвиля розрядження, що розповсюджується від вільної поверхні до центру. Вільна поверхня починає деформуватися. У міру підходу хвилі розрядження до центру спостерігається спад тиску і після фази активного удару настає етап усталеної течії.

На рис. 6 показано результат дослідження впливу щільності м'якого тіла на величину максимального тиску. При проведенні чисельних досліджень щільність м'якого тіла варіюється у діапазоні від 530 до 1060 кг/м^3 , що відповідає діапазону змін значень пористості від 0,5 до 0 відповідно.

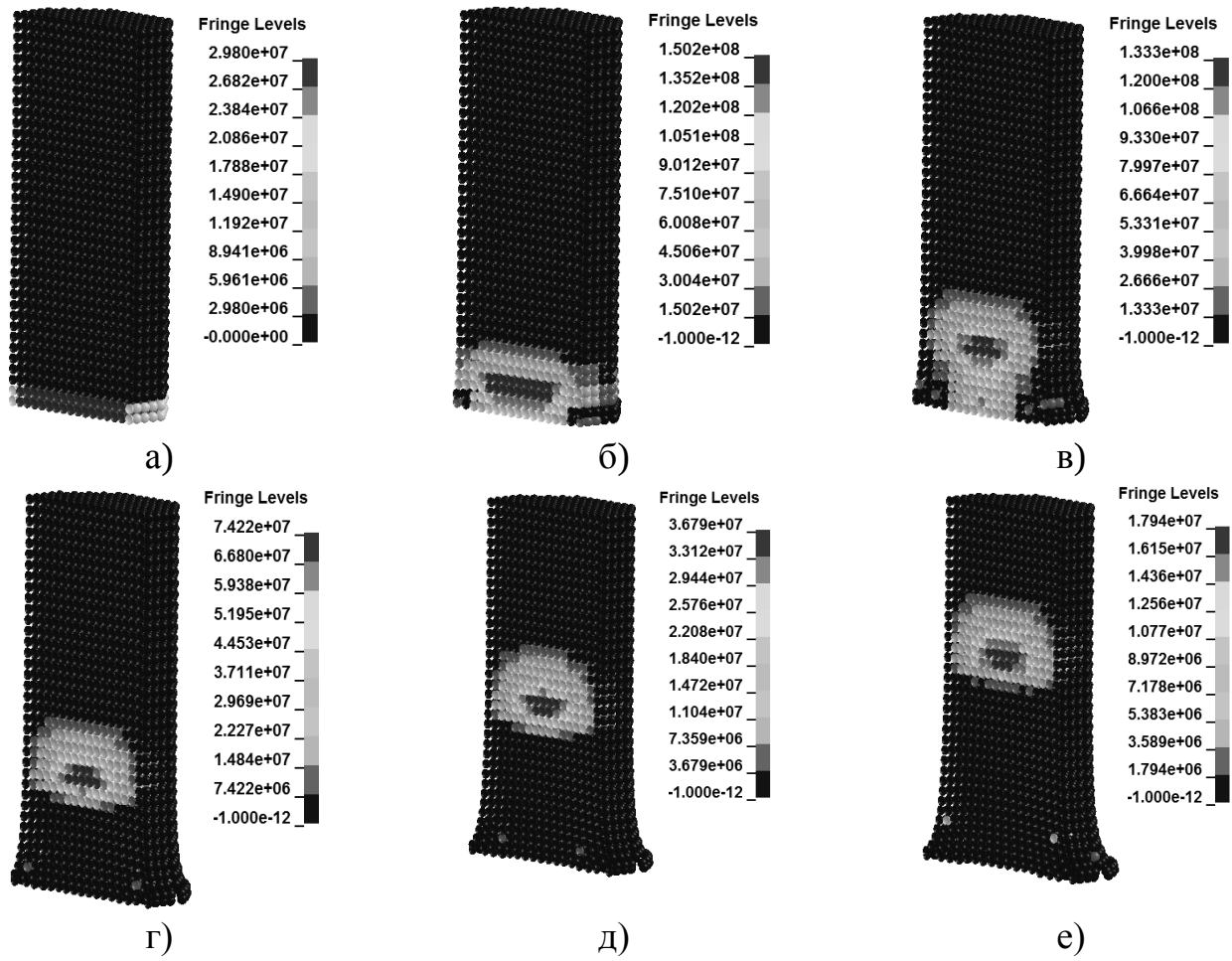


Рис. 5 Характер розподілу поля тисків у м'якому тілі,
(одиниці виміру тиску – Па):

а) $t=15$ мкс; б) $t=30$ мкс; в) $t=45$ мкс; г) $t=60$ мкс; д) $t=75$ мкс; е) $t=90$ мкс

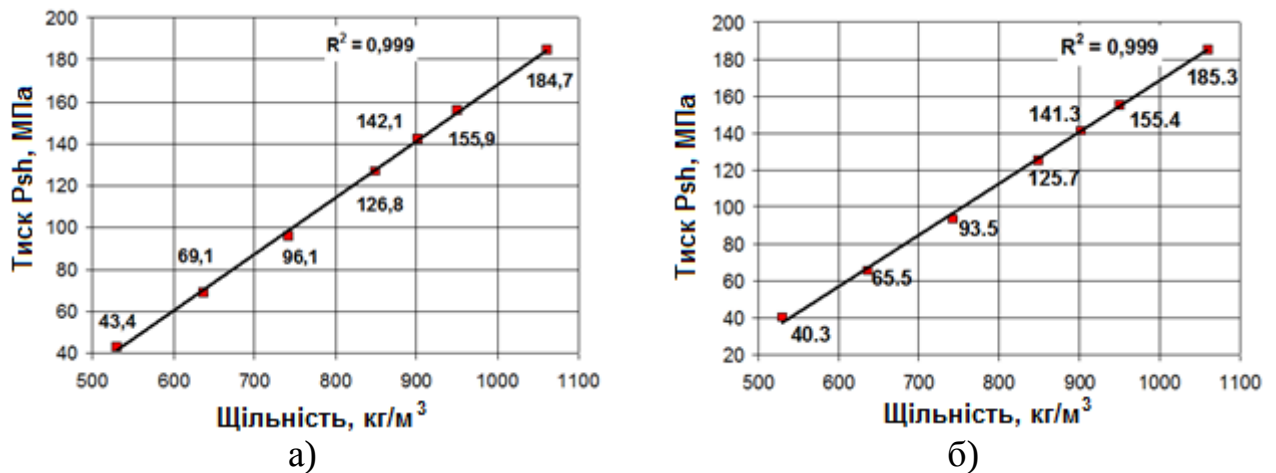


Рис. 6 Вплив щільності м'якого тіла на величину тиску Гюгоньо:

а) модель 1 – Flat_Cyl, метод SPH, $m=1$ кг, швидкість удару 100 м/с;
б) модель 2 – Ball_End_Cyl, метод SPH, $m=1$ кг, швидкість удару 100 м/с

Аналізуючи отриманий результат, відзначимо, що у досліджуваному діапазоні щільності м'якого тіла величина тиску при ударі змінюється за лінійним законом. При зменшенні щільності середовища, тобто зі збільшенням її пористості, величина максимального тиску зменшується. Це пояснюється тим, що в пористому середовищі зменшується швидкість розповсюдження збурень.

Досліджено вплив маси м'якого тіла і швидкості зіткнення на величину максимального зусилля удару (рис. 7, 8). Отримано аналітичні вирази, що дозволяють визначати зусилля удару залежно від маси м'якого тіла [7].

$$F_{im} = -78,8m^2 + 632,3m \text{ при } V_{im} = 100 \text{ м/с};$$

$$F_{im} = -169,2m^2 + 1467,3m \text{ при } V_{im} = 200 \text{ м/с};$$

$$F_{im} = -259,5m^2 + 2429,4m \text{ при } V_{im} = 300 \text{ м/с}.$$

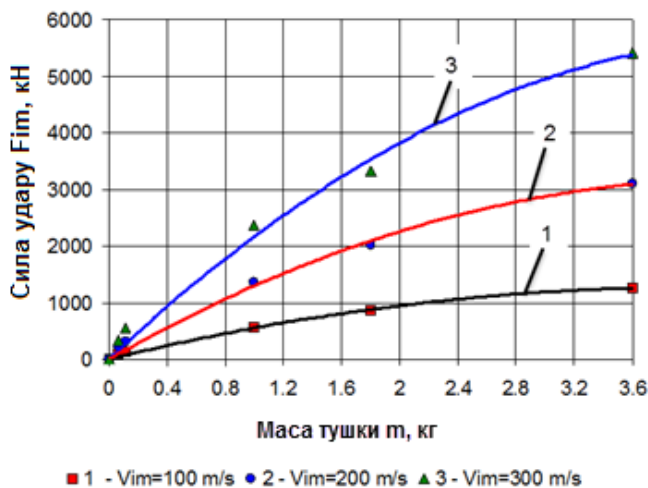


Рис. 7 Вплив маси м'якого тіла на величину зусилля при ударі

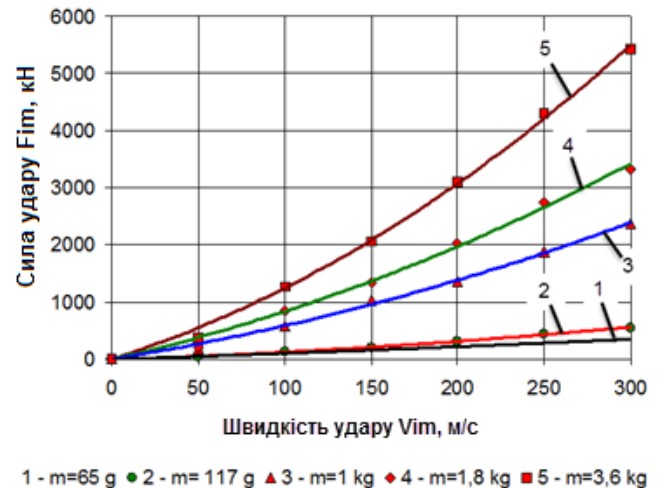


Рис. 8 Вплив швидкості зіткнення на величину сили удару

Відзначено, що залежність зусилля при ударі від маси м'якого тіла є квадратичною, а його величина зростає зі збільшенням маси птаха.

На основі результату, показаного на рис. 8 відзначено, що залежність максимального зусилля від швидкості зіткнення є квадратичною, а його величина зростає зі збільшенням швидкості.

У *четвертому розділі* наведено результати чисельного моделювання зіткнення м'якого тіла з деформованими перешкодами.

Розглянуто чисельне розв'язання задачі про удар м'якого тіла, що моделює тіло птаха заданої маси по сталевій плиті. Досліджено деформації сталевій плити-мішені, а також її реакцію на удар м'якого тіла при різних швидкостях і кутах зіткнення [6]. Виконано порівняння результатів чисельного моделювання з результатами, отриманими у ході натурного експерименту. Геометричні розміри і значення фізичних параметрів прийняті такими ж, як і у натурному експерименті. Загальний вигляд стенда-мішені показано на рис. 9. Форму м'якого тіла вибрано у

вигляді циліндра із заокругленими торцями з співвідношенням довжини до діаметра ($A = L / D$), яке дорівнює 2,2, та розмірами $L = 240$ мм, $D = 110$ мм відповідно. Матеріал плити для кріплення і плити-мішені – вуглецева сталь із такими характеристиками: щільність $\rho = 7800$ кг/м³; модуль пружності $E = 2,1 \times 10^5$ МПа; коефіцієнт Пуассона $\nu = 0,3$. Матеріал імітатора птаха, що застосовують в експерименті, – силікон, поведінка якого при ударі описано ізотермічною моделлю ідеальної рідини з такими числовими значеннями параметрів: щільність $\rho = 930$ кг/м³; модуль пружності $E = 1$ ГПа; коефіцієнт Пуассона $\nu = 0,3$; параметри рівняння стану $C_1 = 2045,1$ МПа; $C_2 = 6135,2$ МПа; $C_3 = 10225,3$ МПа. Маса м'якого тіла прийнята такою, що дорівнює 1,8 кг, швидкість зіткнення – 152,9 м/с; кут зіткнення $\alpha = 90^\circ$, що відповідає випадку фронтального удару. Тривалість процесу прийнята такою, що дорівнює 4 мс.

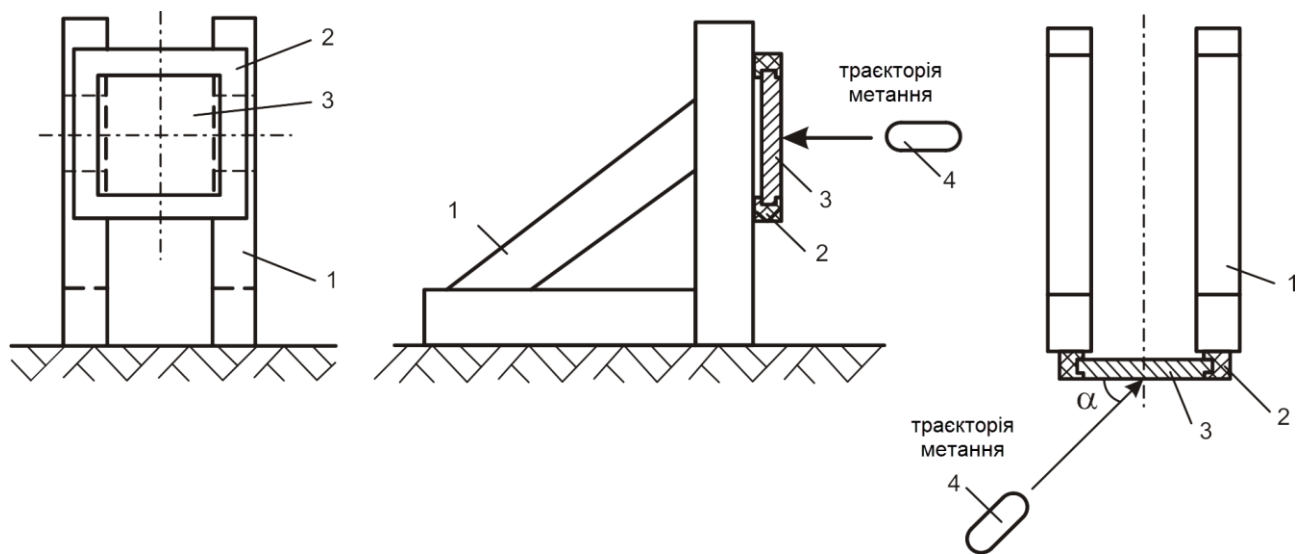


Рис. 9 Стенд-мішень

Визначено осьову деформацію плити-мішені у випадках фронтального ($\alpha=90^\circ$) і косого удару ($\alpha=25^\circ$) м'якого тіла (рис. 10). Деформацію розраховано в центральній точці, розташованій на тильній поверхні плити. Моделюється шарнірне кріплення плити до опорної конструкції і контакт між мішенню та плитою її кріплення. На лицьовій поверхні мішені виконано паз з розмірами 20×5 мм. У контактному алгоритмі враховано тертя, задане коефіцієнтами сухого тертя $f_s=0,6$ і в'язкого демпфірування $VDC=20\%$.

На рис. 10, а: 1 – експеримент¹, удар тушкою птаха $m=1,75$ кг, $V_{im}=152,5$ м/с; 2 – експеримент¹, удар імітатором $m=1,8$ кг, $V_{im}=152,9$ м/с; 3 – розрахунок, метод SPH, $m=1,8$ кг, $V_{im}=152,9$ м/с.

¹ Онгирский, Г. Г. Экспериментальное исследование птицестойкости элементов конструкции самолета [Текст] / Г. Г. Онгирский, А. Н. Шупиков, С. В. Угримов и др. // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – 2011. – Вып. 2. – С. 49–59.

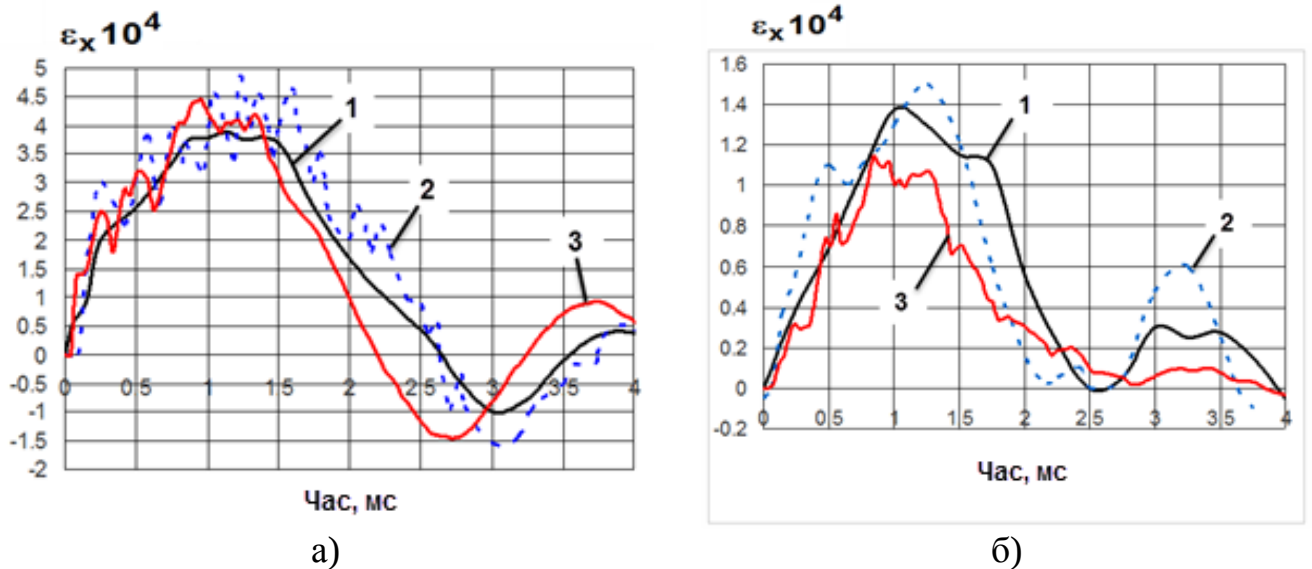


Рис. 10 Деформація плити-мішені:
а) фронтальний удар ($\alpha=90^\circ$); б) косий удар ($\alpha=25^\circ$)

На рис. 10, б: 1 – експеримент¹, удар тушкою птаха $m=1,74$ кг, $V_{im}=153$ м/с; 2 – експеримент¹, удар імітатором $m=1,805$ кг, $V_{im}=152,88$ м/с; 3 – розрахунок, метод SPH, $m=1,8$ кг, $V_{im}=152,9$ м/с.

Порівняння експериментальних і розрахункових імпульсів деформацій дозволяє зробити висновок про адекватність вибраних граничних і контактних умов. Форма розрахункового імпульсу деформацій і характер його коливань якісно і кількісно узгоджується з експериментальними даними.

Похибка визначення амплітуди деформацій у випадку фронтального удару становила 2,8%. Похибка визначення максимальної величини деформацій при косому ударі ($\alpha=25^\circ$) не перевищує 10%. Урахування тертя при контакті і завдання коефіцієнта в'язкого демпфірування сприяли згладжуванню осциляцій.

Досліджено характер розподілу деформацій в центрі плити-мішені при різних кутах зіткнення, а також реакцію плити для випадку косого удару. Дослідження проводили при таких кутах зіткнення: 25, 30, 35, 40, 45, 60 і 75° .

На рис. 11 показано зміну деформації плити-мішені залежно від швидкості зіткнення при куті зіткнення $\alpha=45^\circ$. Результати розрахунку апроксимували поліномом другого ступеня з використанням методу найменших квадратів.

¹ Онгирский, Г. Г. Экспериментальное исследование птицестойкости элементов конструкции самолета [Текст] / Г. Г. Онгирский, А. Н. Шупиков, С. В. Угримов и др. // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – 2011. – Вып. 2. – С. 49–59.

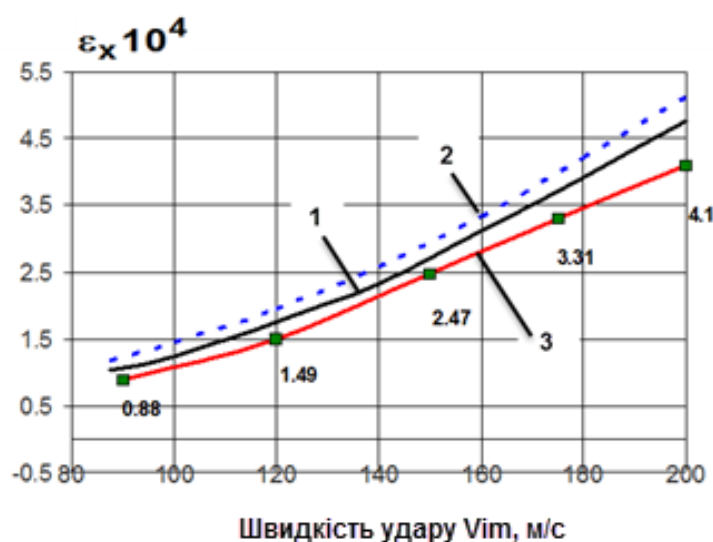


Рис. 11 Вплив швидкості зіткнення на зміну деформацій
плити-мішені при косому ударі ($\alpha=45^\circ$):

1 – експеримент¹ з використанням тушок птахів; 2 – експеримент¹ з використанням імітаторів; 3 – розрахунок, метод SPH

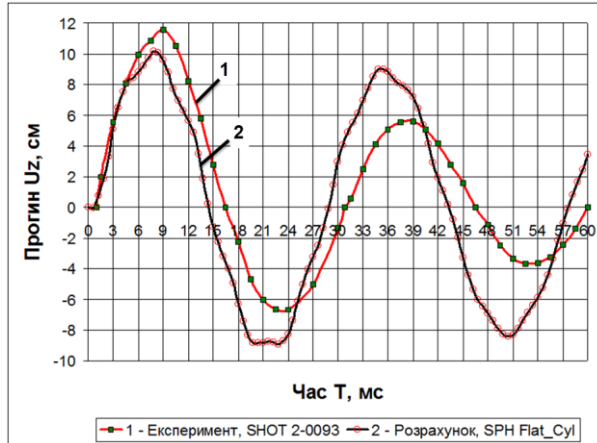
З рис. 11 видно, що залежність деформації плити-мішені від швидкості удару є квадратичною, а її максимальне значення збільшується зі збільшенням швидкості зіткнення. Слід зазначити гарне узгодження результату розрахунку з результатом натурного експерименту. Максимальна похибка визначення деформації не перевищує 12...14 %.

Досліджено вплив кута зіткнення на максимальну величину осьової деформації та зусилля удару. Відзначено, що зі збільшенням кута зіткнення значення деформації і сили удару зростають. Причому залежність деформації плити-мішені від кута зіткнення є лінійною, а залежність сили удару від кута зіткнення нелінійна.

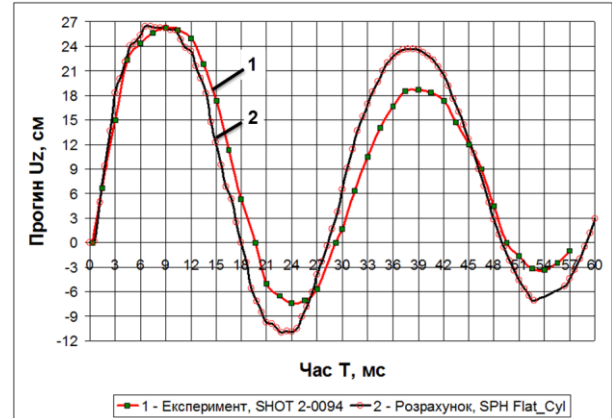
Визначено реакцію титанової пластини на удар м'якого тіла та проаналізовано вплив на реакцію таких параметрів, як маса м'якого тіла, швидкість і кут зіткнення, товщина і довжина пластини, а також положення точки удару [5, 8, 9]. Розміри м'якого тіла прийняті такими ж, як у натурному експерименті: діаметр $D = 38,1$ мм; довжина $L = 76,2$ мм. Ширина пластини прийнята такою, що дорівнює 88,9 мм. У чисельних експериментах розглянуті три групи пластин: 1. $L=311,15$ мм, $t=4,27$ мм; 2. $L=155,58$ мм, $t=4,27$ мм; 3. $L=311,15$ мм, $t=2,13$ мм. Маса м'якого тіла прийнята у діапазоні від 80,0 до 100,5 г. Швидкість зіткнення змінювалася у діапазоні від 59,1 до 445,7 м/с. Розглянуто випадки фронтального удару при $\alpha=90^\circ$ та косого удару при $\alpha=24,4$ і $36,4^\circ$.

¹ Онгирский, Г. Г. Экспериментальное исследование птицестойкости элементов конструкции самолета [Текст] / Г. Г. Онгирский, А. Н. Шупиков, С. В. Угримов и др. // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – 2011. – Вып. 2. – С. 49–59.

На рис. 12–14 показані графіки зміни динамічного прогину пластини у кінцевому перетині при фронтальному і косому ударі м'якого тіла для зразків пластин першої групи¹. На рис. 15 показані графіки зміни динамічного прогину пластини у кінцевому перетині при фронтальному ударі м'якого тіла для зразків пластин другої групи. На рис. 16 показані графіки зміни динамічного прогину пластини у кінцевому перетині при фронтальному ударі м'якого тіла для зразків пластин третьої групи.

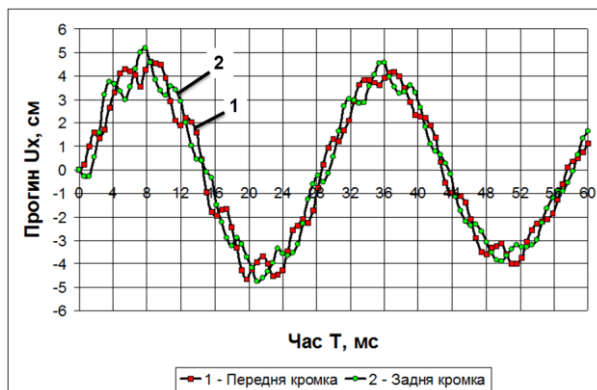


а)

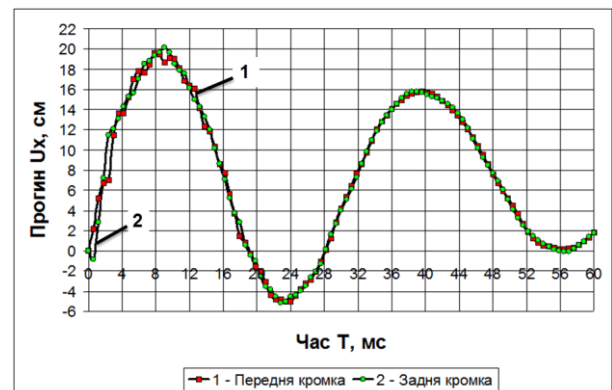


б)

Рис. 12 Графік зміни динамічного прогину пластини у кінцевому перетині при фронтальному ударі: а) $m = 99,2$ г, $V_{im} = 59,1$ м/с;
б) $m = 100,5$ г, $V_{im} = 177,4$ м/с



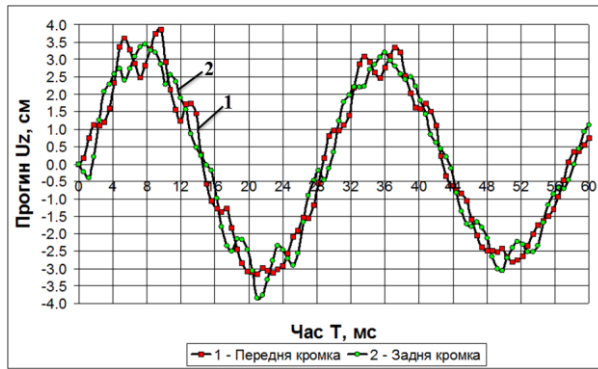
а)



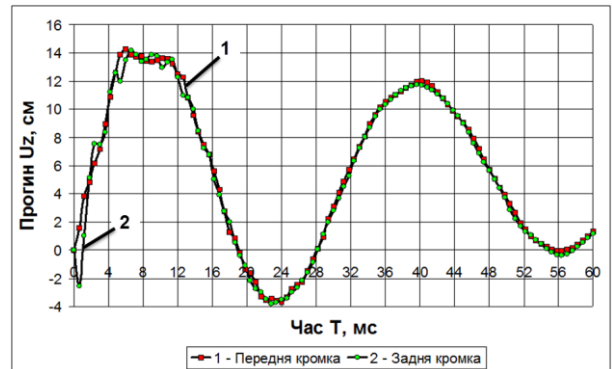
б)

Рис. 13 Графік зміни динамічного прогину пластини у кінцевому перетині при косому ударі $\alpha = 36,6^\circ$: а) $m = 80,0$ г, $V_{im} = 110,1$ м/с;
б) $m = 85,2$ г, $V_{im} = 445,7$ м/с

¹ Structural Element and Real Blade Impact Testing [Text]: Technical report: / University of Dayton Research Institute; Bertke, R. S. – January 1983. – 468 p. – AFWAL-TR-82-2121. – ADA127744.

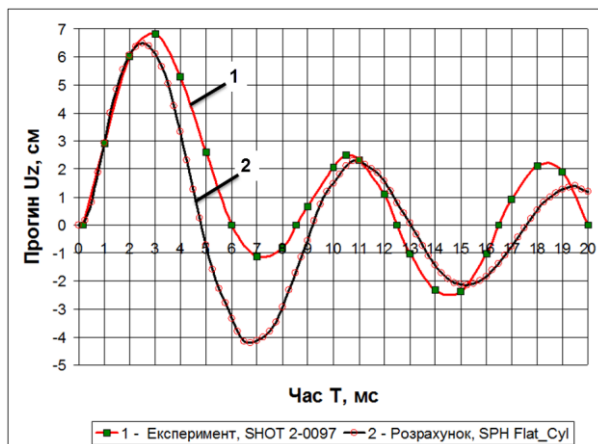


а)

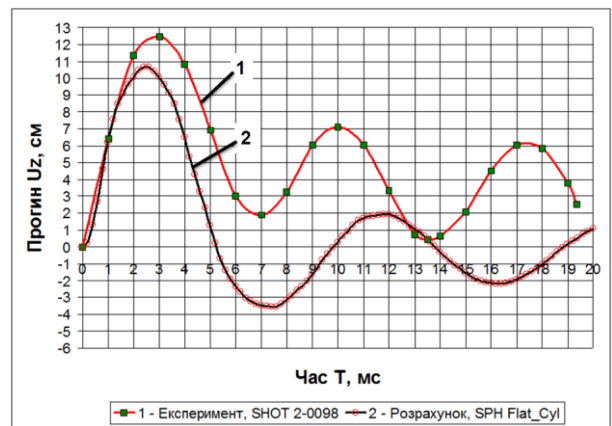


б)

Рис. 14 Графік зміни динамічного прогину пластини у кінцевому перетині при косому ударі $\alpha=36,6^\circ$: а) $m = 80,0$ г, $V_{im} = 110,1$ м/с; б) $m = 85,2$ г, $V_{im} = 445,7$ м/с

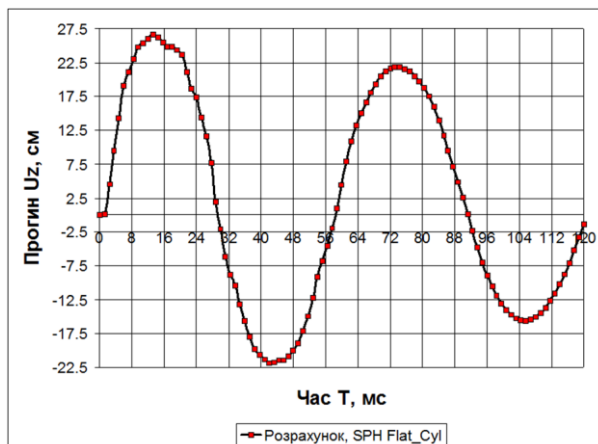


а)

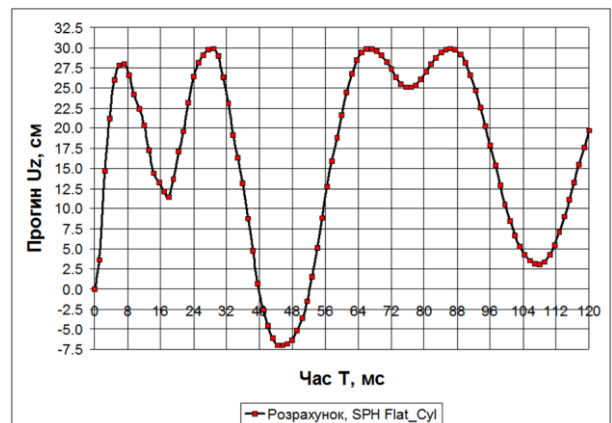


б)

Рис. 15 Графік зміни динамічного прогину пластини у кінцевому перетині при фронтальному ударі: а) $m = 95,9$ г, $V_{im} = 90,2$ м/с; б) $m = 96,4$ г, $V_{im} = 150,6$ м/с



а)



б)

Рис. 16 Графік зміни динамічного прогину пластини у кінцевому перетині при фронтальному ударі: а) $m = 85,3$ г, $V_{im} = 66,0$ м/с; б) $m = 83,5$ г, $V_{im} = 126,1$ м/с

Виявлено загальні закономірності у поведінці пластини після удару по ній м'якого тіла. Встановлено, що у випадку фронтального удару пластина робить нелінійні згасаючі згинальні коливання. При малих швидкостях удару коливання симетричні. Збільшення швидкості удару приводить до порушення симетрії коливань. Причиною несиметричності коливань є залишкові пластичні деформації, що виникають у кореневому перетині пластини. Отримані результати задовільно узгоджуються з результатами натурного експерименту. Максимальна похибка визначення прогину для зразків пластин першої групи становить 12%.

У випадку косого удару пластина робить нелінійні згинально-крутильні коливання. При малих швидкостях удару коливання симетричні. При великих швидкостях яскраво вираженою є несиметрія коливань, що, як і у разі фронтального удару, пов'язано з виникненням залишкових пластичних деформацій. Для коротких пластин ($L = 155,58$ мм) спостерігається збільшення частоти коливань і зростання швидкості загасання, що пояснюється збільшенням жорсткості пластини. При цьому амплітуди прогинів зменшилися у 1,42–2,48 рази порівняно з прогинами для довгих зразків ($L=311,15$ мм). Крім того, яскраво виражено несиметрію коливань навіть при малих швидкостях. Результат для коротких пластин виявився більш чутливим до впливу граничних умов і демпфірувальних властивостей пластини, чим пояснюється погане узгодження результатів розрахунку з результатами експерименту. Зменшення товщини поперечного перетину пластини у два рази призводить до зниження її жорсткості і – як наслідок цього – до зростання амплітуди прогинів навіть при малих швидкостях удару. При цьому пластина робить симетричні та слабо затухаючі згинальні коливання. Зі збільшенням швидкості удару коливання пластини стають несиметричними. При цьому спостерігається накладення на основну частоту коливань з більш високою частотою.

ВИСНОВКИ

У дисертаційній роботі на основі єдиного підходу вирішена актуальна науково-технічна задача, що полягає у розробці чисельної моделі контактної взаємодії м'якого тіла з модельною лопаткою авіаційного двигуна. Отримані результати є теоретичною і практичною основою досліджень, які проводять при розробці нових птахостійких елементів авіаційних конструкцій.

Основні наукові і практичні результати виконаних досліджень полягають у такому:

1. Проаналізовано випадки потрапляння птахів у авіаційний двигун, що дозволило класифікувати дані випадки по ряду ознак і визначити основні чинники, що впливають на пошкоджуваність лопаток.
2. Проведений аналіз існуючих методів і моделей дозволив сформулювати мету і завдання дисертаційного дослідження.
3. Отримано систему визначальних рівнянь математичної моделі, що описує рух і деформування м'якого тіла і лопатки у разі їх контактної взаємодії. Система рівнянь не має аналітичного рішення і розв'язується із залученням чисельних методів.

4. Вперше розроблено гібридну модель для чисельного аналізу реакції модельної лопатки з титанового сплаву на удар м'якого тіла, яка на відміну від існуючих моделей не потребує проведення натурного експерименту для визначення діючих на лопатку навантажень, що істотно спрощує, прискорює процес випробування лопаток двигуна на птахостійкість і знижує матеріальні витрати на їх проведення.

5. Для дискретизації м'якого тіла застосовано безсітковий метод згладжених частинок, модельну лопатку описано набором чотирьохвузлових оболонкових елементів з розрідженою схемою інтегрування і трьома точками інтегрування по товщині. Спільне використання сіткових і безсіткових методів дозволило розширити область моделювання та дослідження механічних процесів при ударі, а також усунути чисельну нестійкість рішення.

6. Удосконалено процес ідентифікації параметрів чисельної моделі шляхом мінімізації кількості вхідних параметрів моделі, що дозволяє вибирати їх значення з умови забезпечення необхідної точності розв'язку і мінімізації обчислювальних витрат.

7. Шляхом дослідження впливу кроку дискретизації м'якого тіла на точність одержуваного розв'язку доказано неефективність застосування методу скінченних елементів. Для безсіткового методу згладжених частинок отримано значення кількості частинок в моделі (не менше 10000), при яких похибка обчислення тисків не перевищує 3%.

8. Встановлено, що форма м'якого тіла несуттєво впливає на зміну максимального тиску. Залежність тиску від щільності у досліджуваному діапазоні є лінійною.

9. Отримано апроксимаційні залежності сили удару від маси і швидкості м'якого тіла. Встановлено, що залежність сили удару від маси м'якого тіла і швидкості зіткнення є квадратичною.

10. Досліджено реакцію модельної лопатки з титанового сплаву у разі удару по ній м'якого тіла при різних масах м'якого тіла, швидкостях і кутах зіткнення, а також товщині і довжині лопатки. Отримано новий результат, що полягає в тому, що зі зменшенням жорсткості лопатки і збільшенням швидкості удару лопатка робить нелінійні затухаючі коливання щодо нового положення рівноваги. Причиною несиметричності коливань є пластичні деформації, що виникають у кореневому перерізі лопатки.

11. Результати дисертаційної роботи використано на Державному підприємстві «АНТОНОВ» (м. Київ) при проектуванні силових елементів авіаційних конструкцій, які перебувають під впливом локалізованих ударних навантажень. Крім того результати роботи впроваджені в навчальний процес Національного аерокосмічного університету ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» і використовуються при проведенні наукового стажування студентів 5 і 6 курсів з метою підготовки до роботи в компанії «Прогресстех-Україна».

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Публікації у фахових виданнях України з технічних наук

1. Нарыжный, А. Г. Анализ факторов, связанных со случаями попадания птиц в авиационный двигатель [Текст] / А. Г. Нарыжный, В. Н. Павленко, С. П. Светличный // Авиационно-космическая техника и технология: научно-технический журнал. – 2011. – Вып. 6(83). С. 62–67.

Здобувач зібрав і проаналізував статистичні дані щодо випадків зіткнення літаків з птахами.

2. Нарыжный, А. Г. Особенности постановки задачи исследования механических процессов соударения птицы с лопаткой двигателя [Текст] / А. Г. Нарыжный, В. Н. Павленко, С. П. Светличный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. научн. тр. нац. аэрокосмического ун-та им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт». – Х.: ХАИ, 2012. – Вып. 57. – С. 67–77.

Здобувачем проведено огляд робіт присвячених питанням моделювання нестационарних явищ, які супроводжують процес зіткнення птаха з лопаткою авіаційного двигуна. Також здобувачу належить опис реологічних моделей, які використовують при моделюванні зіткнення птаха з лопаткою.

3. Ванин, В. А. Численное исследование взаимодействия тушки птицы с преградой на основе сеточного и бессеточного методов [Текст] / В. А. Ванин, С. П. Светличный // Вестник национального технического университета «ХПИ», Серия: Математическое моделирование в технике и технологиях. – Х.: НТУ «ХПИ», 2016. – №16 (1188). – С. 5–15.

Здобувач безпосередньо приймав участь у плануванні та проведенні обчислювального експерименту та обробці його результатів. Здобувачем створена чисельна модель взаємодії м'якого тіла з перешкодою.

4. Светличный, С. П. Исследование волновых процессов при ударе мягкого тела о жесткую преграду на основе метода сглаженных частиц [Текст] / С. П. Светличный // Вестник Харьковского национального университета имени В. Н. Каразина, Серия: Математическое моделирование. Информационные технологии. Автоматизированные системы управления. – Х., 2017. – Вып. 33. – С. 90–99.

5. Ванін, В.А. Чисельне дослідження птахостійкості лопаток авіаційного двигуна [Текст] / В. А. Ванін, С. П. Світличний // Математичне моделювання в економіці: міжнародний науковий журнал. – Київ, 2019. – № 1 (14), січень-березень 2019 р. – С. 48–62.

Здобувачу належить гібридна модель контактної взаємодії м'якого тіла з лопаткою авіаційного двигуна і результати чисельного дослідження, отримані за допомогою розробленої моделі.

Публікації у виданнях України, що входять до міжнародних наукометричних баз

6. Светличный, С. П. Анализ деформаций стальной плиты-мишени при ударе мягкого тела [Текст] / С. П. Светличный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. научн. тр. нац. аэрокосмического ун-та им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт». – Х.: ХАИ, 2017. – Вып. 77 – С. 73–80.

Видання входить до наукометричної бази Index Copernicus

Публікації, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації

7. Светличный, С. П. Влияние массы птицы и скорости соударения на величину максимального усилия удара [Текст] / С. П. Светличный // Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки: тези доповідей Міжнародної науково-технічної конференції 20 – 21 квітня 2017 р. – Харків, 2017. – С. 22–23. – очна.

8. Светличный, С. П. Определение прогибов пластины в случае удара мягкого тела [Текст] / С. П. Светличный // Методы дискретных особенностей в задачах математической физики: материалы межд. симпозиума, 26-28 июня 2017 г. – Х.: Харьк. Нац. ун-т имени В. Н. Каразина, 2017. – С. 191–194. – очна.

9. Светличный С. П. Численный анализ модели косоугольного удара мягкого тела по модельной лопатке АД [Текст] / С. П. Светличный, В. А. Ванин // Компьютерное моделирование в наукоемких технологиях: Труды межд. Науч.-практ. Конференции, 22–25 мая 2018 г. – Х.: Харьк. Нац. ун-т имени В.Н. Каразина, 2018. –С. 270 – 273. – очна.

Здобувачу належить планування і проведення обчислювального експерименту та аналіз результатів. Здобувачем розроблена чисельна модель косоугольного удара м'якого тіла по лопатці АД.

АНОТАЦІЯ

Світличний С. П. Моделі взаємодії м'якого тіла з перешкодою і результати їх дослідження. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 01.05.02 – Математичне моделювання та обчислювальні методи. – Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут»; Харківський національний університет імені В. Н. Каразіна Міністерства освіти і науки України, Харків, 2019.

У дисертаційній роботі вперше розроблено і науково обґрунтовано гібридну модель контактної взаємодії м'якого тіла з лопаткою авіадвигуна для комплексного дослідження впливу конструктивних параметрів лопаток на їх реакцію у разі удару по ним м'якого тіла різної маси, з різною швидкістю і під різними кутами. Виконано верифікацію моделі шляхом порівняння результатів чисельного моделювання з результатами натурних експериментів. Модель дозволяє визначити діючі на лопатку навантаження без проведення натурального експерименту, що істотно спрощує,

прискорює і знижує матеріальні витрати на випробування лопаток двигуна на птіцестойкість.

Подальшого розвитку набув метод моделювання контактної взаємодії м'якого тіла з лопаткою авіаційного двигуна, який відрізняється від існуючих застосуванням безсіткового методу згладжених частинок для дискретизації м'якого тіла, що дозволило усунути проблеми чисельної нестійкості рішення і розширило область моделювання та дослідження механічних процесів, які супроводжують удар.

Встановлено, що форма м'якого тіла несуттєво впливає на зміну максимального тиску. Отримано апроксимаційні залежності сили удару від маси і швидкості м'якого тіла. Встановлено, що залежність сили удару від маси м'якого тіла і швидкості зіткнення є квадратичною.

Досліджено деформації сталевієї плити-мішені при різних швидкостях і кутах зіткнення. Розрахункові форми імпульсу деформацій якісно і кількісно узгоджуються з експериментальними.

Використовуючи розроблену модель, вивчена реакція модельної титанової лопатки на удар по ній м'якого тіла. Отримано нові результати впливу маси м'якого тіла, швидкості і кута зіткнення, товщини і довжини лопатки, а також положення точки удару на величину динамічного прогину модельної лопатки. Встановлено, що зі зменшенням жорсткості лопатки і збільшенням швидкості удару лопатка робить нелінійні згасаючі коливання відносно нового положення рівноваги. Причиною несиметричності коливань є пластичні деформації, що виникають у кореновому перерізі лопатки.

Ключові слова: математичне моделювання, м'яке тіло, удар, безсітковий метод згладжених частинок, рівняння стану, пластичність, динамічний прогин.

АННОТАЦІЯ

Светличный С. П. Модели взаимодействия мягкого тела с преградой и результаты их исследования. – Квалификационная научная работа на правах рукописи.

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 01.05.02 – Математическое моделирование и численные методы. – Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт»; Харьковский национальный университет имени В. Н. Каразина Министерства образования и науки Украины, Харьков, 2019.

Диссертация посвящена решению задачи численного моделирования контактного взаимодействия птицы (мягкого тела) с лопаткой авиационного двигателя (преградой), испытывающей действие локальных ударных нагрузок.

Целью работы является сокращение времени и материальных затрат на проведение испытаний лопаток авиационных двигателей на птіцестойкість путем применения средств математического моделирования контактного взаимодействия мягкого тела с лопаткой.

Для достижения поставленной цели решены ряд задач: проанализированы случаи попадания птиц в авиационный двигатель, что позволило классифицировать данные случаи по ряду признаков и определить основные факторы, влияющие на повреждаемость лопаток. В результате анализа существующих моделей и методов установлено, что наиболее полно изучены вопросы моделирования столкновения металлических тел. Количество работ, посвященных исследованию взаимодействия мягкого тела с преградой значительно меньше и в них содержатся ряд противоречий. Главным образом эти противоречия касаются несогласованности значений максимального давления для разных форм мягкого тела, а также радиальной скорости растекания мягкого тела по преграде. Кроме того сильный разброс значений и нехватка экспериментальных данных затрудняют процесс верификации моделей.

Для решаемой задачи получена система определяющих уравнений математической модели, описывающая движение и деформирование мягкого тела и лопатки и учитывающая их контактное взаимодействие.

В диссертационной работе впервые разработана и научно обоснована гибридная модель контактного взаимодействия мягкого тела с лопаткой авиадвигателя для комплексного исследования влияния конструктивных параметров лопаток на их реакцию в случае удара по ним мягкого тела разной массы, с разной скоростью и под разными углами. Выполнена верификация модели путем сравнения результатов численного моделирования с результатами натурных экспериментов. Модель позволяет определять действующие на лопатку нагрузки без проведения натурного эксперимента, что существенно упрощает, ускоряет и уменьшает материальные затраты на проведение испытаний лопаток на птицестойкость.

Дальнейшее развитие получил метод моделирования контактного взаимодействия мягкого тела с лопаткой авиадвигателя, который отличается от существующих применением бессеточного метода сглаженных частиц для дискретизации мягкого тела, что позволило устранить проблемы численной неустойчивости решения и расширить область моделирования и исследования механических процессов, сопровождающих удар.

Установлено, что форма мягкого тела несущественно влияет на изменение максимального давления. Получены аппроксимационные зависимости силы удара от массы и скорости мягкого тела. Установлено, что зависимость силы удара от массы мягкого тела и скорости соударения является квадратичной.

Исследованы деформации стальной плиты-мишени при разных скоростях и углах соударения. Расчетные формы импульса деформаций качественно и количественно согласуются с экспериментальными.

Используя разработанную модель, изучена реакция модельной титановой лопатки на удар по ней мягкого тела. Получены новые результаты влияния массы мягкого тела, скорости соударения, угла соударения, толщины и длины лопатки, а также положения точки удара на величину динамического прогиба модельной лопатки. Установлено, что с уменьшением жесткости лопатки и увеличением скорости удара лопатка совершает нелинейные затухающие колебания относительно

нового положения равновесия. Причиной несимметричности колебаний являются пластические деформации, возникающие в корневом сечении лопатки.

Ключевые слова: математическое моделирование, мягкое тело, удар, бессеточный метод сглаженных частиц, уравнение состояния, пластичность, динамический прогиб.

ABSTRACT

Sergey P. Svetlichniy. Models of soft body interaction with a target and the results of their analysis. – Qualification scientific paper, manuscript.

Thesis for candidate degree in Technical Science: speciality 01.05.02 – mathematical modeling and computational methods. – National aerospace university named after N. E. Zhukovskiy “Kharkiv Aviation Institute”; V. N. Karazin Kharkiv National University, the Ministry of Education and Science of Ukraine, Kharkiv, 2019.

In the thesis, for the first time, there has been developed and scientifically proved a hybrid model of contact interaction between soft body and aircraft engine blade. The model is used for multipurpose analysis of the influence of the blade design parameters on their reaction in case of soft body impact of different mass, with different speeds and at different angles. The model was verified by comparing the results of numerical simulation with the test results. The model allows to determine the loads acting on the blade without carrying out a full-scale experiment, which significantly simplifies, speeds up and reduces the costs of testing the blades for bird resistance.

The simulation technique of soft body to engine blade interaction was further developed. The method differs from the existing ones by using smoothed particles method for discretization of the soft body, which allows to eliminate the problems of numerical instability and expand the scope of simulation and analysis of mechanical processes accompanying the impact.

Reveal that shape of soft body does not significantly effect on maximum pressure variation. The approximate relationships between impact force and mass of soft body and impact velocity are obtained. Reveal that the dependence of the impact force on the mass of the soft body and the impact velocity is quadratic.

Deformations of a steel plate-target at different velocities and angles of impact are analyzed. The calculated shapes of strain pulse are qualitatively and quantitatively conformed to experimental ones.

Using the proposed model, the response of the titanium blade on impact of soft body is analyzed. New results of influence of soft body mass, impact velocity, incident angle, thickness and length of the blade, and the impact position on the dynamic deflection of the model blade are obtained. Reveal that with a decrease in stiffness of the blade and an increase in the impact velocity, the blade performs nonlinear damped oscillations relative to the new equilibrium position. The cause of vibrations asymmetry is plastic deformations arising in the root section of the blade.

Keywords: mathematical modeling, soft body, impact, smoothed particle hydrodynamics method, equation of state, plasticity, dynamic deflection.

Підписано до друку 19.06.2019 р. Формат 60×84 1/16.

Папір офсетний. Гарнітура Times New Roman Сут.

Віддруковано на різнографі.

Ум. друк. арк. 1,40. Обл.-вид. арк. 1,33.

Зам. №205. Наклад 100 пр.

Віддруковано ФОП Лисенко І.Б.

61070, Харків – 70, вул. Чкалова, 17, моторний корпус, к. 147

**Свідоцтво про внесення суб'єкта видавничої справи реєстру видавців,
виготівників і розповсюджувачів видавничої продукції ДК №2607 від 11.09.06 р.**