

Національний аерокосмічний університет
ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут»
Міністерство освіти і науки України
Харківський національний університет імені В. Н. Каразіна
Міністерство освіти і науки України

Кваліфікаційна наукова
праця на правах рукопису

Світличний Сергій Петрович

УДК 519.6:539.3

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

01.05. 02 – Математичне моделювання та обчислювальні методи
Технічні науки

Подається на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук

Дисертація містить результати власних досліджень. Використання ідей,
результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело

С. П. Світличний

Науковий керівник:

Ванін Віктор Антонович

доктор технічних наук, професор

Харків – 2019

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 (Технічні науки). – Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут»; Харківський національний університет імені В. Н. Каразіна Міністерства освіти і науки України, Харків, 2019.

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 [4]. 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 [6,7].

Основною причиною для занепокоєння, пов'язаного з випадками попадання птахів у двигун, є можливість виникнення пошкоджень конструкції двигуна та можливість продовження польоту у разі виникнення пошкоджень. 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.

Враховуючи факт, що чисельність авіапарку збільшується з кожним роком, а двигуни вдосконалюються, стаючи малошумними, можна зробити висновок про те, що зіткнення літака з птахами є реальною загрозою, масштаби якої не можна недооцінювати.

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 інші. 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.

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 рішення; 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.

Наукова новизна отриманих результатів полягає у наступному:

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.

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.

У першому розділі проаналізовано випадки зіткнення літаків із птахами, класифіковано та систематизовано чинники, пов'язані з даними інцидентами. Встановлено закономірність між пошкодженням двигуна та можливим наслідком для польоту літака, а також кількістю і масою птахів, що потрапляють у двигун. Наведено класифікацію типових пошкоджень, які умовно поділено на дві групи: незначні та серйозні пошкодження. Проаналізовано пошкоджувальність на різних етапах польоту.

Проаналізовано сучасний стан проблеми математичного моделювання зіткнення м'якого тіла з перешкодою.

Огляд наукових праць 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 методику 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 зміні 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 збереження: рівняння нерозривності, рівняння зміни кількості руху та рівняння балансу енергії, записані

в актуальній конфігурації, а їх диференціювання та інтегрування виконується за ейлеровими координатами. Система рівнянь доповнена кінематичними та геометричними співвідношеннями. Особливості поведінки розглянутих деформованих середовищ, які виявляються у вигляді опору деформуванню, описуються фізичними співвідношеннями. Для отримання єдиного рішення система рівнянь доповнена граничними, контактними та початковими умовами.

Отримана система визначальних рівнянь математичної моделі для розв'язування тривимірною, нестационарною і суттєво нелінійною задачі. Такі рівняння не мають рішень у простих функціях і розв'язуються наближено з використанням чисельних методів. У роботі застосовано два методи дискретизації суцільних середовищ: сітковий метод (метод скінченних різниць для дискретизації за часом та метод скінченних елементів для дискретизації за просторовими змінними) та безсітковий метод – метод згладжених частинок (далі по тексту метод SPH).

У **третьому розділі** наведено результати чисельного дослідження взаємодії м'якого тіла з жорсткою перешкодою. Розроблено та верифіковано модель м'якого тіла. Модель м'якого тіла являє собою циліндричний об'єм із співвідношенням довжини до діаметра, яке дорівнює двом. Розглянуто дві моделі: модель 1 – циліндр з плоскими торцями (**Flat_Cyl**) і модель 2 – циліндр із заокругленими торцями (**Ball_End_Cyl**). Обґрунтовано можливість та ефективність застосування безсіткового методу згладжених частинок для дискретизації м'якого тіла. Встановлено, що форма м'якого тіла несуттєво впливає на зміну максимального тиску.

Отримано і проаналізовано поля розподілу тиску, щільності й вертикальної складової вектора швидкості у м'якому тілі протягом перших 90 мкс. Відзначено, що в процесі взаємодії м'якого тіла з перешкодою формується поле тисків з розвиненою хвильовою структурою.

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

У четвертому розділі досліджено деформації сталеві плити-мішені, а також її реакцію на удар м'якого тіла при різних швидкостях і кутах зіткнення. Виконано порівняння результатів чисельного моделювання з результатами, отриманими у ході натурного експерименту. Розрахункові форми імпульсу деформацій якісно та кількісно узгоджуються з експериментальними.

Вивчено коливальні процеси титанової лопатки у разі удару по ній м'якого тіла. Досліджено вплив маси м'якого тіла, швидкості та кута зіткнення, товщини і довжини пластини, 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 щодо нового положення рівноваги. Причиною несиметричності коливань є пластичні деформації, що виникають в кореновому перерізі лопатки.

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

ABSTRACT

Sergey P. Svetlichniy. Models of soft body impact on the 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 (Technical Science).– National aerospace university named after N. E. Zhukovskiy “Kharkiv Aviation Institute”; V. N. Karazin Kharkiv National University, Kharkiv, 2019.

Bird ingestion into the aircraft engines is a real threat to flight safety and is a cause of flight accidents, and in some cases, catastrophes with human casualties. According to statistics, bird strike as the cause of a flight accident is on the third place after the failure and the human factor [4]. Annual damage caused by bird strikes in the United States alone is estimated at \$ 400 million and up to \$ 1.2 billion for commercial aircraft in the world [6, 7].

The main reason for concern related to bird ingestion accidents is the possibility of engine structural damage and ability to continue the flight in case of damage. According to Federal Aviation Administration (FAA) 54% of damages are minor, mainly blade leading edge deformation or cusp, dents and tears of no more than three blades, 46 % of damages are sever damage.

Given the fact that the number of aircraft fleet increases every year, and the engines are improving, becoming low noise, we can conclude that the bird strike is a real threat, the scale of which can not be underestimated.

Bird strike resistance is estimated using computer simulation tools and experimentally. Carrying out full-scale tests is associated with the use of real birds or bird substitutes. It should be noted that the full-scale test as a method of bird strike resistance assessment has a number of shortcomings. First of all, it is low accuracy of the shock pulse reproduction and scatter of results. Also, it is a rather complicated fabrication process and special storage conditions of bird substitutes. In addition, the complexity of the test procedure, the complexity, and in some cases the inability to

measure the required parameters. Finally, if bird substitutes are used in testing, psychological and sanitary-hygienic problems.

In recent decades, there has been a rapid development of mathematical models and numerical methods for analysis of soft body impact on the target. Finite element method, finite difference method, smoothed particles hydrodynamics method and others are often used for simulation. The main feature of the modern stage of the development of mathematical modeling consists in the transition from the simplest models to the complex ones, which are versatile and provide adequate simulation of real processes and high accuracy. Therefore, the actual scientific and technical problem of modeling is the development of a numerical model of soft body-to-blade contact interaction, in order to implement it into the design practice of reliable and safely damaged blade structures that meet the modern requirements of aviation rules.

The goal of the dissertation is the reduction of the time and costs of the birdstrike resistance tests of aircraft engine blades using mathematical modeling tools for simulation of soft body-to-blade contact interaction.

To archive this goal a number of problems have to be solved: 1. to analyze the bird ingestion events and determine the main factors associated with them; 2. to analyze existing methods and models that are used to solve the problem of mathematical modeling of soft body-to-blade contact interaction; 3. to create a mathematical and numerical model of soft body-to-blade contact interaction; 4. to choose a discretization method for soft body and blade; 5. to analyze the effect of discretization step of soft body on solution accuracy; 6. to analyze the influence of soft body shape and density on pressure distribution during impact; 7. to analyze the influence of soft body mass, impact velocity and incident angle on the impact force; 8. to analyze the blade respond in case of soft body impact at different masses, impact velocities and incident angles.

The scientific novelty of the results obtained is as follows:

1. For the first time, a hybrid model for numerical analysis of a titanium alloy blade respond in the case of a soft body impact is developed. In contrast to existing models, the given model does not use the test result to determine the impact loads. That

is significantly simplify, accelerate the birdstrike resistance test of blades and reduce the costs of its carrying out.

2. Soft body-to-blade contact interaction simulation technique is further developed. The method differs from existing ones by application of SPH method for soft body discretization. This allows to eliminate numerical instability of solution and extend the scope of simulation and analysis of mechanical process during impact.

3. Identification technique of numerical model parameters is enhanced by reducing the number of input parameters. Practical recommendations for selection of input parameters based on required ratio between numerical efficiency and accuracy are given.

The practical significance of the work is creation of a numerical model 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 given model is recommended for use in cases where the possibility of conducting full scale tests is limited, their realization is economically impractical or impossible.

In the first section, bird strike accidents have been studied; classification and systematization of the factors related to these accidents have been done. The relationship between engine damage and possible effect on flight, as well as number and weight of the birds being ingested into the engine is revealed. Classification of typical damages is given, which are conditionally divided into two groups: minor and severe damages. Damage at different flight regime is analyzed.

The analysis of the current state of the problem of mathematical modeling of soft body impact on the target is carried out.

A review of the works showed that the problems of metal bodies' impact have been most thoroughly studied. The number of papers devoted to the analysis of the soft body impact on target is much smaller. The lack of experimental data makes it difficult to verify the numerical simulation results. In addition, numerical simulation of structures made of a titanium alloy in the case of a soft body impact is poorly understood. Based on the literature review, the relevance of the topic and the need for

carrying out the research described in the following sections of the work are demonstrated.

The second section describes the procedure of mechanical processes analysis in case of soft body impact on the target. According to the procedure actual deformed bodies replace with idealized structures in the form of continua that occupy a region of space with volumes V_T and V_b respectively. This idealization allows to use differentiation and integration of continuous functions for creation of mathematical model. The motion and deformation are described from a unified position using the Lagrangian formulation. Material coordinates X and time t are used as independent variables. While solving the problem we are interested in motion law of material points $x = x(X, t)$ which at initial time occupy the position X in a fixed Cartesian coordinate system. Equations describing the motion and thermomechanical state of continua and expressing the fundamental conservation laws: conservation of mass, conservation of momentum, energy conservation are written in the actual configuration, and their differentiation and integration is performed by Euler coordinates. The system of equations is supplemented by kinematic and geometric relationships. The behavior of the deformable media, manifested as a resistance to deformation, is described by physical relationships. To obtain a unique solution, the constitutive equations are supplemented by boundary, contact, and initial conditions. The resulting constitutive equations of a mathematical model are transient, three-dimensional and highly inhomogeneous. Such models do not have analytical solutions and are solved using numerical methods. Two methods of discretization of continua are used: the grid method (the finite differences method for time discretization and the finite element method for discretization with respect to spatial variables) and the mesh free method - smoothed particles hydrodynamics method (hereinafter the SPH method).

The results of numerical simulation of soft body impact on the rigid target are given **in the third section**. The soft body model is created and verified. The soft body model is a cylinder with a length-to-diameter ratio of two. Two models are presented: model 1 – flat cylinder (**Flat_Cyl**) and model 2 – ball ended cylinder (**Ball_End_Cyl**). The possibility and efficiency of application of the mesh free method of smoothed

particles hydrodynamics for the soft body discretization are demonstrated. Reveal that the shape of the soft body does not significantly affect the change in the maximum pressure. Distribution of pressure, density, and vertical component of the velocity in the soft body during the first 90 μs is obtained and analyzed. It is shown that, in case of soft body impact on the target, a pressure field with shock wave is developed. Approximation of impact force versus mass and velocity of soft body is given. Reveal that the dependence of the impact force on the mass of the soft body and impact velocity is quadratic.

Deformations of a steel target, as well as its response to the soft body impact at different velocities and impact angles are analyzed **in the forth section**. The results of numerical simulation are compared with the full-scale test results. The calculated shapes of strain pulse are qualitatively and quantitatively conformed to experimental ones.

Vibration of titanium blade in case of soft body impact is analyzed. The effect of soft body mass, impact velocity, angle of impact, plate thickness and length, as well as impact point position on dynamic deflection of blade is studied. 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.

СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА 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. науч. 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 косого удару м'якого тіла по лопатці АД.

ЗМІСТ

ВСТУП.....	4
РОЗДІЛ 1. ОГЛЯД І АНАЛІЗ ПРОБЛЕМИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ	
ПТАХОСТІЙКІСТІ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЇ АВІАЦІЙНИХ	
ДВИГУНІВ.....	10
1.1 Аналіз факторів пов'язаних з випадками попадання птахів	
у авіаційний двигун.....	10
1.2 Підходи до оцінки птахостійкості лопаток авіаційних двигунів.....	19
1.3 Огляд робіт по вивченню процесу зіткнення.....	22
Висновки до розділу 1.....	30
РОЗДІЛ 2. МЕХАНІКО-МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ВЗАЄМОДІЇ	
М'ЯКОГО ТІЛА З ПЕРЕШКОДОЮ.....	31
2.1 Фізична модель зіткнення м'якого тіла з перешкодою.....	33
2.2 Основні рівняння і визначальні співвідношення математичної	
моделі.....	37
2.2.1 Закон руху.....	37
2.2.2 Деформації.....	39
2.2.3 Постановка загальної початково-крайової задачі.....	41
2.2.4 Моделі суцільних середовищ.....	45
2.2.4.1 Абсолютно тверде тіло.....	45
2.2.4.2 Пружне ізотропне середовище.....	45
2.2.4.3 Пружно-пластичне середовище чутливе до швидкості	
деформування.....	46
2.3 Побудова дискретного аналогу суцільного середовища.....	48
2.3.1 Скінчено-елементна дискретизація.....	49
2.3.2 Безсітковий метод згладжених частинок.....	59
2.3.3 Апроксимація диференціальних рівнянь скінчено-різницеви	
співвідношеннями.....	62
Висновки до розділу 2.....	67

РОЗДІЛ 3. МОДЕЛЮВАННЯ ЗІТКНЕННЯ М'ЯКОГО ТІЛА

З ЖОРСТКОЮ ПЕРЕШКОДОЮ.....	68
3.1 Модель м'якого тіла.....	68
3.2 Метод дискретизації м'якого тіла.....	70
3.3 Вплив кроку дискретизації.....	70
3.4 Вплив щільності м'якого тіла.....	89
3.5 Вплив маси м'якого тіла.....	91
3.6 Вплив швидкості зіткнення.....	93
3.7 Порівняльний аналіз результатів чисельного експерименту з теорією і експериментом.....	95
Висновки до розділу 3.....	96

РОЗДІЛ 4. МОДЕЛЮВАННЯ ЗІТКНЕННЯ М'ЯКОГО ТІЛА

З ДЕФОРМОВАНОЮ ПЕРЕШКОДОЮ.....	98
4.1 Задача про ударну взаємодію м'якого тіла з пружно деформованою перешкодою.....	98
4.2 Задача про удар м'якого тіла по консольній пластині.....	111
Висновки до розділу 4.....	136
ВИСНОВКИ.....	137
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	139
ДОДАТОК А. СТАТИСТИЧНІ ДАННІ ЩОДО ВИПАДКІВ ПОПАДАННЯ ПТАХІВ У ДВИГУН.....	151
ДОДАТОК Б. АКТИ ВПРОВАДЖЕННЯ ТА ВИКОРИСТАННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ ДОСЛІДЖЕНЬ.....	164
ДОДАТОК В. СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ.....	166

ВСТУП

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 [4]. 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 [6,7].

Достроковий з'їм двигунів через попадання у них птаха порушує регулярність рейсів і призводить до додаткового завантаження заводу-виготовлювача та ремонтних підприємств позаплановим ремонтом двигунів, що у кінцевому підсумку виражається у витрачанні додаткових матеріальних засобів на усунення несправностей, що виникли у ході льотної події. За даними авіакомпаній заміна лопаток двигуна у наслідок попадання птаха оцінюється в 40 тис. доларів США, а витрати на заміну двигуна перевищують 5 млн. доларів США. Крім того, пошкодження лопаток двигуна знижує експлуатаційну надійність та безпеку польотів.

Основною причиною для занепокоєння, пов'язаного з випадками попадання птахів у двигун є можливість виникнення пошкоджень конструкції двигуна та можливість продовження польоту, у разі виникнення пошкоджень. Згідно з даними Європейського агентства авіаційної безпеки 44% випадків зіткнення літака із птахом становлять випадки потрапляння птахів у двигун, в результаті 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.

Враховуючи факт, що чисельність авіапарку збільшується з кожним роком, а двигуни вдосконалюються, стаючи малошумними, можна зробити висновок про

те, що зіткнення літака із птахами є реальною загрозою, масштаби якої не можна недооцінювати.

Традиційно проблема зіткнення літака із птахом розглядається як проблема, що має два способи вирішення:

- 1) орнітологічний напрямок забезпечення безпеки польотів;
- 2) інженерний напрямок забезпечення птахостійкості елементів конструкції літального апарату.

Суть першого напрямку полягає у розробці заходів щодо зниження ризику зіткнення літального апарату з птахом. У рамках другого напрямку можна виділити два методи оцінки птахостійкості: експериментальний і метод математичного моделювання.

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.

Альтернативою натурному експерименту є чисельний експеримент, проведення якого передбачає розробку і подальшу верифікацію розрахункової моделі. 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 ефективно застосування методів чисельного моделювання, а також спеціалізація і розвиток існуючих математичних моделей,

що описують процеси взаємодії м'якого тіла з перешкодою, має велике наукове та практичне значення.

Значний внесок у вивчення проблеми зіткнення птаха з жорсткою та деформованою перешкодою був зроблений американськими вченими Дж. Барбером, Дж. Вілбеком, Г. Тейлором, Р. Петерсоном, Д. Бауером і А. Чалліта. Зокрема, Дж. Вілбек розробив гідродинамічну модель птаха, їм досліджено особливості поведінки матеріалу птаха та її замінників при зіткненні з жорсткою перешкодою на швидкостях, при яких проявляється її гідродинамічна природа у поведінці і суттєво нелінійні кінцеві деформації. Результати, отримані Дж. Вілбеком, використовуються у даний час багатьма розрахувачами для верифікації результатів чисельного моделювання.

Г. Г. Онгірській, О. М. Шупіков і С. В. Угрімов експериментально дослідили локальну міцність силових елементів хвостового оперення та скління кабіни. Використовуючи теорію подібності, автори отримали аналітичний вираз для визначення критичної швидкості пробиття. Автори розробили імітатор для випробування авіаційних конструкцій на птахостійкість.

Чисельному моделюванню зіткнення м'якого тіла з жорсткою та деформованою перешкодою присвячені роботи Vasko, Storace, Anghileri, Castelletti, Frischbier, Kraus, Jain, Ramachandra, Martin, Blair, Chevrolet, Mao, Rajeev, Lavoie та інших зарубіжних дослідників. Розрахунки виконані у системах LS-DYNA, NOSAPM, MSC-DYTRAN, WHAM, ANSYS і EUROPLEXUS. Для опису руху використано підхід Лагранжа, Ейлера і спільний Лагранж-ейлеровий підхід. Для розв'язання задач автори застосовували сіткові і безсіткові методи.

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 вивчені. На основі аналізу літературних джерел обґрунтовано актуальність теми та необхідність проведення досліджень, описаних у наступних розділах роботи.

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 рішення;
- 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 і пластичності, гідродинаміки, метод скінченних елементів та скінченних різниць, метод згладжених частинок для розв'язання системи диференціальних рівнянь, які реалізовані у системі явного динамічного аналізу LS-DYNA.

Наукова новизна отриманих 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 отриманих 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] автором проведено планування і проведення обчислювального експерименту та аналіз результатів.

Апробація матеріалів 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.

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, з них основного тексту 118 сторінок, 89 рисунків по тексту, 5 таблиць по тексту, список з 110 найменувань використаних джерел на 12 сторінках, 3 додатки на 17 сторінках.

РОЗДІЛ 1

ОГЛЯД І АНАЛІЗ ПРОБЛЕМИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ПТАХОСТІЙКІСТІ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЇ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ

1.1 Аналіз факторів пов'язаних з випадками попадання птахів у авіаційний двигун

Проблема зіткнення літака із птахами є актуальною технічною задачею, яка вирішується на етапі розробки і введення у експлуатацію нових зразків авіаційної техніки у рамках концепції забезпечення надійності та безпеки польотів [1–9]. За статистикою, зіткнення із птахом як причина льотної події стоїть на третьому місці після відмов техніки і людського чинника [4]. Оцінку масштабів загрози, яку являють птахи для літака і двигуна, наведено в роботах [2, 6–8, 10].

Число зіткнень літака із птахом (ЗЛП) в світі зростає пропорційно щільності та інтенсивності польотів повітряних суден (ПС). Статистика зіткнень із птахами відображає інтенсивність польотів і зміни у культурі проектування авіатехніки. Важливо визначити і зрозуміти причину цього явища.

У ІКАО до 1990 року щорічно надходило близько 4–5 тисяч повідомлень про зіткнення із птахами. З 1955 по 1982 роки було відомо про 168 жертв ЗЛП [11].

У спільному звіті Міністерства сільського господарства та FAA США повідомляється, що у період 1990–2003 роки у одних тільки Сполучених Штатах Америки зареєстровано 52493 випадків зіткнень із щорічним зростанням 62%. З 1998 року в світі загинуло 219 осіб у наслідок зіткнень літака із птахом [6, 12].

Слід вказати на той факт, що в статистиці відображено тільки зареєстровані випадки. Аналіз показує, що число зареєстрованих випадків зіткнення становить близько 20% від загального числа зіткнень, що фактично відбуваються [6]. Формалізовані звіти складають тільки у випадках пошкоджень, коли їх необхідно фіксувати як інциденти. Повне число зіткнень, особливо незначних і з дрібними птахами залишається практично невідомим. Це означає, що реальний збиток набагато вище збитків, наведених у статистичних даних.

Аналіз чисельності авіапарку комерційних літаків США [13] вказує на тенденцію зменшення числа літаків, обладнаних трьома та чотирма двигунами і збільшення числа літаків з двома двигунами. Зменшення кількості двигунів призводить до зменшення надійності літака і збільшення ймовірності виникнення загрозливих для життя льотних пригод, викликаних зіткненнями із птахами.

Річний збиток, викликаний зіткненнями із птахами, тільки у США оцінюється у 400 млн. доларів США і до 1,2 млрд. доларів США для комерційних повітряних суден у світі [6, 7]. Вартість простоїв, пов'язаних з випадками зіткнення із птахами оцінюється для авіакомпаній мільйонами доларів [10].

Нижче наведено фактори, пов'язані з випадками попадання птахів у двигун і проаналізовано число випадків попадання птахів у турбовентиляторні двигуни з високим ступенем двоконтурності та коефіцієнт попадань. Коефіцієнт попадань – це число попадань, що припадає на певну кількість зльотів-посадок. До тих пір, поки не вказано інше тут і далі у якості базового числа зльотів-посадок прийнято значення 10000 злетів-посадок. Розглянуто 381 випадок попадання птахів у двигун, що відбулися у період з січня 1889 по вересень 1991 року, проаналізовано види та кількість птахів, що беруть участь у зіткненнях, а також несприятливі наслідки зіткнень. Розглянуті випадки попадання птахів у двигуни відбулися в 120 аеропортах, розташованих по всьому світу [14].

- **Тип літака**

Проаналізовано дані про розподіл числа випадків попадань птахів у двигун, кількість зльотів-посадок та коефіцієнт попадань для певних типів літаків (див. додаток А, табл. А.1, рис. А.1 і А.2). Представлені випадки умовно розділені за місцем їх походження на ті, що зареєстровані на території США і за її межами. Згідно з даними 34 випадки трапились на території США, 333 за її межами та 1 випадок, що стався за межами США, для якого не вдалося встановити тип літака.

Число випадків попадання птахів у двигун, які припадають на 10000 злетів-посадок, що реєструються в світі, становить 1,85.

• Географічний чинник

Проаналізовано 226 випадків (60% від загального числа випадків) попадання птахів у двигуни, для яких вдалося встановити аеропорт, в околицях якого відбулося зіткнення [14]. Аналізовані випадки розподілено за восьми регіонами (див. рис. 1.1 і додаток А, табл. А.2 – А.9).

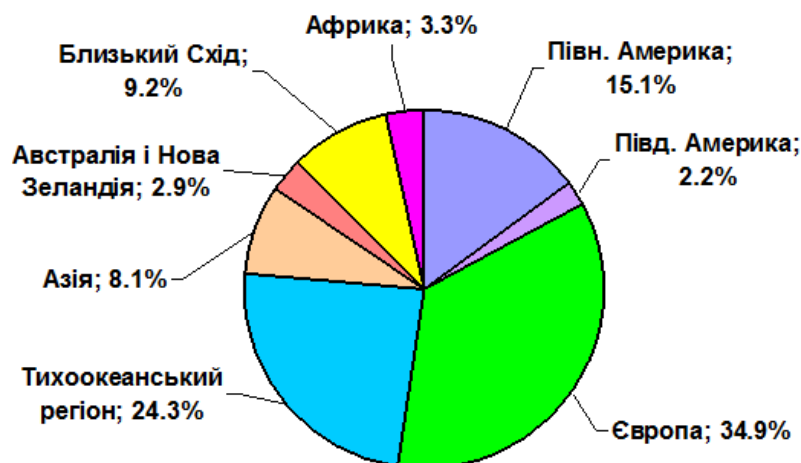


Рис. 1.1 Розподіл числа випадків попадання птахів у двигун за регіонами

У 13 аеропортах, два з яких розташовані на території США, зареєстровано 4 і більше випадків попадання птахів у двигун. В одному з аеропортів мало місце 10 випадків, а в двох інших 7 випадків.

• Чинник часу

Небезпека, яка походить від птахів, нерівномірна в часі і має значні сезонні відмінності, що пов'язано з плином різних процесів у річному циклі життєдіяльності пернатих. Розподіл зіткнень за часом та у просторі знаходиться у прямій залежності від інтенсивності польотів повітряних суден та птахів і внаслідок цього певним чином змінюється протягом року [15]. Загалом, аналізуючи ситуацію в світі [14], слід зазначити що, коефіцієнт попадань птахів у двигун досягає максимальних значень у період з червня по жовтень (1,83–3,12) і мінімальний у грудні та січні (0,71–1,14).

• Етап польоту

Згідно з даними Міжнародної організації цивільної авіації (ІКАО) 55,2% зіткнень сталися під час заходу на посадку та пробігу після посадки, 39,4% випадків – при зльоті або наборі висоти [16]. Статистичні дані АСТВ узгоджуються з даними ІКАО. 52% випадків зіткнення, зареєстрованих в Австралії у період 1991–2001 роки [16], відбулися під час заходу на посадку, 33% під час зльоту та набору висоти (рис. 1.2). Більшість випадків зіткнення (64,5%) відбуваються на висотах нижче 100 футів [17].

Згідно з даними ІКАО близько 51% випадків зіткнення відбуваються при швидкостях польоту від 52 до 77 м/с [16].

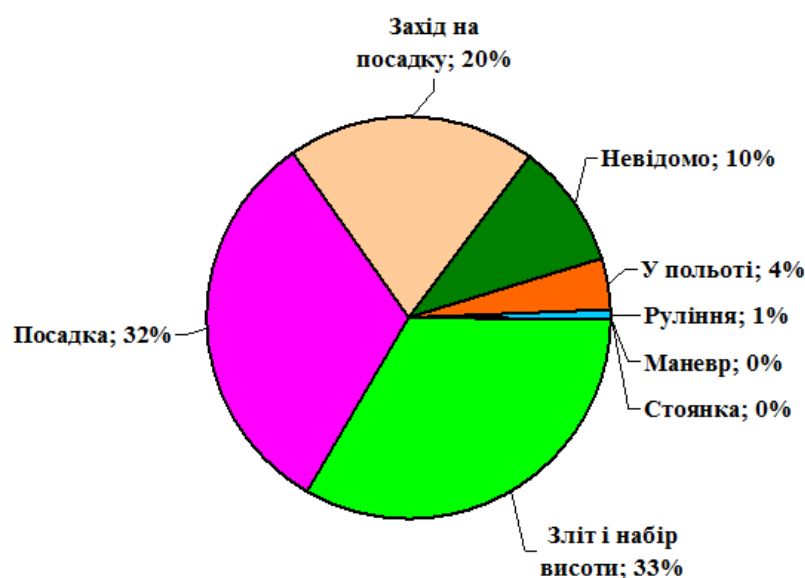


Рис. 1.2 Розподіл числа зіткнень із птахами залежно від етапу польоту для літаків цивільної авіації (період з 1991 по 2001 роки)

Небезпеку для ПС становлять окремі види птахів, які здійснюють перельоти на висотах до 3 тис. м, а також основна маса птахів, що здійснює свої польоти у діапазоні висот від 100 м до 500 м у районі аеродрому у секторах зльоту/посадки ПС. Був підрахований ризик зіткнень ПС із птахами залежно від висоти польоту [8]: до 100 м ризик складає 45,8%; 101–400 м – 28%; 401–1000 м – 12,7%; 1001–2000 м – 7,5%; 2001–5000 м – 5,2%; понад 5000 м – 0,8%.

Очевидно, що найбільш «птахоопасним» етапом польоту є знаходження ПС на висоті круга (400 м), при виконанні якого політ відбувається тривалий час на висотах можливого скупчення птахів.

- **Тип двигуна, число двигунів та їх розташування**

З точки зору проектування інтерес викликає аналіз впливу типу двигуна, числа двигунів та їх розташування на ймовірність зіткнення літака із птахами. У зв'язку з цим проаналізовано випадки потрапляння птахів у двигун, зареєстровані в Австралії у період з 2002 по 2011 роки. Згідно з даними, наведеними у звіті ASTB [17], більшість випадків зіткнення із птахами відбулися з літаками, оснащеними турбовінтеляторними двигунами (див. додаток А, рис. А.3). Кожен восьмий випадок попадання птаха у двигун стався з літаком, оснащеним турбовінтеляторними двигунами (див. додаток А, рис. А.4). 82% розглянутих випадків сталися з літаками комерційної авіації, з числом пасажирів більше 38 або максимальним комерційним навантаженням понад 4200 кг [17].

Крім того проаналізовано 367 (25% від загального числа зіткнень із птахами) випадків попадань птахів у двигуни літаків, що належать Об'єднаному Королівству Велика Британія, що відбулися по всьому світу у період з 1990 по 1994 роки [18]. Аналіз отриманих даних свідчить, що число випадків потрапляння птахів у двигун для літаків з двигунами, розташованими у хвостовій частині у 3–4 разів менше, ніж для літаків з двигунами, розміщеними на крилі.

- **Пошкоджуваність конструкції двигуна**

Основною причиною для занепокоєння, пов'язаного з випадками попадання птахів у двигун є можливість виникнення пошкоджень конструкції двигуна і можливість продовження польоту у разі виникнення пошкоджень.

Не приймаючи до уваги економічну сторону питання, ця несприятлива дія може сильно позначитися на безпеці польоту. Існує безліч прикладів [14], які підтверджують серйозність питання, що розглядається (див. додаток А, табл. А.10).

Згідно з даними Європейського агентства авіаційної безпеки [19] 44% випадків зіткнення літака із птахом становлять випадки потрапляння птахів у двигун, у наслідок яких зафіксовані ушкодження різного ступеня тяжкості (див. рис. 1.3 та

додаток А, рис. А.5–А.8). Інтерес представляють дані про пошкоджувальність у наслідок попадання птаха у двигун залежно від типу двигуна (див. рис. 1.4). Більше половини (53%) літаків, які отримали пошкодження двигунів у ході зіткнення із птахом, оснащені турбовентиляторними двигунами. 38% складають літаки з турбогвинтовими двигунами. Третина літаків з ТГД (4 із 12 випадків) становлять літаки Ан-12, для яких мало місце зіткнення зі зграєю птахів і як результат втрата потужності у декількох двигунах з трагічними наслідками.

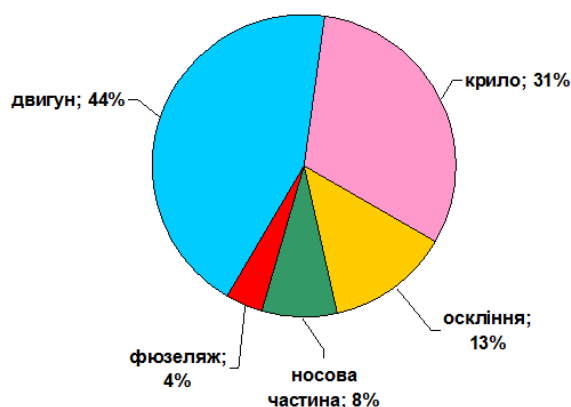


Рис. 1.3 Пошкоджувальність частин літака у наслідок зіткнень із птахами у період 1999–2008 роки

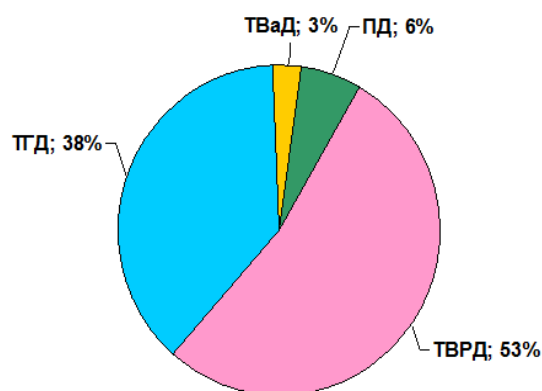


Рис. 1.4 Пошкоджувальність двигунів у наслідок попадання птахів залежно від типу двигуна (льотні події, що відбулися в світі у період 1999–2008 роки)

Згідно з даними ASTB у період з 2002 по 2006 роки зареєстровано 296 випадків попадання птахів у двигун [10]. Близько 26% (77 із 288) випадків попадання птахів в один двигун призводять до пошкоджень конструкції. Дані пошкодження важко класифікувати, проте зазвичай вони пов'язані з руйнуванням лопаток, що призводить до виникнення вібрацій і погіршення характеристик двигуна. Серед випадків потрапляння птахів у два двигуна пошкодження виникли у 4 із 8 випадків.

За даними Федерального управління цивільної авіації (США) у 185 (47%) із 397 випадків попадання птахів у двигун, зареєстрованих у період з 1989 по 1991

роки, зафіксовано ушкодження різного ступеня тяжкості, а у 211 (53%) випадках пошкодження відсутні [14]. Всі пошкодження, що виникли у наслідок попадання птахів у двигун, умовно розбиті на дві групи: незначні та серйозні пошкодження. В результаті даного розподілу, 54% пошкоджень становлять незначні пошкодження, здебільшого це деформація передньої кромки лопатки або викривлення, вм'ятини і пориви не більше трьох лопаток, а 46% пошкоджень – серйозні пошкодження.

Також проаналізовано пошкоджувальність на різних етапах польоту (див. додаток А, рис. А.9, А.10). Число пошкоджень у наслідок попадання птахів у двигун при зльоті та наборі висоти приблизно у два рази більше, ніж при заході на посадку. У 14% випадків попадання птахів у двигун екіпаж здійснив незаплановані дії (припинення зльоту, повернення в аеропорт відправлення і та ін.). У 3% (11 випадків) випадків сталася зупинка двигуна в польоті.

Певний інтерес викликає аналіз впливу кількості птахів на пошкоджувальність двигуна і у зв'язку з цим природно виникає питання про те, який з випадків більш небезпечний з точки зору виникнення можливих пошкоджень двигуна окремі зіткнення або попадання у двигун зграї птахів (див. додаток А, табл. А.11)

Інтерес викликають також випадки потрапляння птахів у кілька двигунів, оскільки вони є передумовою до виникнення льотних пригод, пов'язаних із руйнуванням чи значними ушкодженнями повітряного судна. Згідно з даними Федерального управління цивільної авіації (США) у період з 1989 по 1991 роки зареєстровано 16 випадків попадання птахів у два двигуна [14]. Серед розглянутих випадків, 4 випадки сталися на літаку В747, оснащеного чотирма двигунами, а решта – 12 випадків сталися на літаках з двома двигунами.

- **Кількість і маса птахів**

Маса птаха є одним з параметрів, що визначає енергію і силу удару, а, отже, пошкоджувальність конструкції у випадку зіткнення із птахом. В роботі [20] дана класифікація птахів за масою тіла (табл. 1.1). Іншим важливим параметром, що визначає ступінь пошкоджувальності, є розмір птаха.

Класифікація птахів за масою тіла

Категорія	1	2	3	4	5	6
Маса, г	менш 100	100-450	450-900	900-1900	1900-3600	понад 3600

Розрізняють такі категорії розмірів птахів: дуже дрібні з розміром тіла, що не перевищує 15 см, дрібні – від 15 до 25 см, середні – від 25 до 40 см, великі – від 40 до 80 см та дуже великі – понад 80 см.

Проаналізовано розподіл числа випадків потрапляння птахів у двигун залежно від кількості птахів у період з 1989 по 1991 роки (див. додаток А, табл. А.12). Всього розглянуто 342 із 397 випадків. У 19 випадках не вдалося визначити точну кількість птахів, що потрапили у двигун, у звіті вказувалося або мінімальне, або максимальне значення. 305 випадків становлять випадки окремого попадання птахів, у той час як 35 – випадки попадання у двигун зграї птахів. Зареєстровано шість випадків, у яких чотири або більше птахів потрапили у двигун. Чотири з цих випадків сталися за межами США, а два інші – у Лос-Анджелесі і пов'язані з попаданням зграї птахів у кілька двигунів літака В747 [14].

Проаналізовано 105 випадків зіткнення, що відбулися в світі у період з 1989 по 1991 роки, для яких вдалося встановити вид та масу птаха (див. додаток А, табл. А.13). 16 випадків зареєстровані на території США, а 87 випадків сталися за межами США [14]. У двох випадках не вдалося чітко встановити місце льотної події.

Проведено порівняльний аналіз розподілу випадків потрапляння птахів у двигун, що сталися на території США та за кордоном для двох періодів часу: 1981–1993 роки та 1989–1991 роки (див. додаток А, рис. А.11, А.12).

Серед випадків попадання птахів у двигун інтерес викликають випадки масових зіткнень. Проаналізовано частота розподілу випадків потрапляння птахів у двигун залежно від вагової категорії птахів (див. додаток А, рис. А.13).

Всього розглянуто 35 випадків зіткнення, у яких мало місце одна із подій: або зграя птахів потрапила у двигун (подія SEMB), або випадок окремого попадання птахів у кілька двигунів (подія MESB), або одночасно мало місце і те й

інше (подія MEMB). Згідно з отриманими даними у 29 із 35 розглянутих випадків мало місце попадання зграї птахів у двигун (подія SEMB). Причому у восьми випадках мало місце попадання зграї птахів у декілька двигунів (подія MEMB). 16 випадків пов'язані з попаданням птахів у декілька двигунів (подія MESB). Цікавим є факт, що для вагової категорії 0,68 кг не відзначено жодного випадку численного зіткнення. Найбільше число випадків (10) масового зіткнення відзначено для ваговій категорії 0,23 кг.

Грунтуючись на даних, наведених у звіті Європейського агентства авіаційної безпеки [19], проаналізовано вплив кількості та розміру птахів на пошкоджувальність конструкції двигуна (рис. 1.5). Слід зазначити, що вид птаха вдалося встановити лише у 60% випадків зіткнення. Найбільшу небезпеку являють собою зіткнення зі зграєю великих птахів (45%), за ними йдуть випадки зіткнення з великими птахами (окремі особі) (31%).

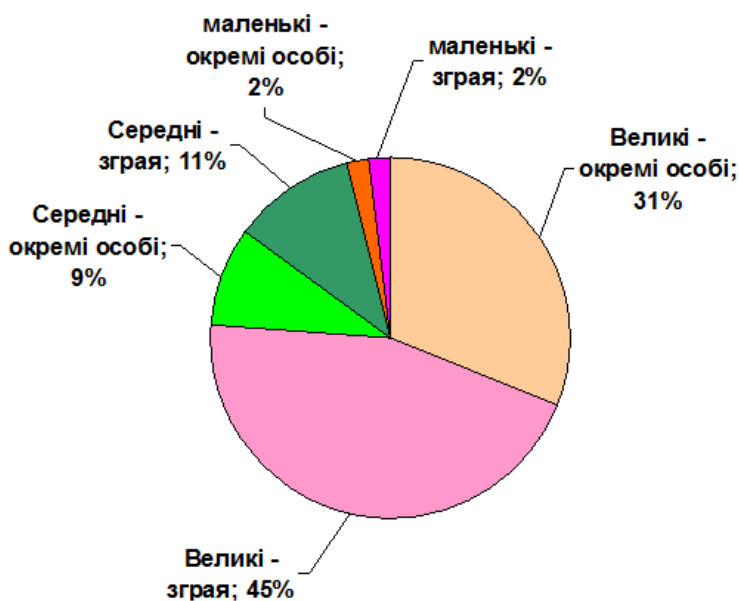


Рис. 1.5 Вплив кількості та розміру птахів на пошкоджувальність двигуна (1999–2008 роки)

• Вид птахів

Проаналізована небезпека, яку становлять окремі види птахів (рис. 1.6). Слід зазначити, що наведені дані носять територіальний характер і можуть

істотно змінюватися залежно від географічного розташування, оскільки у різних регіонах мешкають різні види птахів.



Рис. 1.6 Розподіл числа зіткнень за групами птахів (дані ДержНДІ ЦА [8])

1.2 Підходи до оцінки птахостійкості лопаток авіаційних двигунів

Попередження зіткнення із птахом є важливою частиною зниження загальної небезпеки, яку становлять птахи для літака і двигуна. Традиційно проблема зіткнення літака із птахом розглядається як проблема, що має два способи вирішення: 1) розробка комплексу заходів щодо зниження ймовірності зіткнення літака із птахом; 2) забезпечення належної міцності окремих деталей і вузлів двигуна на етапі його проектування.

Сучасний авіаційний двигун є високотехнологічним, наукомістким і дорогим виробом. За оцінками НВО «Сатурн» вартість проектування 1 кг двигуна становить близько 5000 доларів США [21].

Проектування і введення в експлуатацію нового зразка АД невід'ємно пов'язане з процедурою його сертифікації. Метою даного етапу є отримання сертифіката типу або доповнення до нього, що дає право на встановлення та експлуатацію АД на серійному зразку авіаційної техніки, для чого розробник

звертається до компетентного органу, який здійснює нагляд за льотною придатністю.

Нормативним документом, у якому вказані стандартні вимоги до льотної придатності для видачі сертифіката типу АД, є Авіаційні Правила (АП). Частина 33. Норми льотної придатності двигунів повітряних суден [22]. Аналогічним документом, чинним на території Європи і США, є Федеральні Авіаційні Правила (FAR) [23].

В даний час, для оцінки птахостійкості лопаток двигуна в інженерній практиці застосовують такі методи:

- 1) напівемпіричні методи;
- 2) натурний експеримент на повнорозмірному двигуні;
- 3) комп'ютерне моделювання.

Напівемпіричний метод оцінки птахостійкості ґрунтується на порівнянні кінетичної енергії птаха із внутрішньою енергією, що поглинається лопаткою. Застосування даного підходу передбачає використання розрахункових залежностей, що базуються на основних положеннях теорії гідроудару, отриманих у ході обробки експериментальних даних. Враховуючи складність геометрії лопатки, а також складний характер ударно-контактної взаємодії, стає очевидним, що такий підхід можна застосувати у інженерній практиці як наближений метод оцінки птахостійкості лопатки при значних спрощеннях геометрії (ідеалізація розрахункової моделі). Як наслідок, допущення і спрощення, які використовують у ході розрахунку, призводять до значних розбіжностей між одержуваним результатом та експериментом і вимагають уточнення отриманого результату у ході випробувань.

Єдиним методом підтвердження вимог норм льотної придатності при сертифікації АД є повномасштабні випробування. Метою проведення даних випробувань є оцінка наслідків удару у передню частину двигуна певної кількості птахів, з регламентованими у АП масою і розмірами. В умовах випробувань, зазначених у відповідному пункті АП, має бути продемонстровано, що попадання птаха не повинно викликати на двигуні таких негативних наслідків: виникнення нелокалізованої пожежі, пробиття корпусу двигуна небезпечними фрагментами,

виникнення навантажень більш, ніж граничні навантаження, зазначені у 33.23 (а) або втрату здатності вимикання двигуна [22].

Очевидним недоліком натурних випробувань як методу дослідження птахостійкості лопаток двигуна є висока вартість, а також часто складності, пов'язані з отриманням достовірного результату і забезпечення повторюваності результатів для серії випробувань. Враховуючи особливості даного процесу (швидкоплинність, ударний характер взаємодії і руйнування) як недолік також слід зазначити технічні труднощі, а часто і неможливість визначення необхідних механічних параметрів у ході випробувань.

В даний час спостерігається тенденція скорочення обсягу повномасштабних випробувань і ефективного використання комп'ютерного моделювання (чисельного експерименту) у якості інструменту для дослідження птахостійкості лопаток двигуна.

Компанії-розробники авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД) зацікавлені у збільшенні частки комп'ютерного моделювання і зниженні кількості натурних випробувань для оцінки міцності лопаток ГТД при попаданні птаха у двигун. За оцінками НВО «Сатурн» застосування суперкомп'ютерів і високопродуктивних кластерних систем дозволило скоротити терміни розробки двигунів з 12 ... 15 років при традиційному підході до 4 ... 5 років при використанні засобів комп'ютерного моделювання [21]. Скорочення термінів і вартості розробки ГТД досягається за рахунок точного визначення параметрів конструкції на стадії проектування, паралельного проектування конструкції і методів виготовлення, збору максимально можливої кількості даних при випробуваннях, їх обробки та візуалізації.

Чисельне моделювання є ефективним інструментом для вивчення проблем ударно-контактного взаємодії, що дозволяє глибоко і всебічно вивчати механічні процеси, аналізуючи різні сценарії їх протікання, та наочно репрезентувати отримані результати.

До недоліків чисельного моделювання слід віднести необхідність верифікації математичних моделей та їх параметрів.

Тому розумним та ефективним методом вирішення поставленого завдання є об'єднання двох підходів: чисельного моделювання і експерименту, які взаємодоповнюють один одного і усувають недоліки кожного з підходів.

1.3 Огляд робіт по вивченню процесу зіткнення

У даному розділі наведено огляд робіт, присвячених одній із найактуальніших проблем прикладної механіки деформівного твердого тіла, що вивчає механічні процеси ударної взаємодії деформованих твердих тіл, пов'язаної з дослідженням напружено-деформованого стану, контактних напружень і поширенням пружних та пластичних хвиль напружень.

В роботі [24] автор розглядає як прості питання ударної взаємодії, пов'язані з дослідженням теорій контактних напружень, коливань, що виникають при ударі, так і досить складні, що визначають поширення пружних та пружно-пластичних хвиль напружень. Значну увагу приділено питанням експериментального вивчення ударних і хвильових процесів.

В роботі [25] досліджено прогин балок, що виникає у наслідок удару різних тіл, включаючи птахів. Аналізуючи отримані результати, встановлено, що картина розподілу тиску при ударі тіла, виконаного з желатину, відповідає картині розподілу тиску у разі удару птаха. В роботі [26] розглянуто удар тіла, виконаного із желатину по консольній балці, отримано функціональну залежність між прогином балки та початковим імпульсом тіла, що метається. В роботі [27] отримана аналогічна залежність для тіла у формі кулі, виконаного із гуми. У роботах [28, 29] наведені аналітичні вирази для визначення тиску, що виникає при ударі птаха. Отриманий результат є грубою апроксимацією реального процесу зіткнення. Макколі для опису поведінки птаха при ударі застосував модель ідеальної рідини, а Мітчел модель напівжорсткого тіла.

Гопкінс і Кольський [30] вивчали зіткнення твердих тіл із різними швидкостями. У ході досліджень встановлено, що механічні процеси у твердих тілах, які супроводжують удар залежать від швидкості удару. Виділено п'ять

режимів ударної взаємодії: а) пружний удар; б) пластичний удар; в) гідродинамічний удар; г) удар при звукових швидкостях та д) вибуховий вплив.

В роботі [31] застосовано елементарну одномірну теорію поширення пружних хвиль при вивченні пружного удару циліндричних тіл по жорсткій перешкоді. Теорія не враховує вплив поперечної деформації, сил інерції та дисипативних сил.

Похгаммер [32] і Крі [33] незалежно один від одного розробили теорію пружного удару, що враховує вплив радіальних сил інерції. Пізніше, аналогічні теорії були запропоновані Лавом [34], Релеєм [35] і Редвуд [36]. Конвей та Якубовський [37] використали теорію Лава для аналізу удару стрижня кінцевої довжини з плоскими торцями.

У 1930 році Доннелл [38] вперше розглянув процес поширення пластичних хвиль. Основний внесок у розвиток теорії поширення пластичних хвиль був зроблений після другої світової війни, коли Тейлор [39], Рахматуллін [40], Карман та Дьюїс [41] незалежно опублікували свої теорії. Тейлор, розглядаючи процес поширення пружних та пластичних хвиль у випадку удара циліндра по жорсткій перешкоді, розробив простий метод для визначення динамічної границі текучості матеріалу.

Експерименти, проведені Ваффеном [42] показали, що метод Тейлора є неточним і може застосовуватися для обмеженого діапазону швидкостей. Незважаючи на те, що теорії Тейлора і Ваффена допомогли у вивченні механізмів деформування при ударі, вони є досить наближеними, для отримання задовільного кількісного результату. Обидва автори використовували для опису поведінки матеріалу тіла, що метається, модель жорсткого ідеально пластичного тіла. В роботі [43] розглянуто удар лінійного, в'язкопластичного стрижня по жорсткій перешкоді. В роботі [44] розглянуто удар нелінійного в'язкопластичного стержня і дано порівняння результатів з тими, що отримали Баренблатт та Ішлінський. У всіх роботах використано одномірну модель поширення хвиль.

Гопкінс [45], вивчаючи удар свинцевої кулі об сталеву плиту, експериментально встановив, що напруження, які виникають у перешкоді

порівнянні з тими, що виникають при ударі струменя рідини. Біргоф вперше врахував у математичній теорії гідродинамічну природу поведінки високоміцних матеріалів, таких як сталь, при великих швидкостях зіткнення. Головною перешкодою при дослідженні удару із великими швидкостями є той факт, що напруження, що виникають на межі розділу середовищ настільки великі, що проявляється гідродинамічна природа поведінки матеріалу перешкоди, у наслідок чого виникають великі кінцеві деформації перешкоди, утворюються кратери.

Велика кількість теоретичних та експериментальних робіт присвячено розгляду задачі взаємодії текучих середовищ з твердими тілами, при цьому робиться припущення про те, що у перешкоді виникають малі пружні деформації.

У більшості робіт розглянуті процеси ударного взаємодії струменя або крапель рідини зі жорсткою перешкодою. В роботі [46] наведено ряд параметрів, важливих для даного типу ударної взаємодії: а) початковий ударний тиск, б) площа, на якій діє цей тиск, в) швидкість бокового витікання рідини після удару та д) приблизний час спаду високого тиску.

У 1928 році Кук [47] порівняв удар струменя рідини із задачею гідроудару. Встановлено, що у обох випадках відбувається різке гальмування струменя рідини, яка рухається, у наслідок чого відбувається різке підвищення тиску. Величина тиску, що виникає у струмені рідини на межі поділу середовищ, залежить від швидкості зіткнення, початкової щільності рідини та її стисливості. Кук і Хейман [48] указали на існування двох основних режимів, характерних для зіткнення струменя рідини: наявність початкового етапу поширення ударної хвилі та етапу усталеної течії.

Пізніше Боуден і Брантон [49] виявили ці два режими при детальному описі зіткнення циліндра зі жорсткою перешкодою. У своїй роботі вони стверджують, що при зіткненні циліндра зі жорсткою перешкодою у рідині поширюються хвилі напружень. Також було отримано вираз для визначення тиску на межі контакту середовищ, аналогічне тому, що отримав Кук. Відмінність полягала у тому, що величина тиску залежить не від стисливості як в моделі Кука, а від швидкості звуку.

В роботі [50] розглянуто процес зіткнення сфери зі жорсткою перешкодою. Автори вказують на те, що хвилі розрядження у сфері поширюються швидше, ніж у циліндрі еквівалентного радіуса і тривалість періоду встановлення максимального тиску менше. Також відзначено, що рівняння для визначення тиску при гідроударі справедливо тільки для малих швидкостей зіткнення. При великих швидкостях необхідно замість швидкості звуку в рівнянні тиску використовувати швидкість поширення ударної хвилі.

Незважаючи на широку застосовність обох моделей зіткнення циліндра і сфери, у літературі можна зустріти ряд протиріч, характерних для певних аспектів процесу зіткнення. Головним чином ці протиріччя стосуються значення максимального тиску, що виникає при ударі, і радіальної швидкості розтікання рідини по перешкоді.

Крім розробки і вдосконалення експериментальних методів велику увагу приділено застосуванню чисельних методів дослідження процесу зіткнення. В роботі [51] розглянуто зіткнення циліндра і сфери з дозвуковими швидкостями. Для обох випадків встановлено, що максимальний тиск виникає у центрі удару, а його величина виявилася менше, ніж тиск Гюгоньо. В роботі [52] розглянуто зіткнення циліндра зі жорсткою перешкодою при дозвукових і надзвукових швидкостях. Результати моделювання добре узгоджуються з експериментальними даними, величина максимального тиску порівнянна з тиском Гюгоньо. Крім того, значення максимальної радіальної швидкості перевищує початкову швидкість зіткнення. Результати, які добре узгоджуються з результатами експерименту та результатом роботи [52], розглянуті в роботах [53, 54].

Мілн-Томсон [55] отримав вираз для розподілу швидкості потенційного потоку рідини, яка співударяється з плоскою жорсткою перешкодою.

Банкс і Чандрасекар [56] отримали апроксимаційні залежності для визначення закону розподілу тиску при ударі струменя рідини по жорсткій перешкоді для випадків двовимірної та осесиметричної течій. Отриманий результат добре узгоджується з результатом, отриманим Мілн-Томсоном.

Лич і Волкер [57] встановили, що отримані ними експериментальні криві розподілу тиску по радіусу перешкоди, з прийнятною точністю апроксимуються поліномом третього ступеня.

Тейлор [58] вивчаючи косою удар, виявив, що сила контактної взаємодії зменшується зі зменшенням кута зіткнення, а максимальний тиск гальмування не залежить від кута зіткнення, при цьому площа розподілу максимального тиску, істотно зменшується зі зменшенням кута зіткнення.

Великий внесок у вивчення проблеми зіткнення птаха зі жорсткою та деформованою перешкодою був зроблений американськими вченими Дж. Барбером, Дж. Вілбеком, Г. Тейлором, Р. Петерсоном, Д. Бауером і А. Чалліта.

В роботі [59] наведено результати експериментального дослідження процесу зіткнення птахів масою від 60 до 600 г зі жорсткою перешкодою. Розглянуто випадки фронтального і косого удару зі швидкостями у діапазоні від 50 до 300 м/с. Наведено результати попереднього дослідження впливу податливості перешкоди на розподіл сил і тисків при ударі. Проведено порівняння аналітичних та експериментальних даних. В роботі [60] описано перші спроби кількісної обробки та аналізу експериментальних даних по розподілу тисків у перешкоді при ударі великих птахів. В роботі [61] представлено криві розподілу тиску за часом у різних точках перешкоди для птахів масою 70 і 125 г, співударяючихся зі жорсткою перешкодою на швидкостях від 60 до 350 м/с. У результаті обробки експериментальних даних визначено величини максимальних тисків у різних точках перешкоди (у центрі, на відстані 1,27 см; 2,54 см і 3,81 см від центру), тривалість імпульсу, час наростання тиску та імпульс сили. В роботі [62] наведено результати експериментального дослідження процесу зіткнення птахів масою від 1800 до 3600 г зі жорсткою перешкодою. Розглянуто випадки фронтального і косого удару зі швидкостями у діапазоні від 100 до 300 м/с. Крім того, в роботі представлено експериментальні дані, отримані для імітаторів циліндричної форми, виготовлених з желатину із 10% вмістом повітря, із співвідношенням довжини до діаметру, що дорівнює двом. Експериментально підтверджено можливість застосування методики масштабування навантажень,

що виникають при ударі птахів масою від 1800 до 3600 г. В роботі досліджено вплив швидкості та кута зіткнення на зміну максимального тиску і тиску гальмування у жорсткій перешкоді для випадків зіткнення птахів та імітаторів масою 1800 і 3600 г. Описано аналітичну модель, яка застосовується для визначення навантажень, що виникають на межі розділу середовищ, у наслідок зіткнення птаха зі жорсткою перешкодою. В роботі [63] наведено результати ударних випробувань різних матеріалів, включаючи птаха, желатин та гуму. Встановлено, що при швидкостях, що перевищують 100 м/с проявляється гідродинамічна природа у поведінці досліджуваних матеріалів. Описано елементарну теорію гідродинамічного удару, розглянуто основні етапи та наведено аналітичні залежності для обчислення параметрів, що характеризують кожен з етапів. Вивчено вплив кута зіткнення, податливості перешкоди і пористості середовища на величину тиску і швидкість ударної хвилі. Представлено результати вимірювання зусиль і тисків, що виникають при зіткненні тіл зі жорсткою перешкодою. Встановлено, що поведінка птаха при ударі найкращим чином описується рівнянням стану для води із середнім значенням щільності 950 кг/м^3 та 10% пористістю.

В роботі [64] наведено результат стендових випробувань на удар зразків та реальних лопаток і визначено реакція випробовуваних елементів у випадку удару імітатора птаха масою 85 і 680 г та льоду масою 65 г. Досліджено вплив матеріалу, геометрії та розмірів зразків. У ході проведення випробувань отримано динамічні прогини у досліджуваних точках зразка і лопатки, криві розподілу деформацій за часом, проведено оцінку пошкоджуваності.

Г. Г. Онгірській, О. М. Шупіков і С.В. Угримов експериментально дослідили локальну міцність силових елементів хвостового оперення і скління кабіни [65, 66]. Використовуючи теорію подібності, автори отримали аналітичний вираз для визначення критичної швидкості пробиття. Автори розробили імітатор для випробування авіаційних конструкцій на птахоустійкість.

В роботі [67] розглянуто моделювання НДС та руйнування лопатки двигуна, викликане зіткненням із птахом. Моделювання птаха і лопатки виконано в

системі LS-DYNA із застосуванням лагранжевого підходу. Розглянуто два послідовних етапи: визначення напружень і деформацій від обертання лопатки та власне моделювання процесу зіткнення птаха з лопаткою двигуна. У якості реологічної моделі поведінки матеріалу лопатки обрано пружно-пластичну модель, параметри якої залежать від швидкості деформування. Для опису геометрії лопатки використано оболонкові елементи зі змінною товщиною. Птаха моделювали у формі еліпсоїда обертання. Для опису геометрії птаха застосовано об'ємні скінчені елементи. Для опису поведінки матеріалу птаха при ударі використано рівняння стану з параметрами, близькими до тих, що властиві для води. Відзначено гарне узгодження результатів моделювання з результатами експерименту.

В роботі [68] розглянуто моделювання процесу зіткнення птаха з лопаткою вентилятора і компресора в системі нелінійного аналізу NOSAPM і дано порівняння результатів моделювання з експериментальними даними. Зіткнення птаха розглядається як гідродинамічний процес, при якому птах моделюється струменем рідини, що співударяється з просторовою деформованою поверхнею довільної форми. Задача зіткнення струменя рідини з перешкодою розглядається як квазістаціонарна течія без урахування початкової ударної хвилі, що виникає при ударі (тиск Гюгоньо). Таким чином, складний ударно-хвильовий процес зведений до розгляду рішення рівняння Лапласа. Відзначено гарне узгодження результатів моделювання (для переміщень та деформацій) з результатами експерименту.

У своїй роботі Anghileri та інші [69] проаналізували застосування різних методів опису моделі птаха: лагранжевого, ейлерового, лагранжево-ейлерового (ALE), методу згладжених частинок (SPH) та методу вузлових мас (NM). Автори вказують на обмежену придатність лагранжевого підходу, який дає задовільний результат лише при малих ступенях деформацій. При значному виродженні сітки лагранжевий метод скінчених елементів породжує значні помилки, при цьому різко збільшується час розв'язання, а у ряді випадків відбувається припинення розрахунків. Автори зазначили, що введення критеріїв руйнування з метою

виключення із моделі вироджених елементів призводить до неузгодженості результатів чисельного аналізу з експериментом. У випадку застосування ейлерового та ALE підходів отримано результат, який незадовільно узгоджується з експериментом. Автори відзначають, що поліпшення якості сітки моделі птаха дозволяє підвищити точність розв'язання, проте призводить до збільшення часу розв'язання. Застосування методу NM дає нереалістичний результат у силу відсутності взаємодії між зосередженими масами. Введення механізму розсіювання енергії, наприклад, врахування сил демпфування у контактному алгоритмі, дозволяє отримати більш реалістичну поведінку моделі птаха. На додаток це призводить до підвищення чисельної стійкості розв'язання, точності та до скорочення часу розрахунку. Обидва методи (SPH і модифікований NM метод) дають гарний збіг з експериментальними даними і потребують меншого процесорного часу. Враховуючи усі переваги і недоліки, автори стверджують, що SPH метод є найбільш надійним і придатним для моделювання динаміки процесу зіткнення птаха.

Frischbier і Kraus [70] застосували ALE і SPH методи для прогнозування ударного навантаження та реакції першої ступені компресора високого тиску турбо-вентиляторного двигуна PW6000 у випадку зіткнення з птахом масою 2,5 фунта. Було з'ясовано, що у порівнянні із традиційним лагранжевим підходом, методи ALE і SPH забезпечують досить високу чисельну стійкість. Крім того, встановлено, що метод SPH дає більш точний результат, ніж ALE метод.

Jain і Ramachandra [71] досліджували реакцію лопатки, що обертається у випадку зіткнення з птахом. Вони застосували явний скінчено-елементний метод з урахуванням взаємодії деформованої конструкції з текучим середовищем (Fluid Structure Interaction), реалізований у системі MSC-DYTRAN. Автори досягли гарного збігу з результатами експерименту.

Anghileri і Bisagni [72] запропонували нову розрахункову модель птаха, яка складається із вузлів з додатковими зосередженими масами, для яких задана початкова швидкість. Ця модель, будучи безсітковою, дозволяє уникнути проблем, пов'язаних з чисельною нестійкістю, яка виникає у наслідок виродження

елементів. Модель використовували для моделювання процесу зіткнення зграї птахів з вхідним пристроєм турбовентиляторного двигуна. Автори вказали на необхідність порівняння результатів, отриманих за допомогою моделі з експериментальними даними, однак отриманий результат добре узгоджується з моделлю Брокмана [73], і таким чином, модель може бути використаним для аналізу процесу зіткнення птаха.

Martin [74, 75] у своїх роботах з аналізу зіткнення птаха з лопаткою вентилятора удосконалив можливості програми WHAM, додавши сферичний рідкий елемент, який використовується для моделювання силового взаємодії птаха з конструкцією.

В роботі [76] розглянуто застосування лагранжевого підходу для опису руху механічної системи, що використовується при моделюванні процесу зіткнення птаха зі жорсткою перешкодою і деформованою лопаткою двигуна. Проведено порівняння отриманих результатів моделювання з експериментальними даними, отриманими Wilbeck [64].

У доповіді [77] розглянуто моделювання процесу зіткнення птаха з лопаткою двигуна із застосуванням методу SPH, реалізованого у системі EUROPLEXUS. Розглянуто три етапи: аналіз НДС у випадку обертання ротора зі швидкістю 13600 об/хв; зіткнення птаха з лопаткою; уповільнення обертання ротора. Проаналізовано реакція і залишкові деформації лопатки. Відзначено, що застосування методу SPH дозволяє уникнути проблеми чисельної нестійкості, властивій традиційному лагранжевого MCE, у разі великих деформацій і спотворень розрахункової сітки.

Висновки до розділу 1

Таким чином проаналізовано випадки потрапляння птахів у авіаційний двигун, що дало змогу класифікувати дані випадки по ряду ознак і визначити основні чинники, що впливають на пошкоджуваність лопаток. Аналіз існуючих методів і моделей дозволив сформулювати мету і завдання дисертаційної роботи.

РОЗДІЛ 2

МЕХАНІКО-МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ВЗАЄМОДІЇ М'ЯКОГО ТІЛА З ПЕРЕШКОДОЮ

У цьому розділі описано механіко-математичну модель взаємодії м'якого тіла з перешкодою.

Процес зіткнення м'якого тіла з перешкодою є складним фізико-механічним процесом, з властивими йому особливостями та певними труднощами, пов'язаними з його моделюванням.

Задача зіткнення м'якого тіла з перешкодою є нестационарною, просторовою, контактною задачею механіки суцільних середовищ.

Нижче розглянуті особливості процесу зіткнення м'якого тіла з перешкодою:

1) механічні процеси, що протікають у системі «м'яке тіло – перешкода», істотно неоднорідні та нелінійні;

2) процес зіткнення характеризується швидкоплинністю і високою інтенсивністю;

3) зона контакту, у загальному випадку, заздалегідь невідома і представлена рухомою областю спільної межі розділу середовищ – некласичний характер контактної взаємодії;

4) розглянута задача є пов'язаною задачею механіки суцільних середовищ, у якій розглядається взаємодія м'якого тіла з твердим тілом (перешкодою). Поведінка м'якого тіла підпорядковується законам гідродинаміки, а тверде тіло поводить відповідно до законів механіки твердого деформівного тіла;

5) наявність впливу жорсткості перешкоди на силу контактної взаємодії;

6) наявність сильних розривів параметрів середовища.

В роботі застосовано розрахунково-експериментальний метод дослідження механічних процесів зіткнення м'якого тіла з перешкодою (рис. 2.1).

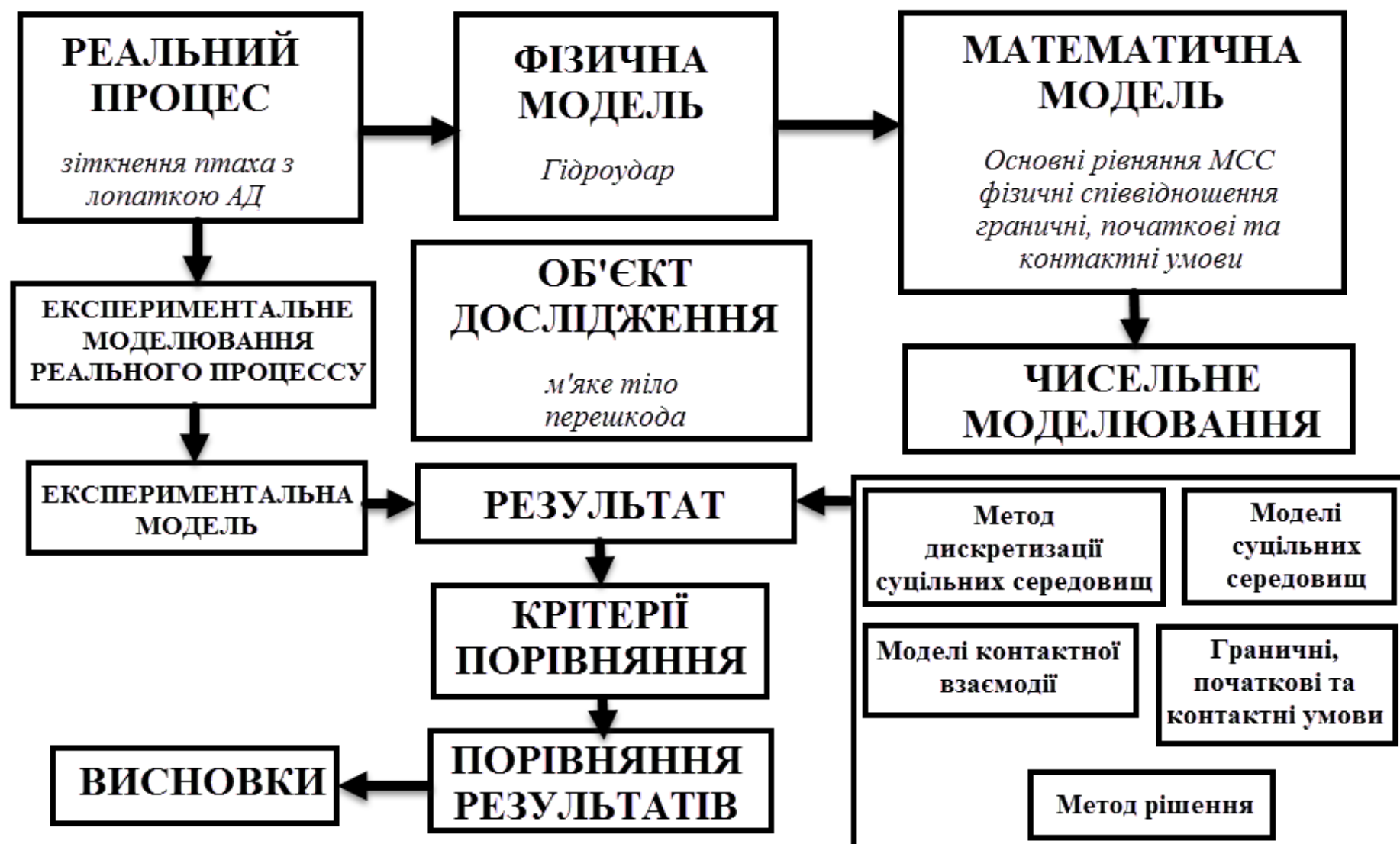


Рис. 2.1 Розрахунково-експериментальний метод дослідження зіткнення м'якого тіла з перешкодою

2.1 Фізична модель зіткнення м'якого тіла з перешкодою

Для вивчення процесів, що протікають при зіткненні м'якого тіла з перешкодою, у рамках феноменологічного підходу, абстрагуючись від реальної будови і переходячи до ідеалізованого подання деформованих тіл, у вигляді суцільного середовища, розглянуто основні положення теорії гідроудару [63].

При цьому прийнято ряд припущень:

- 1) м'яке тіло являє собою циліндр з відношенням довжини до діаметру, що дорівнює 2;
- 2) матеріал м'якого тіла вважається однорідним;
- 3) міцність м'якого тіла мала у порівнянні з міцністю перешкоди і нею нехтують;
- 4) враховуючи припущення, зазначене у п. 3, відскік м'якого тіла відсутній, і воно розтікається по перешкоді;
- 5) силами в'язкого демпфірування у матеріалі та силами тертя на поверхні контакту нехтують;
- 6) течія у матеріалі за фронтом ударної хвилі одномірною, адіабатичною і незворотною.

Розглядаючи зіткнення м'якого тіла з перешкодою виділяють чотири стадії (етапи):

- 1) активна (початкова) фаза удару – поширення ударної хвилі;
- 2) етап спаду тиску – поширення хвилі розрядження;
- 3) усталена течія;
- 4) припинення процесу.

Активна фаза удару

При зіткненні м'якого тіла з перешкодою відбувається різке гальмування частинок, безпосередньо прилеглих до зони контакту. При цьому формується ударна хвиля, яка розповсюджується у напрямку протилежному руху (рис. 2.2).

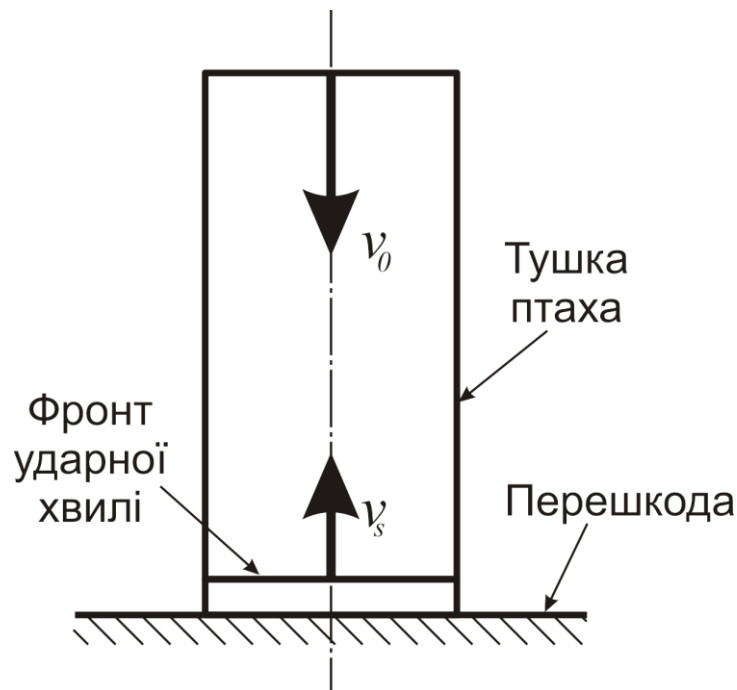


Рис. 2.2 Активна фаза удару

Для визначення тиску за фронтом ударної хвилі (тиск Гюгоньо) запишемо рівняння збереження маси (2.1) і кількості руху (2.2):

$$\rho_1 v_s = \rho_2 (v_s - v_0); \quad (2.1)$$

$$p_1 + \rho_1 v_s^2 = p_2 + \rho_2 (v_s - v_0)^2, \quad (2.2)$$

де ρ_1 і ρ_2 – щільність середовища перед і позаду фронту ударної хвилі, p_1 і p_2 – тиск перед і позаду фронту ударної хвилі, v_s – швидкість поширення ударної хвилі у середовищі, v_0 – швидкість співударяння.

Розглядаючи спільно рівняння (2.1) і (2.2), отримаємо вираз (2.3) для визначення тиску Гюгоньо:

$$p_H = p_2 - p_1 = \rho_1 v_s v_0. \quad (2.3)$$

На вільних гранях м'якого тіла формується зона високих градієнтів тиску. Це, у свою чергу, є причиною радіального розтікання матеріалу і формування хвилі розрядження.

Етап поширення хвилі розрядження

Хвилі розрядження поширюються від вільної поверхні м'якого тіла до центру (рис. 2.3).

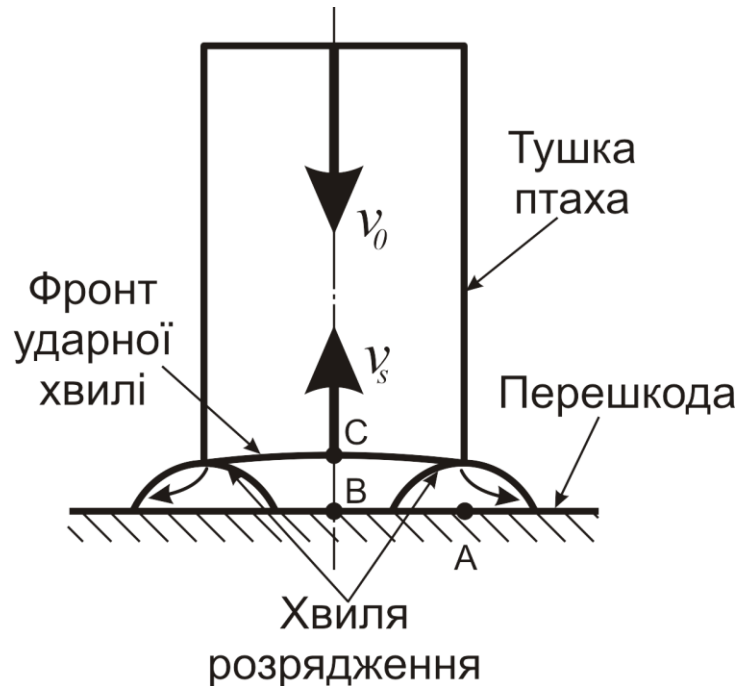


Рис. 2.3 Етап поширення хвилі розрядження

На даному етапі течію вже не можна розглядати як одновимірну. У випадку фронтального удару течія стає двовимірною, осесиметричною. При досягненні хвилею розрядження центру м'якого тіла (точка В, див. рис. 2.3) спостерігається спад тиску. Закон розподілу тиску (2.4) за радіусом циліндричного об'єму визначається співвідношенням:

$$p_r = p_H e^{\frac{-kr}{R(t)}}, \quad (2.4)$$

де k – константа, r – радіус-вектор, який визначає місце розташування точки, у якій вимірюється тиск, $R(t)$ – максимальний радіус контакту у момент часу t .

Етап усталеної течії

У міру зменшення радіальних тисків у матеріалі м'якого тіла виникають дотичні напруження. Оскільки міцність м'якого тіла при дії дотичних напружень низька, то відбувається розтікання матеріалу по поверхні перешкоди (рис. 2.4). Після декількох відображень хвиль розрядження настає етап усталеної течії та у матеріалі м'якого тіла встановлюються стаціонарні поля тиску і швидкості.

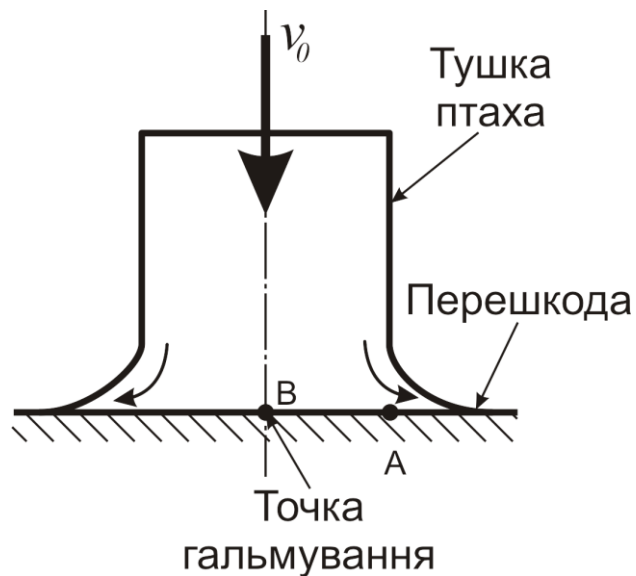


Рис. 2.4 Етап усталеної течії

Існування етапу усталеної течії залежить від співвідношення довжини до діаметру рідкого об'єму. Тривалість дії ударного тиску в центральній точці оцінюється як час, необхідний для приходу хвилі розрядження у точку В.

Тиск гальмування (2.5) в центральній точці можна оцінити, використовуючи таке співвідношення:

$$p_s = \frac{1}{2} \rho_0 v_0^2, \quad (2.5)$$

де ρ_0 – щільність матеріалу м'якого тіла при нульовій пористості. Таким чином, тиск гальмування не залежить від пористості матеріалу.

Припинення процесу

У міру наближення м'якого тіла до поверхні перешкоди швидкість зменшується, а тиск зростає. Поле тиску нестационарне і досягає максимального значення у точці гальмування, з подальшим зменшенням до атмосферного по міру віддалення від центру. У міру того, як вільна поверхня м'якого тіла виявляється у даному полі тиску, відбувається миттєвий спад тиску і процес течії припиняється (рис. 2.5).

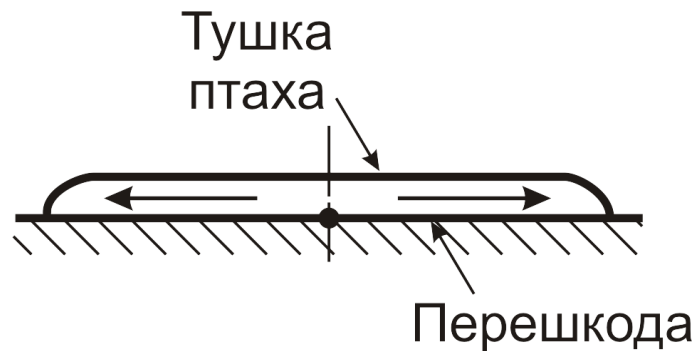


Рис. 2.5 Припинення процесу

Тривалість ударного процесу можна оцінити за допомогою виразу (2.6):

$$t_D = L / v_0. \quad (2.6)$$

2.2 Основні рівняння і визначальні співвідношення математичної моделі

2.2.1 Закон руху

У ході розв'язання задачі нас цікавить закон руху матеріальних точок суцільного середовища, які в початковий момент часу займають положення X у нерухомій декартовій системі координат.

У випадку застосування підходу Лагранжа до опису руху досліджується зміна величин, що описують рух і стан суцільного середовища (наприклад, швидкість, тиск, щільність і т.п.) для кожної її індивідуальної точки [78 – 82]. Як незалежні змінні при описі руху використовуються координати Лагранжа (матеріальні координати) X і час t . Тоді при такому способі опису руху задача визначення руху суцільного середовища зводиться до встановлення залежності

(2.7) між поточними координатами точок і початковими координатами для будь-якого моменту часу t .

$$x = f(X, t). \quad (2.7)$$

Матеріальні координати представлені функцією (2.8) у момент часу $t = 0$.

$$x = f(X, 0). \quad (2.8)$$

Координати Лагранжа X жорстко пов'язані з певною матеріальною точкою суцільного середовища та не залежить від часу.

Радіус-вектор X , який визначає положення матеріальної точки в початковому (недеформованому) стані, являє собою вираз (2.9):

$$X = X_i e_i \equiv \sum_{i=1}^3 X_i e_i, \quad (2.9)$$

де X_i – ортогональні декартові координати матеріальної точки в початковий момент часу, e_i – одиничний базисний вектор у декартовій системі координат.

Положення матеріальної точки в поточному (деформованому) стані (2.10) визначається просторовими координатами або координатами Ейлера.

$$x = x_i e_i \equiv \sum_{i=1}^3 x_i e_i, \quad (2.10)$$

де x_i – ортогональні декартові координати матеріальної точки у поточний момент часу, що відповідає деформованому стану.

Переміщення матеріальної точки (2.11) – це різниця між поточним її положенням та початковим.

$$u(X, t) = f(X, t) - X = x - X. \quad (2.11)$$

Швидкість матеріальної точки (2.12) – похідна за часом від переміщення при фіксованих матеріальних координатах.

$$v(X, t) = \dot{u} = \frac{\partial f(X, t)}{\partial t} = \frac{\partial u(X, t)}{\partial t}. \quad (2.12)$$

Прискорення матеріальної точки (2.13) – похідна за часом від швидкості матеріальної точки.

$$a(X, t) = \frac{dv}{dt} \equiv \dot{v} = \frac{\partial v(X, t)}{\partial t} = \frac{\partial^2 u(X, t)}{\partial t^2}. \quad (2.13)$$

2.2.2 Деформації

На відміну від лінійної механіки, у нелінійній розглядають різні міри деформації: матеріальні (тензор деформації Гріна) і просторові (тензор деформації Альмансі). Вибір і використання у розрахунках певних мір є питанням зручності. Допускається також одночасне використання декількох тензорів. Більш того, завжди можна перейти від матеріальних тензорів до просторових і навпаки за допомогою тензора градієнта деформацій.

Градiєнт деформацій визначено у вигляді (2.14):

$$F = \frac{\partial f}{\partial X} = \frac{\partial x}{\partial X}. \quad (2.14)$$

Застосувавши теорему про полярне розкладання, представимо тензор градієнта деформацій у вигляді (2.15):

$$F = R \cdot U, \quad (2.15)$$

де R – ортогональний тензор другого рангу, що характеризує обертання елементарного об'єма як твердого тіла; U – симетричний тензор розтягування.

У даній роботі як міру деформацій обрано матеріальний тензор деформацій (2.16) Гріна ($\varepsilon = E$), який визначає різницю квадратів довжин нескінченно малого сегмента в поточному (деформованому) стані та початковому (недеформованому):

$$dl_i^2 - dL_i^2 = 2dX \cdot E \cdot dX \quad \text{або} \quad dx \cdot dx - dX \cdot dX = 2dX \cdot E \cdot dX. \quad (2.16)$$

Тензор деформацій Гріна пов'язаний з тензором градієнта деформації співвідношенням (2.17):

$$E = \frac{1}{2}(F^T \cdot F - I). \quad (2.17)$$

Тензор швидкостей деформацій D (2.19) як фізична величина, що описує швидкість зміни деформацій в околі деякої точки в певний момент часу, являє собою симетричну складову градієнта швидкості L (2.18):

$$L = \frac{\partial v}{\partial x} = (\nabla v)^T = (grad v)^T = D + W; \quad (2.18)$$

$$D = \frac{1}{2}(L + L^T). \quad (2.19)$$

Спін-тензор W визначено у вигляді (2.20):

$$W = \frac{1}{2}(L - L^T). \quad (2.20)$$

Тензор швидкостей деформацій D пов'язаний з тензором деформацій Гріна співвідношенням (2.21):

$$D = F^{-T} \cdot E \cdot F^{-1}. \quad (2.21)$$

2.2.3 Постановка загальної початково-крайової задачі

Рівняння, що описують рух і термомеханічний стан деформівних суцільних середовищ, записано в актуальній конфігурації, а диференціювання та інтегрування виконується за ейлеровими координатами.

Система вихідних рівнянь включає основні рівняння механіки, що виражають фундаментальні закони збереження маси (2.22), імпульсу (2.23) та енергії (2.24), а також кінематичні (2.25) і геометричні співвідношення (2.26) і (2.27). Особливості поведінки розглянутих деформівних середовищ, які виявляються у вигляді опору деформації, описуються фізичними співвідношеннями (2.28) – (2.34).

$$\rho V = \rho_0, \quad X \in V_T \cup V_b, \quad (2.22)$$

де ρ і ρ_0 – щільність середовища у поточний і початковий момент часу відповідно; $V = J = \det(F)$ – відносний об'єм; V_T – частина простору, заданого об'єму, яку займає перешкода; V_b – частина простору, заданого об'єму, яку займає м'яке тіло.

$$\rho \frac{dv}{dt} = \operatorname{div} \sigma, \quad X \in V_T \cup V_b; \quad (2.23)$$

$$\rho \frac{de}{dt} = V s_{ij} \dot{\epsilon}_{ij} - (p + q) \dot{V}, \quad X \in V_T \cup V_b, \quad (2.24)$$

де $\mathbf{v}$ – вектор швидкості; $\frac{d\mathbf{v}}{dt}$ – вектор прискорення; $\operatorname{div} \boldsymbol{\sigma} = \nabla \cdot \boldsymbol{\sigma}$ – дивергенція тензора напружень; $\nabla = \frac{\partial(\dots)}{\partial x} \mathbf{i} + \frac{\partial(\dots)}{\partial y} \mathbf{j} + \frac{\partial(\dots)}{\partial z} \mathbf{k}$ – оператор Гамільтона (оператор Набла); $\boldsymbol{\sigma}$ – тензор напружень Коші; e – питома внутрішня енергія; $\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}$ – тензор швидкостей деформацій; p – тиск; q – об'ємна в'язкість; s_{ij} – компоненти девіатора напружень.

$$\frac{du}{dt} = v, X \in V_T \cup V_b. \quad (2.25)$$

Тут u – вектор переміщень.

$$\varepsilon_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_k}{\partial x_i} \frac{\partial u_k}{\partial x_j} \right); \quad (2.26)$$

$$\dot{\varepsilon}_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right). \quad (2.27)$$

Тензор напружень Коші для перешкоди (2.28) і м'якого тіла (2.29):

$$\sigma_{ij} = -p\delta_{ij} + s_{ij}; \quad (2.28)$$

$$\sigma_{ij} = -p\delta_{ij}, \quad (2.29)$$

де $\delta_{ij} = \begin{cases} 1, i=j \\ 0, i \neq j \end{cases}$ – символ Кронекера.

У разі пружно-пластичної поведінки матеріалу перешкоди компоненти тензора напружень визначаються співвідношеннями (2.30) і (2.31):

$$p = K \left(\frac{1}{V} - 1 \right); \quad (2.30)$$

$$s_{ij}^{\nabla} + 2G\dot{\lambda}s_{ij} = 2G(\dot{\varepsilon}_{ij} - \dot{\varepsilon}_{kk}g_{ij}). \quad (2.31)$$

Тут K – модуль об'ємного стиснення; s_{ij}^{∇} – похідна Яуманна від девіатора напружень; G – модуль зсуву; $\dot{\lambda}$ – скалярний параметр; g_{ij} – компоненти метричного тензора.

У разі пружної поведінки матеріалу перешкоди рівняння (2.30) і (2.31) набувають вигляд (2.32) і (2.33):

$$p = -K \ln V; \quad (2.32)$$

$$s_{ij}^{\nabla} = 2G(\dot{\varepsilon}_{ij} - \dot{\varepsilon}_{kk}g_{ij}) \text{ при } \dot{\lambda} = 0. \quad (2.33)$$

Рівняння стану (2.34) для м'якого тіла [76, 83–88]:

$$p = C_0 + C_1\mu + C_2\mu^2 + C_3\mu^3, \quad (2.34)$$

де $\mu = \rho / \rho_0 - 1$ – коефіцієнт конденсації; $C_0 = 0$, $C_1 = \rho_0 c_0^2$, $C_2 = (2k - 1)C_1$; $C_3 = (k - 1)(3k - 1)C_1$ – константи; k – експериментальний коефіцієнт; c_0 – об'ємна швидкість звуку.

Для отримання єдиного розв'язку система рівнянь доповнена граничними (2.35), (2.36), контактними (2.37), (2.38) та початковими умовами (2.39).

$$u = u(x_I^i, t) = 0, \quad X \in \Gamma_1; \quad (2.35)$$

$$\sigma_{ij} \cdot n_i = 0, \quad X \in \Gamma_2 \cup \Gamma_3, \quad (2.36)$$

де 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.

$$(\sigma_{ij}^+ - \sigma_{ij}^-) \cdot n_i = 0, \text{ при } x^+ = x^-, X \in \Gamma_4; \quad (2.37)$$

$$(v^+ - v^-) \cdot n_i = 0, \text{ при } x^+ = x^-, X \in \Gamma_4, \quad (2.38)$$

де Γ_4 – спільна границя розділу двох середовищ, на якій задаються контактні умови; n – вектор спільної нормалі до поверхонь розділу середовищ.

$$x(X, 0) = X, \quad \frac{dx}{dt}(X, 0) = v_0, \quad \rho(X, 0) = \rho_0, \quad (2.39)$$

де v_0 – початкова швидкість м'якого тіла.

Таким чином, отримано систему диференціальних рівнянь у частинних похідних, яка містить такі невідомі, у разі розгляду тривимірного простору: щільність (ρ), 3 компоненти вектора швидкості (v_x, v_y, v_z) та 6 компонент тензора напружень у припущенні симетрії тензора ($\sigma_{xx}, \sigma_{yy}, \sigma_{zz}, \sigma_{xy}, \sigma_{yz}, \sigma_{zx}$). Спільне рішення рівнянь (2.22) і (2.23) дозволяє визначити 4 з 10 невідомих, а саме: щільність і компоненти вектора швидкості. Для визначення 6 невідомих компонент тензора напружень необхідно залучити визначальні співвідношення (2.28) – (2.34), що описують зв'язок компонент тензора напружень з відповідними компонентами тензора деформацій. Опис моделей суцільних середовищ, які використано у даній роботі, буде наведен нижче. Тензор швидкостей деформацій, що входить у співвідношення (2.31) і (2.33) може бути виражений через компоненти вектора швидкості, використовуючи співвідношення (2.27). Крім того, компоненти вектора переміщень, що входять у вираз (2.26) для визначення компонент тензора деформацій, не є додатковими невідомими, оскільки можуть бути отримані шляхом інтегрування швидкостей, використовуючи співвідношення (2.25).

Початкові умови спільно з граничними і контактними умовами визначають єдиність рішень МММ.

Таким чином, сформульовано систему визначальних рівнянь МММ для розв'язування тривимірною, нестационарною і суттєво нелінійною задачі. Такі

рівняння не мають рішень у простих функціях і розв'язуються наближено з використанням чисельних методів.

У роботі застосовано два методи дискретизації суцільних середовищ: сітковий метод (метод скінченних різниць для дискретизації за часом і метод скінченних елементів для дискретизації за просторовими змінними) та безсітковий метод – метод згладжених частинок (далі по тексту метод SPH).

2.2.4 Моделі суцільних середовищ

Описано моделі суцільних середовищ, що розглядаються в даній роботі.

2.2.4.1 Абсолютно тверде тіло

Застосування даної моделі суцільного середовища доцільно у випадках, коли величини деформації дуже малі в порівнянні з деформаціями інших об'єктів механічної системи і ними можна знехтувати. Дана модель досить ефективна з точки зору обчислювальних витрат, оскільки елементи, які дискретизують абсолютно тверде середовище, виключаються при розрахунку глобальної матриці жорсткості скінченно-елементної моделі. А це в свою чергу дозволяє у якійсь мірі скоротити обсяг обчислень та час виконання розрахунку. Для опису моделі абсолютно твердого тіла [84] використано такі параметри: щільність середовища ρ , модуль пружності першого роду E та коефіцієнт Пуассона μ . Щільність середовища використано для розрахунку маси і визначення інерційних характеристик (центра ваги, осьових моментів інерції). Пружні характеристики (E і μ) необхідні для розрахунку коефіцієнтів контактної жорсткості (у нормальному та дотичному напрямку), у разі моделювання контактної взаємодії.

2.2.4.2 Пружне ізотропне середовище

Модель пружного ізотропного середовища [84] описано у такому вигляді:

Коратаційна похідна тензору девіаторних напружень Коші:

$$s_{ij}^{\nabla^{n+1/2}} = 2G\dot{\varepsilon}_{ij}^{n+1/2}.$$

Тиск:

$$p^{n+1} = -K \ln V^{n+1}.$$

Для випадку ізотропного середовища модуль об'ємного стиснення пов'язаний з пружними характеристиками матеріалу співвідношенням (2.40):

$$K = \frac{E}{3(1-2\mu)}. \quad (2.40)$$

Тут E – модуль пружності та μ – коефіцієнт Пуассона.

2.2.4.3 Пружно-пластичне середовище чутливе до швидкості деформування

Для опису процесів розвитку пластичних деформацій у перешкоді застосовано пружно-пластичну модель з ізотропним зміцненням. У випадку ізотропного зміцнення центр поверхні текучості залишається нерухомим, а радіус поверхні є функцією пластичної деформації.

Умова пластичності може бути записана у вигляді співвідношення (2.41) [84]:

$$\phi = J_2 - \frac{\sigma_y^2}{3} = 0, \quad (2.41)$$

де σ_y – динамічна межа текучості; J_2 – другий інваріант тензора напружень, виражений через компоненти дівіатора напружень:

$$J_2 = \frac{1}{2} s_{ij} s_{ij}.$$

Компоненти діватора напружень оновлюються пружно до тих пір, поки задовольняють умові текучості (2.41):

$$\sigma_{ij}^* = \sigma_{ij}^n + C_{ijkl} \Delta \varepsilon_{kl},$$

де σ_{ij}^* – пробні значення тензора напружень; σ_{ij}^n – тензор напружень на n -му кроці рішення; C_{ijkl} – матриця дотичного модуля; $\Delta \varepsilon_{kl}$ – тензор приросту деформацій.

Якщо діватор напружень не задовольняє функції текучості, то обчислюється приріст ефективної пластичної деформації:

$$\Delta \varepsilon_{eff}^p = \frac{\Lambda - \sigma_y}{3G + E_p},$$

де $\Lambda = \frac{3}{2} s_{ij}^* s_{ij}^*$.

У разі пластичного зміцнення значення ефективної пластичної деформації на $n + 1$ -му кроці розв'язання визначено таким чином:

$$\varepsilon_{eff}^{p^{n+1}} = \varepsilon_{eff}^{p^n} + \frac{\Lambda - \sigma_y}{3G + E_p} = \varepsilon_{eff}^{p^n} + \Delta \varepsilon_{eff}^p.$$

Пробні значення діватора напружень масштабуються:

$$\sigma_{ij}^{n+1} = \sigma_{ij}^* - \frac{3G \Delta \varepsilon_{eff}^p}{\Lambda} s_{ij}^*.$$

Для врахування впливу швидкості деформування середовища на поточне значення межі текучості використовуємо модель Купера-Саймондса (2.42):

$$\sigma_y = \left[1 + \left(\frac{\dot{\varepsilon}}{n} \right)^{1/k} \right] \left(\sigma_0 + \beta E_p \varepsilon_{eff}^p \right), \quad (2.42)$$

де σ_y – поточне значення межі текучості матеріалу; n і k – параметри матеріалу; σ_0 – початкове значення межі текучості; $\dot{\varepsilon}$ – швидкість деформації; E_p – модуль зміцнення; β – параметр зміцнення; ε_{eff}^p – ефективна пластична деформація.

Швидкість деформації:

$$\dot{\varepsilon} = \sqrt{\dot{\varepsilon}_{ij} \cdot \dot{\varepsilon}_{ij}}.$$

Тут використано правило підсумовування за повторюваними індексами.

Модуль зміцнення:

$$E_p = \frac{E_t \cdot E}{(E - E_t)},$$

де E_t – дотичний модуль.

Ефективна пластична деформація:

$$\varepsilon_{eff}^p = \int_0^t \left(\frac{2}{3} \dot{\varepsilon}_{ij}^p \cdot \dot{\varepsilon}_{ij}^p \right)^{1/2} dt.$$

2.3 Побудова дискретного аналогу суцільного середовища

Побудова дискретної моделі суцільного середовища здійснюється шляхом переходу від математичної моделі, яку описано системою диференціальних рівнянь (2.25) – (2.29) до її чисельного аналогу – різницевої схеми, яку представлено у вигляді системи алгебраїчних рівнянь. Побудова різницевої схеми починається з побудови дискретного аналогу суцільного середовища. При цьому сіткові функції, що характеризують стан і процес руху матеріального континууму, задано на деякій кінцевій і цілком певній множині точок, які утворюють просторово-часову різницеву сітку [88].

Для отримання слабкої форми системи визначальних рівнянь, еквівалентної на гладких розв'язках рівнянням (2.23) і (2.36), скористаємося варіаційним принципом віртуальних робіт. Нехай δx_i – функція, що задовольняє граничним умовам на границі Γ_1 . Помноживши функцію δx_i на відповідні компоненти в рівняннях (2.23), (2.36) і (2.37) і обчислюючи інтеграл для актуальною конфігурації, отримаємо:

$$\int_{\Omega} (\rho \ddot{x}_i - \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_j}) \delta x_i d\Omega + \int_{\Gamma_2 \cup \Gamma_3} \sigma_{ij} n_j \delta x_i d\Gamma + \int_{\Gamma_4} (\sigma_{ij}^+ - \sigma_{ij}^-) n_j \delta x_i d\Gamma = 0.$$

Застосувавши теорему Остроградського-Гаусса для обчислення другого доданка в першому інтегралі, отримаємо:

$$\int_{\Omega} \frac{\partial (\sigma_{ij} \delta x_i)}{\partial x_j} d\Omega = \int_{\Gamma_2 \cup \Gamma_3} \sigma_{ij} n_j \delta x_i d\Gamma + \int_{\Gamma_4} (\sigma_{ij}^+ - \sigma_{ij}^-) n_j \delta x_i d\Gamma.$$

В результаті чого отримуємо слабе формулювання завдання (2.43):

$$\delta \pi = \int_{\Omega} \rho \ddot{x}_i \delta x_i d\Omega + \int_{\Omega} \sigma_{ij} \frac{\partial \delta x_i}{\partial x_j} d\Omega = 0. \quad (2.43)$$

2.3.1 Скінчено-елементна дискретизація

У випадку скінчено-елементної дискретизації інтегральне рівняння (2.43) зводиться до розв'язання матричного рівняння (2.44):

$$Ma^n + F_{int}^n(u) - H = 0, \quad (2.44)$$

у якому: a^n – вектор вузлових прискорень на n -му часовому кроці рішення; M – діагональна матриця мас; F_{int}^n – вектор внутрішніх сил на n -му кроці рішення;

H^n – вектор сил опору нефізичним формам деформування (в іноземній літературі позначається як hourglass resistance force) [84].

$$M = \sum_e \int_{\Omega} \rho N N^T d\Omega;$$

$$F_{int}^n = \sum_e \int_{\Omega_e} B^T \sigma d\Omega,$$

де N – матриця інтерполяції, складена з функцій форми скінченного елемента, B – матриця градієнтів.

Для восьми вузлового елемента твердого деформованого тіла скінчено елементну апроксимацію вектора положення [84] (див. рис. 2.6) задано виразом (2.45):

$$x_i(X_\alpha, t) = x_i(X_\alpha(\xi, \eta, \tau), t) = \sum_{j=1}^8 \phi_j(\xi, \eta, \tau) x_i^j(t). \quad (2.45)$$

Функцію форми скінченного елемента (див. рис. 2.6) задано у вигляді виразу (2.46):

$$\Phi_j = \frac{1}{8} (1 + \xi \xi_j) (1 + \eta \eta_j) (1 + \tau \tau_j), \quad (2.46)$$

де ξ_j, η_j, τ_j приймають значення $(\pm 1; \pm 1; \pm 1)$ у відповідних вузлах елемента і x_i^j – вузлові координати j -го вузла у i -му напрямку.

Матриця інтерполяції розміром 3×24 має вигляд [84]:

$$N(\xi, \eta, \tau) = \begin{bmatrix} \Phi_1 & 0 & 0 & \Phi_2 & 0 & \dots & 0 & 0 \\ 0 & \Phi_1 & 0 & 0 & \Phi_2 & \dots & \Phi_8 & 0 \\ 0 & 0 & \Phi_1 & 0 & 0 & \dots & 0 & \Phi_8 \end{bmatrix}.$$

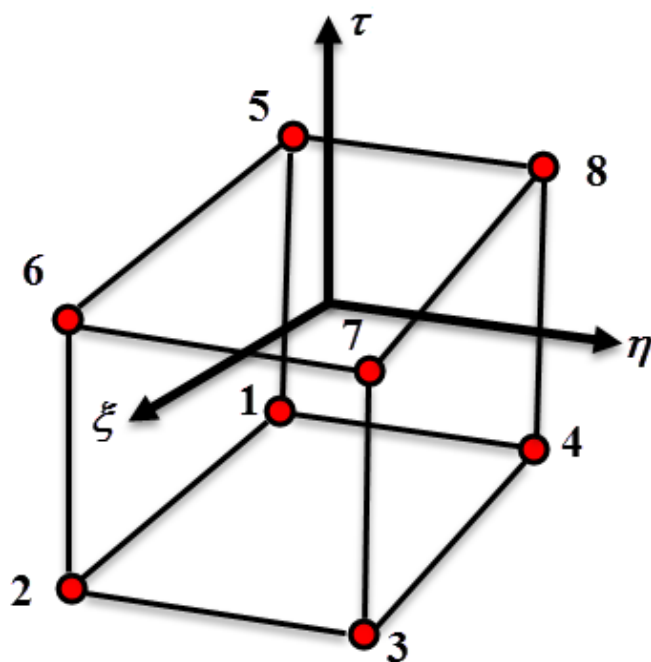


Рис. 2.6 3D восьми вузловий гексадральний елемент

Матричний диференціальний оператор [84], що зв'язує деформації і переміщення, розміром 6×24 має вигляд (2.47):

$$B = \begin{bmatrix} \frac{\partial}{\partial x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\partial}{\partial y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\partial}{\partial z} \\ \frac{\partial}{\partial y} & \frac{\partial}{\partial x} & 0 \\ 0 & \frac{\partial}{\partial z} & \frac{\partial}{\partial y} \\ \frac{\partial}{\partial z} & 0 & \frac{\partial}{\partial x} \end{bmatrix} N. \quad (2.47)$$

Для обчислення елементів матриці (вираз 2.47) запишемо наступні співвідношення:

$$\begin{aligned}\frac{\partial \phi_i}{\partial \xi} &= \frac{\partial \phi_i}{\partial x} \frac{\partial x}{\partial \xi} + \frac{\partial \phi_i}{\partial y} \frac{\partial y}{\partial \xi} + \frac{\partial \phi_i}{\partial z} \frac{\partial z}{\partial \xi} \\ \frac{\partial \phi_i}{\partial \eta} &= \frac{\partial \phi_i}{\partial x} \frac{\partial x}{\partial \eta} + \frac{\partial \phi_i}{\partial y} \frac{\partial y}{\partial \eta} + \frac{\partial \phi_i}{\partial z} \frac{\partial z}{\partial \eta} \\ \frac{\partial \phi_i}{\partial \tau} &= \frac{\partial \phi_i}{\partial x} \frac{\partial x}{\partial \tau} + \frac{\partial \phi_i}{\partial y} \frac{\partial y}{\partial \tau} + \frac{\partial \phi_i}{\partial z} \frac{\partial z}{\partial \tau}\end{aligned}$$

Дані співвідношення можуть бути переписані у наступному вигляді:

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial \phi_i}{\partial \xi} \\ \frac{\partial \phi_i}{\partial \eta} \\ \frac{\partial \phi_i}{\partial \tau} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial x}{\partial \xi} & \frac{\partial y}{\partial \xi} & \frac{\partial z}{\partial \xi} \\ \frac{\partial x}{\partial \eta} & \frac{\partial y}{\partial \eta} & \frac{\partial z}{\partial \eta} \\ \frac{\partial x}{\partial \tau} & \frac{\partial y}{\partial \tau} & \frac{\partial z}{\partial \tau} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{\partial \phi_i}{\partial x} \\ \frac{\partial \phi_i}{\partial y} \\ \frac{\partial \phi_i}{\partial z} \end{bmatrix} = J \begin{bmatrix} \frac{\partial \phi_i}{\partial x} \\ \frac{\partial \phi_i}{\partial y} \\ \frac{\partial \phi_i}{\partial z} \end{bmatrix},$$

де J – яacobіан перетворення, що зв'язує природні та ейлерові координати.

Обчисливши обернену матрицю Яcobі, отримаємо вирази для обчислення елементів матриці градієнтів:

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial \phi_i}{\partial x} \\ \frac{\partial \phi_i}{\partial y} \\ \frac{\partial \phi_i}{\partial z} \end{bmatrix} = J^{-1} \begin{bmatrix} \frac{\partial \phi_i}{\partial \xi} \\ \frac{\partial \phi_i}{\partial \eta} \\ \frac{\partial \phi_i}{\partial \tau} \end{bmatrix},$$

Чисельне інтегрування за об'ємом здійснюється з використанням квадратурної формули Гаусса:

$$\int_{\Omega} g d\Omega = \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 g |J| dr ds dt = \sum_{j=1}^n \sum_{k=1}^n \sum_{l=1}^n g_{jkl} w_j w_k w_l,$$

де n – число квадратурних вузлів; g – підінтегральна функція; J – визначник матриці Якобі; w_j, w_k, w_l – вагові коефіцієнти.

Для елемента з однією точкою інтегрування $n=1$, $w_j=w_k=w_l=2$, $r=s=t=0$ – координати точки інтегрування, квадратурна формула має вигляд:

$$\int_{\Omega} g d\Omega = 8g(0,0,0)|J(0,0,0)|.$$

Головним недоліком елемента з однією точкою інтегрування є необхідність контролю безенергетичних форм деформування. Як правило, виникнення даних форм супроводжується осциляціями. Одним із способів боротьби з цією патологією є введення додаткових сил опору, що перешкоджають виникненню даних аномальних форм деформування, але не впливають на стійкі основні форми.

Вектор сил опору нефізичним формам деформування задано у вигляді [84]:

$$H^n = \frac{1}{4} \rho c Q_{hg} (\sqrt[3]{\Omega})^2 \sum_{k=1}^8 \frac{\partial x_i^k}{\partial t} \Gamma_k^\alpha,$$

де $Q_{hg}=0,05\dots 0,15$ – масштабний коефіцієнт; $i=1,2,3$ – просторовий індекс;

$k=1\dots 8$ – номер вузла скінченного елемента; $\frac{\partial x_i^k}{\partial t}$ – вектор вузлових швидкостей,

Γ – неортогональний вектор нефізичних режимів деформування.

У разі застосування чотирьохвузлового оболонкового елемента [84] (Belytschko-Tsay shell елемент) з однією точкою інтегрування для визначення швидкості, кутової швидкості та координат елемента на серединній поверхні використано білінійну функцію форми (2.48):

$$\begin{aligned}
N_1 &= \frac{1}{4}(1-r)(1-s); \\
N_2 &= \frac{1}{4}(1+r)(1-s) \\
N_3 &= \frac{1}{4}(1+r)(1+s) \\
N_4 &= \frac{1}{4}(1-r)(1+s) \\
v^m &= N_J(r,s)v_J; \\
\theta^m &= N_J(r,s)\theta_J; \\
x^m &= N_J(r,s)x_J.
\end{aligned} \tag{2.48}$$

Для цього формулювання елемента оболонки використано теорію пластин і оболонок Тимошенко-Миндлина [95], згідно з якою швидкість будь-якої точки елемента визначають як (2.49):

$$v = v^m - \hat{z}e_3 \times \theta, \tag{2.49}$$

де $\hat{z}$ – координата точки у локальній системі координат, пов'язаної з серединної поверхнею елемента.

Компоненти тензора швидкостей деформацій визначено наступним чином:

$$\begin{aligned}
\hat{d}_x &= B_{1J}\hat{v}_{xJ} + \hat{z}B_{1J}\hat{\theta}_{yJ}; \\
\hat{d}_y &= B_{2J}\hat{v}_{yJ} - \hat{z}B_{2J}\theta_{xJ}; \\
2\hat{d}_{xy} &= B_{2J}\hat{v}_{xJ} + B_{1J}\hat{v}_{yJ} + \hat{z}(B_{2J}\hat{\theta}_{yJ} - B_{1J}\hat{\theta}_{xJ}); \\
2\hat{d}_{yz} &= B_{2J}\hat{v}_{zJ} - N_J\hat{\theta}_{xJ}; \\
2\hat{d}_{xz} &= B_{1J}\hat{v}_{zJ} + N_J\hat{\theta}_y,
\end{aligned}$$

де

$$B_{1J} = \frac{\partial N_J}{\partial \hat{x}};$$

$$B_{2J} = \frac{\partial N_J}{\partial \hat{y}}.$$

Похідні від функції форми по локальних координатах обчислюються у точці інтегрування елемента з координатами $r=s=0$.

Серединна поверхня або базова поверхня чотирикутного елемента оболонки визначається положенням його чотирьох вузлів. З нею пов'язана система координат елемента, яка повертається разом з матеріалом в результаті деформування елемента (рис. 2.7).

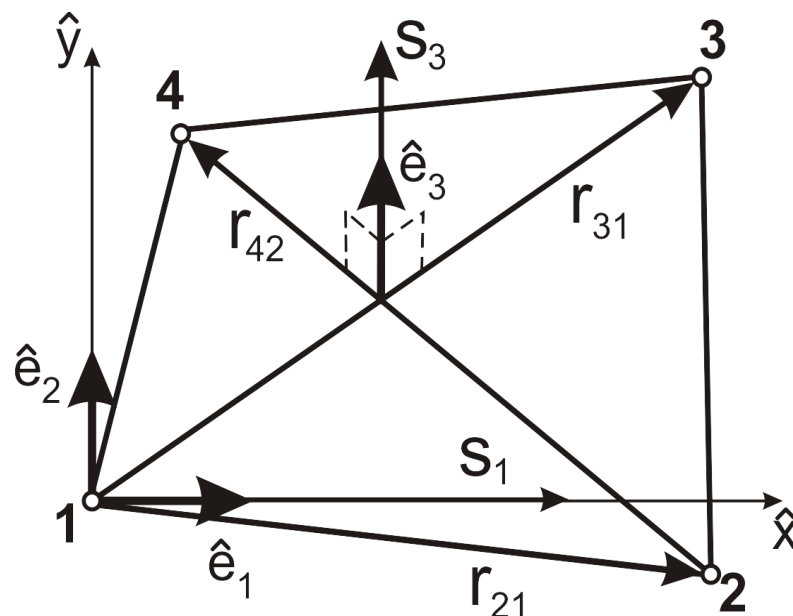


Рис. 2.7 Система координат елемента

Одиничний вектор нормалі коротаційної (локальної) системи координат елемента визначено таким чином:

$$\hat{e}_3 = \frac{s_3}{\|s_3\|}.$$

Напрямок осі x локальної системи координат елемента визначено одиничним базисним вектором $\hat{e}_1$, обчислюваним через одиничний вектор s_1 :

$$\hat{e}_1 = \frac{s_1}{\|s_1\|};$$

$$s_1 = r_{21} - (r_{21} \cdot \hat{e}_3) \hat{e}_3.$$

Одиничний базисний вектор $\hat{e}_2$, що залишився, визначено наступним чином:

$$\hat{e}_2 = \hat{e}_3 \times \hat{e}_1.$$

Зв'язок між компонентами глобальної і локальної системи координат здійснюється таким чином:

$$\{A\} = \begin{Bmatrix} A_x \\ A_y \\ A_z \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} e_{1x} & e_{2x} & e_{3x} \\ e_{1y} & e_{2y} & e_{3y} \\ e_{1z} & e_{2z} & e_{3z} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \hat{A}_x \\ \hat{A}_y \\ \hat{A}_z \end{Bmatrix} = [\mu] \{\hat{A}\}.$$

Рівнодіючі сили і моменти у точці інтегрування елемента визначено таким чином:

$$\hat{f}_{\alpha\beta}^R = \int \hat{\sigma}_{\alpha\beta} d\hat{z};$$

$$\hat{m}_{\alpha\beta}^R = - \int \hat{z} \hat{\sigma}_{\alpha\beta} d\hat{z}.$$

Вузлові сили і моменти пов'язані з рівнодіючими такими співвідношеннями:

$$\hat{f}_{xJ} = A(B_{1J} \hat{f}_{xx}^R + B_{2J} \hat{f}_{xy}^R);$$

$$\hat{f}_{yJ} = A(B_{2J} \hat{f}_{yy}^R + B_{1J} \hat{f}_{xy}^R);$$

$$\hat{f}_{zJ} = Ak(B_{1J} \hat{f}_{xz}^R + B_{2J} \hat{f}_{yz}^R);$$

$$\hat{m}_{xJ} = A(B_{2J} \hat{m}_{yy}^R + B_{1J} \hat{m}_{xy}^R - \frac{k}{4} \hat{f}_{yz}^R);$$

$$\hat{m}_{yJ} = A(B_{1J}\hat{m}_{xx}^R + B_{2J}m_{xy}^R - \frac{k}{4}\hat{f}_{xz}^R);$$

$$\hat{m}_{zJ} = 0.$$

Тут A – площа елемента; k – коефіцієнт зсуву.

Вузлові сили і моменти, які наведено вище, перетворюються з локальної системи координат в глобальну, використовуючи матрицю перетворення $\{\mu\}$. Після цього виконується поелементне підсумовування вузлових зусиль, визначених у глобальній системі координат і отримані значення підставляють у рівняння руху (2.44).

Для усунення нефізичних форм деформування, характерних для оболонкового елемента з розрядженою схемою інтегрування, до фізичних напружень необхідно додати в'язкий член [84]. Введемо вектор нефізичних форм деформування, який визначається відповідно до виразу (2.50):

$$\tau_I = h_I - (h_J \hat{x}_{aJ}) B_{aI}, \quad (2.50)$$

де базовий вектор, який породжує режими деформування, що пригнічуються однокрапковою схемою інтегрування, має вигляд:

$$h = \begin{bmatrix} +1 \\ -1 \\ +1 \\ -1 \end{bmatrix}$$

У виразі (2.50) і наступних виразах індекси мають розмірність рівну 2, наприклад: $\hat{x}_{aI} = (\hat{x}_{1I}, \hat{x}_{2I}) = (\hat{x}_I, \hat{y}_I)$, $I = 1, 2, 3, 4$ – номери вузлів елемента.

Впливаючи вектором нефізичних форм деформування на узагальнені переміщення, отримаємо вектор швидкостей деформацій у вигляді виразів (2.51–2.53):

$$\dot{q}_\alpha^B = \tau_I \hat{\theta}_{\alpha I} \quad (2.51)$$

$$\dot{q}_3^B = \tau_I \hat{v}_{3I} \quad (2.52)$$

$$\dot{q}_\alpha^M = \tau_I \hat{v}_{\alpha I}, \quad (2.53)$$

де верхні індекси B і M позначають згинальні та мембранні форми деформування.

Швидкість зміни напружень, що відповідають нефізичним формам деформування, визначається наступним чином:

$$\dot{Q}_\alpha^B = \frac{r_\theta E t^3 A}{192} B_{\beta I} B_{\beta I} \dot{q}_\alpha^B$$

$$\dot{Q}_3^B = \frac{r_w k G t^3 A}{12} B_{\beta I} B_{\beta I} \dot{q}_3^B$$

$$\dot{Q}_\alpha^M = \frac{r_m E t A}{8} B_{\beta I} B_{\beta I} \dot{q}_\alpha^M,$$

де t – товщина оболонкового елемента, а r_θ , r_w и r_m – параметри, що приймають значення від 0,01 до 0,05.

Таким чином, вираз для визначення напружень на часовому шарі $n+1$ має вигляд (2.54):

$$Q^{n+1} = Q^n + \Delta t \dot{Q}, \quad (2.54)$$

Результуючі сили і моменти опору нефізичним формам деформування обчислюються відповідно до виразів (2.55–2.57):

$$\hat{m}_{\alpha I}^H = \tau_I Q_\alpha^B \quad (2.55)$$

$$\hat{f}_{3I}^H = \tau_I Q_3^B \quad (2.56)$$

$$\hat{f}_{\alpha I}^H = \tau_I Q_\alpha^M, \quad (2.57)$$

Ці сили та моменти опору додаються до попередньо визначених локальних внутрішніх зусиль і моментам, які виникають у наслідок деформування елемента.

2.3.2 Безсітковий метод згладжених частинок

Метод згладжених частинок (в іноземній літературі Smoothed Particle Hydrodynamics або скорочено метод SPH) є різновидом безсіткових методів, які використовують підхід Лагранжа до опису руху суцільного середовища [96–100].

В даному методі середовище представлено дискретним набором рухомих частинок, які допускають довільну зв'язність одна з одною. Кожна з частинок є точкою інтерполяції, у якій задано властивості середовища. Частинка визначається просторовими координатами $x_i(t)$ і масою $m_i(t)$, де $i \in \{1...N\}$. Властивості частинки визначено на довжині згладжування (h) за допомогою функції ядра (W). У якості функції згладжування ядра використовують кубічний В-сплайн. Таким чином, перехід від безперервного уявлення середовища до дискретного, у вигляді згладжених частинок передбачає, що замість неперервної функції, що характеризує польову величину (щільність, тиск, швидкість) вводиться її дискретний аналог. Властивість A частинки у довільній точці r_i визначено шляхом підсумовування відповідних величин всіх частинок, що знаходяться у межах двох довжин згладжування:

$$A(r_i) = \sum_{j=1}^N m_j \frac{A_j}{\rho_j} W((r_i - r_j), h),$$

де m_j – маса j -ї частинки; A_j – значення параметра A j -ї частинки; ρ_j – щільність j -ї частинки; r – координата; h – довжина згладжування; W – вагова функція або ядро; N – кількість сусідніх до j -ї частинок.

Функцію ядра визначено функцією згладжування $\theta(x)$:

$$W(x, h) = \frac{1}{h(x)^d} \theta(x),$$

де d – параметр, що визначає мірність простору, $x = r / h$.

Для забезпечення коректності апроксимації і ефективної реалізації обчислювального методу на функцію згладжування накладено ряд обмежень [98]:

1. умова нормування

$$\int_{\Omega} W((r_i - r_j), h) d\Omega = 1;$$

2. функція згладжування повинна апроксимувати дельта-функцію

$$\lim_{h \rightarrow 0} W((r_i - r_j), h) = \delta(r_i - r_j);$$

3. фінітність носія функції згладжування

$$W((r_i - r_j), h) = 0 \text{ для } |r_i - r_j| > kh,$$

де k – масштабний коефіцієнт.

4. позитивна визначеність функції згладжування

$$W((r_i - r_j), h) \geq 0.$$

5. функція згладжування повинна монотонно спадати з ростом відстані;
6. функція згладжування повинна бути парною, для врахування симетричності взаємодії частинок;
7. функція згладжування повинна бути досить гладкою.

$$\theta(x) = \frac{1}{\pi h^3} \left\{ \begin{array}{ll} 1 - \frac{3}{2} \left(\frac{r}{h} \right)^2 + \frac{3}{4} \left(\frac{r}{h} \right)^3 & 0 \leq \frac{r}{h} \leq 1 \\ \frac{1}{4} \left(2 - \frac{r}{h} \right)^3 & 1 \leq \frac{r}{h} \leq 2 \\ 0 & \frac{r}{h} > 2 \end{array} \right\}.$$

Тоді вираз для визначення щільності середовища i -ої частинки набуде вигляду:

$$\rho_i = \sum_{j=1}^N m_j W_{ij}.$$

У рівняння, що описують моделююче середовище, крім функцій фізичних величин входять їх просторові похідні, тому необхідно вміти апроксимувати градієнти функцій. Правило диференціювання функції у випадку використання SPH апроксимації має вигляд:

$$\frac{\partial A(r_i)}{\partial x_i^k} = \sum_{j=1}^N m_j \frac{A_j}{\rho_j} \nabla W(r_i - r_j, h),$$

де $k=x,y,z$ – індекс простору.

Після дискретизації з використанням методу SPH основні рівняння (2.22)–(2.25) приймають вигляд (2.58)–(2.61):

$$\rho_i = \sum_{j=1}^N m_j W_{ij}; \quad (2.58)$$

$$\frac{dv_i^\alpha}{dt} = \sum_{j=1}^N m_j \left(\frac{\sigma_i^{\alpha\beta}}{\rho_i^2} + \frac{\sigma_j^{\alpha\beta}}{\rho_j^2} \right) \nabla W_{ij}^\beta; \quad (2.59)$$

$$\frac{de_i}{dt} = \sum_{j=1}^N m_j v_{ji}^\alpha \left(\frac{\sigma_i^{\alpha\beta}}{\rho_i^2} + \frac{\sigma_j^{\alpha\beta}}{\rho_j^2} \right) \nabla W_{ij}^\beta; \quad (2.60)$$

$$\frac{du_i}{dt} = v_i; \quad (2.61)$$

$$\frac{dW_{ij}}{dt} = \text{div}(v(x_i, t)W_{ij}).$$

У виразах (2.59), (2.60) α, β – індекси простору.

2.3.3 Апроксимація диференціальних рівнянь скінчено-різницевиими співвідношеннями

Для дискретизації за часом використано метод скінчених різниць, який реалізовано у вигляді явної схеми 2-го порядку [81, 89 – 94].

Розглянемо рішення звичайного диференціального рівняння руху (2.62):

$$M\ddot{u} + f_{int}(u) - H = 0, \quad (2.62)$$

де M – діагональна матриця мас; $\ddot{u}$ – вектор вузлових прискорень; $f_{int}(u)$ – вектор внутрішніх вузлових сил, H – вектор сил опору нефізичним формам деформування.

Для відшукування розв'язку рівняння (2.62) час протікання процесу $0 \leq t \leq t_E$ розбито на n_{TS} часових інтервалів або кроків за часом Δt^n , де $n = 1 \dots n_{TS}$.

Приріст кроку за часом на цілому часовому шарі n (див. рис. 2.8) визначено відповідно до виразу (2.63 а):

$$\Delta t^n = t^{n+1/2} - t^{n-1/2} \quad (2.63 \text{ а})$$

$$\Delta t^{n+\frac{1}{2}} = \frac{1}{2}(\Delta t^n + \Delta t^{n+1}), \quad (2.63 \text{ б})$$

де вираз (2.63 б) дозволяє визначити крок за часом на напівцілому часовому шарі.

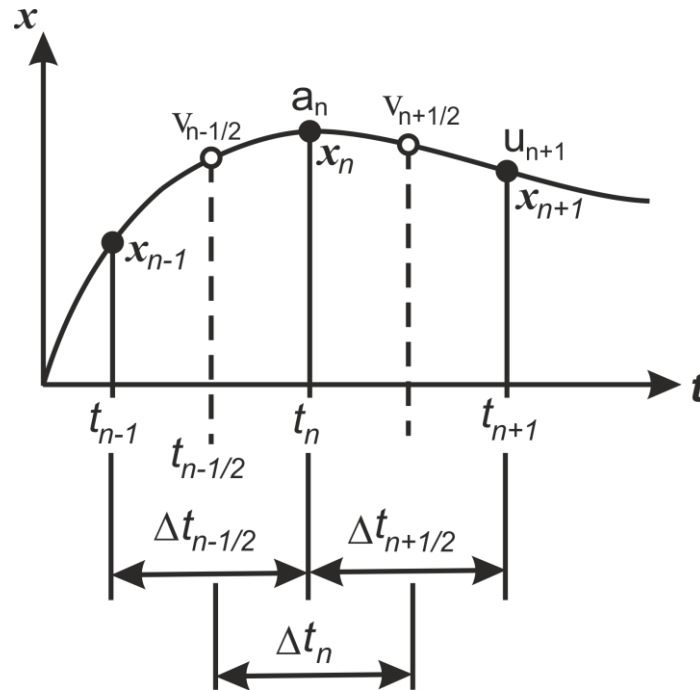


Рис. 2.8 Явна скінчено-різницева схема

Вектор вузлових прискорень на n -му часовому шарі визначено в результаті обертання матриці мас:

$$a^n = M^{-1} (f_{\text{ext}}(u^n, t^n) - f_{\text{int}}(u^n, t^n) + H^n).$$

Скінчено-різницевий вираз для визначення вектора швидкості на напівцілому часовому шарі має вигляд (2.64):

$$v^{n+\frac{1}{2}} = v^{n-\frac{1}{2}} + \Delta t^n a^n; \quad (2.64)$$

Скінчено-різницевий вираз для визначення вектора вузлових переміщень на наступному часовому шарі t^{n+1} має вигляд (2.65):

$$u^{n+1} = u^n + \Delta t^{n+\frac{1}{2}} v^{n+\frac{1}{2}}, \quad (2.65)$$

Оновлене положення вузлів отримуємо шляхом додавання до вектора початкового положення значень вузових переміщень, обчислених на наступному часовому шарі (2.66):

$$x^{n+1} = x^0 + u^{n+1}. \quad (2.66)$$

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

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

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

Вираз для визначення часового кроку з умови забезпечення стійкості рішення має вигляд (2.67):

$$\Delta t^{n+1} = a \cdot \min\{\Delta t_1, \Delta t_2, \dots, \Delta t_N\}, \quad (2.67)$$

де a – масштабний коефіцієнт, що дорівнює 0,9; N – кількість елементів.

Критичне значення кроку за часом для елементів твердого деформованого тіла [84] визначено згідно з виразом (2.68):

$$\Delta t_e = \frac{L_e}{\left\{ \left[Q + (Q^2 + c^2)^{1/2} \right] \right\}}, \quad (2.68)$$

де Q – функція коефіцієнтів об'ємної в'язкості C_0 і C_1 ; L_e – характерна довжина елемента.

Для восьми вузового елемента твердого [84] деформованого тіла характерну довжину визначено таким чином:

$$L_e = \frac{V_e}{A_e},$$

де V_e – об’єм елемента; A_e – площа найбільшої грані елемента.

$$Q = \begin{cases} C_I c + C_0 L_e |\dot{\epsilon}_{kk}|, & \dot{\epsilon}_{kk} < 0 \\ 0 & \dot{\epsilon}_{kk} > 0 \end{cases},$$

де c – адіабатична швидкість звуку.

$$c = \left[\frac{4G}{3\rho_0} + \frac{\partial p}{\partial \rho} \right]_s^{1/2}.$$

Для випадку пружного середовища швидкість звуку визначається наступним чином:

$$c = \sqrt{\frac{E(1-\mu)}{(1+\mu)(1-2\mu)\rho}},$$

У разі застосування оболонкових скінчених елементів значення кроку за часом (2.69) визначено наступним чином:

$$\Delta t_e = \frac{L_s}{c}, \quad (2.69)$$

де L_s – характерна довжина елемента.

$$c = \sqrt{\frac{E}{\rho(1-\mu^2)}}.$$

Характерну довжину визначено таким чином:

$$L_s = \frac{(1 + \beta) A_s}{\max(L_1, L_2, L_3, (1 - \beta) L_4)},$$

де $\beta = 0$ для чотирикутного елемента і $\beta = 1$ для трикутного елемента; A_s – площа; L_i ($i=1 \dots 4$) – довжина сторони оболонкового елемента.

У разі застосування методу SPH значення кроку за часом вибрано відповідно до виразу: $\Delta t = C_{CFL} \min_i \left(\frac{h_i}{c_i + v_i} \right)$, де C_{CFL} – константа Куранта-Фрідрікса-Леві.

Наприкінці розглянемо алгоритм, що відображає послідовність інтегрування рівняння руху (див. рис. 2.9).

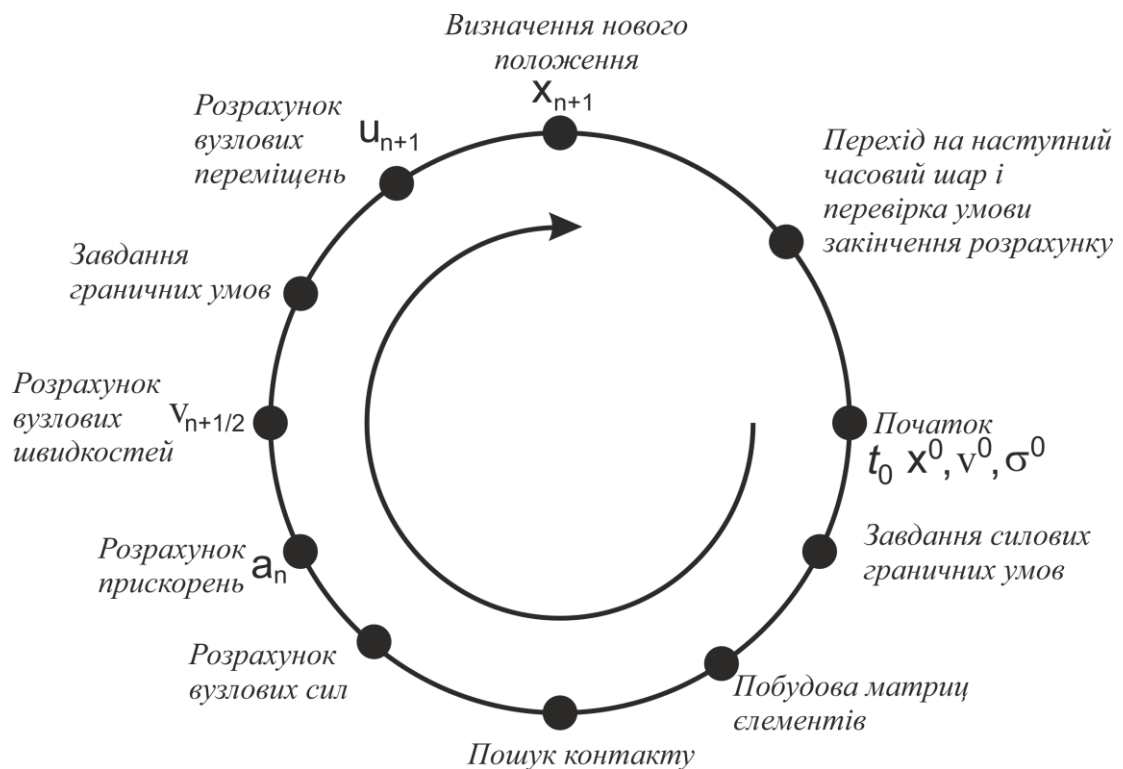


Рис. 2.9 Процедура інтегрування рівняння руху

Висновки до розділу 2

1. Описано математичну модель взаємодії м'якого тіла з перешкодою, що включає рівняння нерозривності, зміни кількості руху та балансу енергії, фізичні співвідношення, початкові, граничні та контактні умови.

2. Описано моделі суцільних середовищ для перешкоди і рівняння стану для м'якого тіла.

3. Розглянуто методи чисельного рішення задачі взаємодії м'якого тіла з перешкодою із застосуванням явної схеми інтегрування за часом рівняння руху, які побудовано на основі сіткового і безсіткового методів.

Основні положення цього розділу викладені в публікації автора [101, 102].

РОЗДІЛ 3

МОДЕЛЮВАННЯ ЗІТКНЕННЯ М'ЯКОГО ТІЛА З ЖОРСТКОЮ ПЕРЕШКОДОЮ

На основі механіко-математичної моделі, яку описано у другому розділі, розглянуто рішення задачі про моделювання зіткнення м'якого тіла з жорсткою перешкодою. З метою виключення впливу жорсткості перешкоди на амплітуду і тривалість ударного імпульсу на початковому етапі деформаціями перешкоди можна знехтувати і розглядати перешкоду як абсолютно жорстке тіло.

Мета даного розділу полягає у розробленні та верифікації моделей м'якого тіла. Для досягнення поставленої мети необхідно розв'язати наступні задачі:

- 1) дослідити вплив форми м'якого тіла;
- 2) вибрати метод дискретизації м'якого тіла;
- 3) дослідити вплив кроку дискретизації за просторовими змінними (кількість скінченних елементів і частинок);
- 4) дослідити вплив щільності середовища;
- 5) дослідити вплив маси і швидкості зіткнення;
- 6) порівняти результати чисельного моделювання з аналітичними і експериментальними даними.

3.1 Модель м'якого тіла

Одним з мотивів, який спонукав до розробки чисельної моделі м'якого тіла, яку можна було б згодом використовувати для проведення чисельних досліджень, є той факт, що результати експериментальних досліджень із застосуванням імітаторів показують сильний розкид даних і відсутність повторюваності даних при однакових умовах.

Цілком очевидно, що модель м'якого тіла повинна відтворювати не тільки імпульс сили, що передається тілом птаха при ударі, а й зміну тиску за часом. Поставлена задача вважається розв'язаною, якщо тиск, що створюється у наслідок удару м'якого тіла, має такі ж, як у разі удару реального птаха, абсолютну

величину, час наростання (тривалість переднього фронту) і розвантаження та інтеграл по повному часу контакту.

Моделі м'якого тіла являють собою циліндричний об'єм із співвідношенням довжини до діаметру ($A = L / D$), яке дорівнює двом. В роботі розглянуто дві моделі: модель 1 – циліндр з плоскими торцями (Flat_Cyl) (див. рис. 3.1 а) та модель 2 – циліндр із заокругленими торцями (Ball_End_Cyl) (див. рис. 3.1 б).

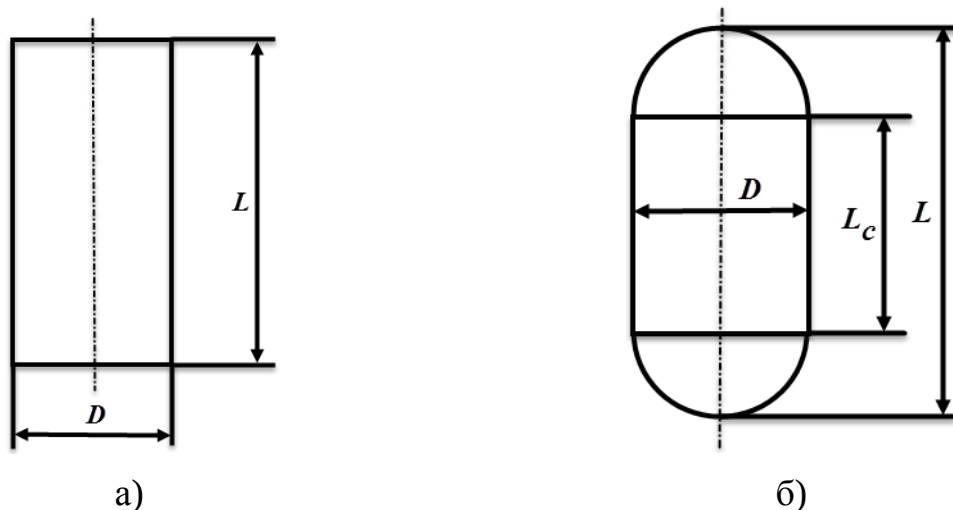


Рис. 3.1 Моделі м'якого тіла

Розміри моделей 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.

Для моделі 1 (Flat_Cyl)

$$R = \sqrt[3]{\frac{m}{2\pi\rho_0 A}};$$

$$L = 2AR,$$

де m – маса м'якого тіла, кг.

Для моделі 2 (Ball_End_Cyl)

$$R = \sqrt[3]{\frac{m}{\pi\rho_0 \left[\frac{4}{3} + 2(A-1) \right]}};$$

$$L_c = 2R(A-1).$$

Для визначення щільності середовища ρ_0 моделі м'якого тіла використано результати досліджень, проведених міжнародною організацією **International Bird Strike Research Group** (IBSRG) для 30 видів птахів, які найчастіше беруть участь у зіткненнях [103]: $\rho_0 = -0,063 \lg(m) + 1.148$, де ρ_0 , г/см³, m , г.

3.2 Метод дискретизації м'якого тіла

Для визначення закону руху м'якого тіла застосовано підхід Лагранжа.

Розглянуто два методи дискретизації рівнянь за просторовими змінними: 1) сітковий – метод скінченних елементів; 2) безсітковий – метод згладжених частинок (SPH). У разі застосування методу скінченних елементів розрахункову область моделі м'якого тіла апроксимовано 3-D восьми вузловими гексаедральними елементами твердого деформівного тіла, з однією точкою інтегрування (рис. 3.2 а). У разі застосування безсіткового методу згладжених частинок (SPH) розрахункову область моделі м'якого тіла описано набором рівномірно розташованих SPH частинок (рис. 3.2б).

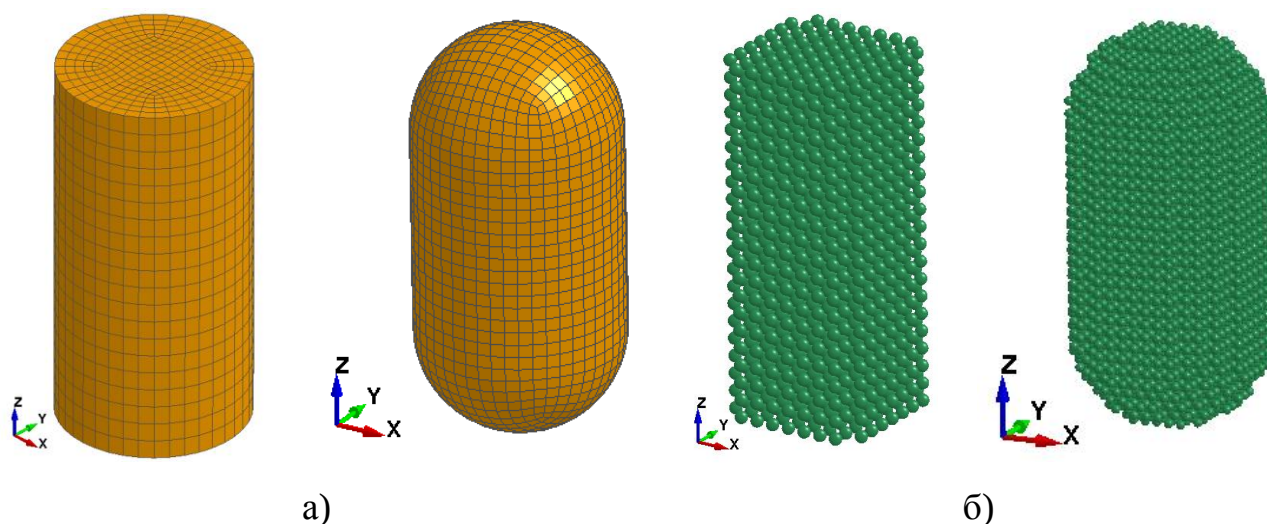


Рис. 3.2 Скінчено-елементна і SPH моделі м'якого тіла

3.3 Вплив кроку дискретизації

В силу того, що метод скінченних елементів і метод SPH є чисельними методами розв'язання системи диференціальних рівнянь, що складають механіко-математичну модель зіткнення м'якого тіла з перешкодою, то рішення, одержувані за допомогою даних методів, будуть наближеними. Точність рішення залежить від кроку дискретизації. В даному розділі досліджено вплив методу і кроку дискретизації на точність одержуваного рішення. Для цього розглянемо розв'язок тестової задачі про зіткнення м'якого тіла масою m , що рухається під кутом 90°

(фронтальний удар) до поверхні абсолютно жорсткої перешкоди зі швидкістю V_0 . На рис. 3.3 показано розрахункові схеми розв'язуваної задачі. Перешкоду моделюємо як товстостінну плиту циліндричної форми із співвідношенням діаметра до товщини, що дорівнює 10.

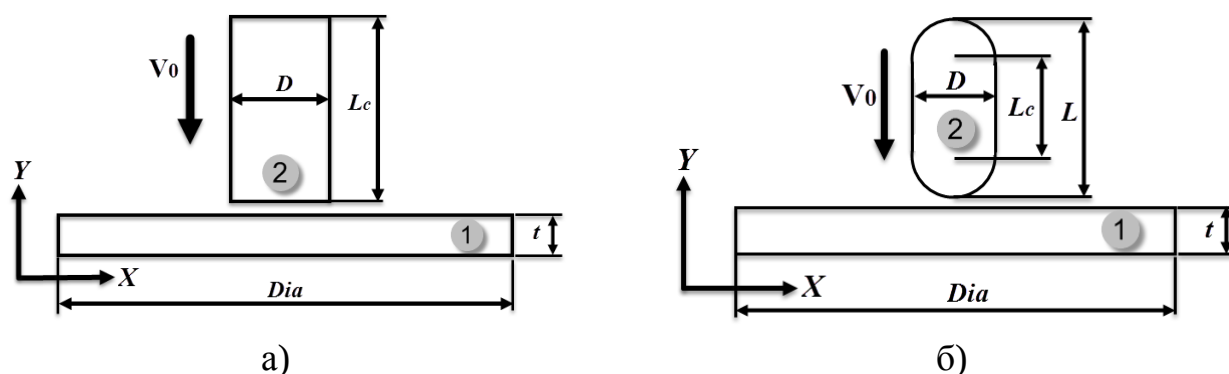


Рис. 3.3 Розрахункові схеми

Нижче наведено чисельні значення параметрів моделей, які використано при розв'язанні тестової задачі. Маса птаха $m=1$ кг, швидкість зіткнення $V_0=100$ м/с.

Модель 1 – Flat_Cyl

1 – Жорстка перешкода		2 – М'яке тіло	
Параметр	Значення	Параметр	Значення
Dia , мм	438	D , мм	87,6
t , мм	43,8	L , мм	175

1 – Жорстка перешкода		2 – М'яке тіло	
Параметр	Значення	Параметр	Значення
ρ , кг/м ³	4450	ρ , кг/м ³	950
E , ГПа	100	E , ГПа	1
ν	0,3	ν	0,3

Параметри рівняння стану

2 – М'яке тіло			
Параметр	Значення	Параметр	Значення
C_1 , МПа	2089	P_c , Па	-1×10^{-12}
C_2 , МПа	6267,1	$TEROD$	10
C_3 , МПа	10445,2	$CEROD$	0,001

Модель 2 – Ball_End_Cyl

1 – Жорстка перешкода		2 – М'яке тіло	
Параметр	Значення	Параметр	Значення
Dia , мм	465	D , мм	93
t , мм	46,5	L , мм	186

Інші значення параметрів для моделі 2 взято такими ж, як і для моделі 1. Для розглянутих моделей м'якого тіла, у разі застосування методу скінченних елементів, побудовано регулярні гексаедральні сітки з різним кроком дискретизації (див. рис. 3.4 і 3.6). У разі використання безсіткового методу згладжених частинок SPH побудовано розрахункові сітки з рівномірним кроком між дискретними частинками (див. рис. 3.5, 3.7).

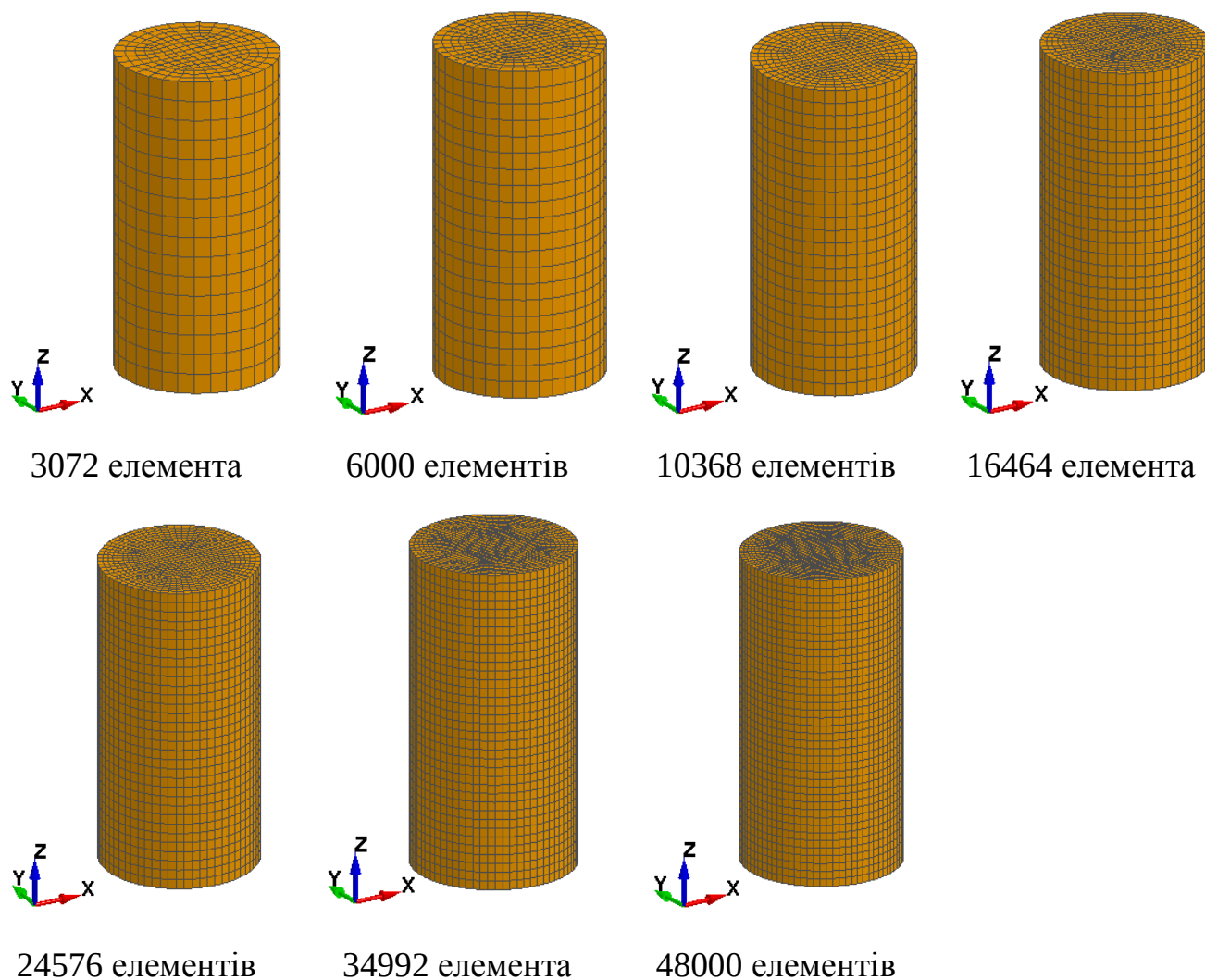


Рис. 3.4 Розрахункові сітки для моделі 1 м'якого тіла, метод МСЕ

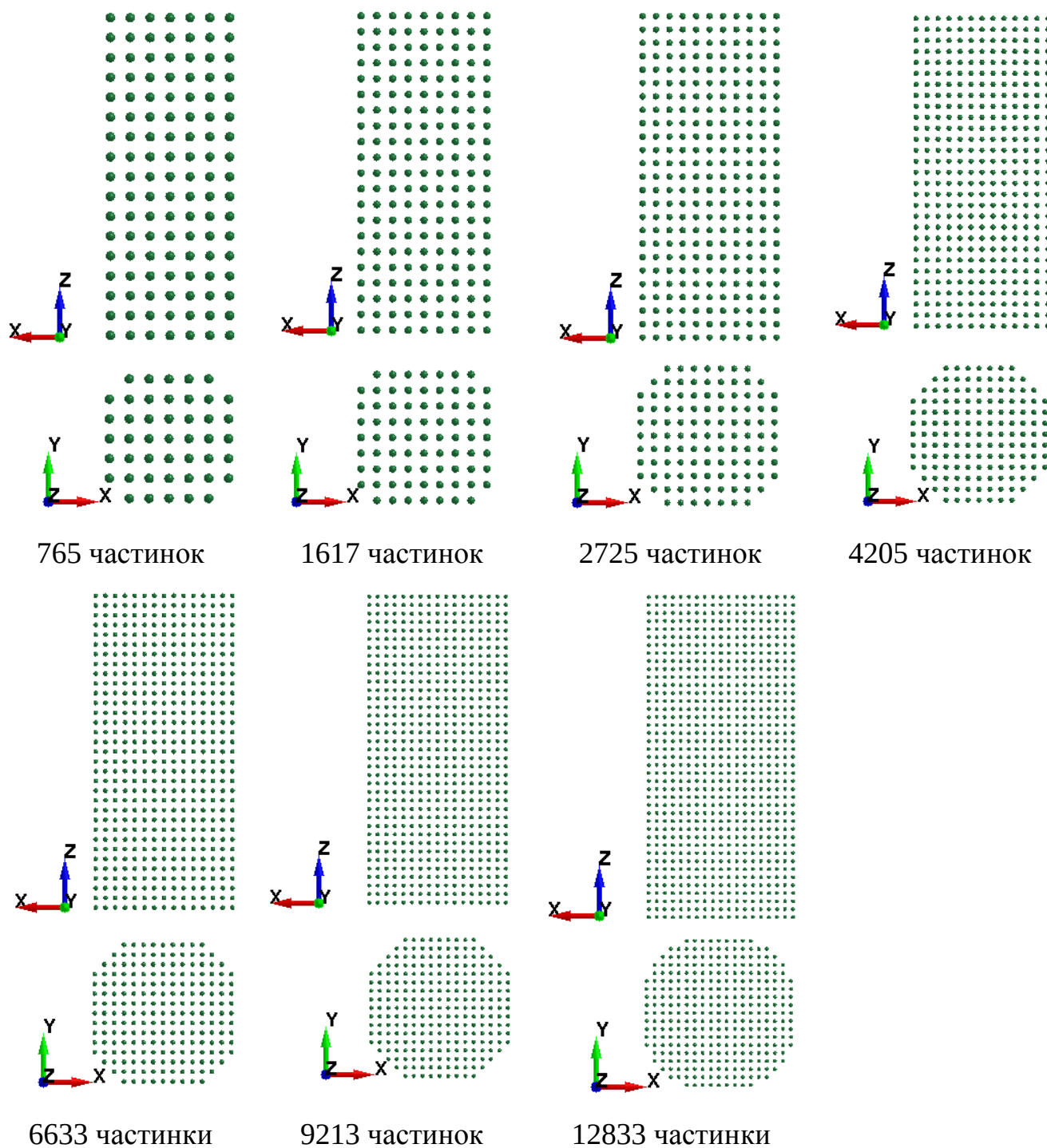


Рис. 3.5 Розрахункові сітки для моделі 1 м'якого тіла, метод SPH

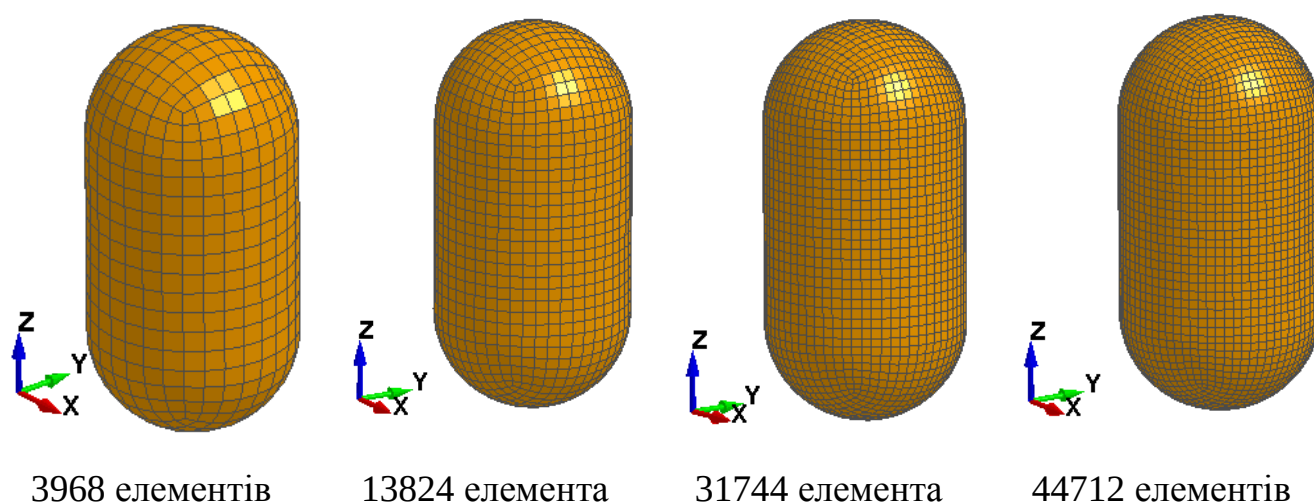


Рис. 3.6 Розрахункові сітки для моделі 2 м'якого тіла, метод MCE

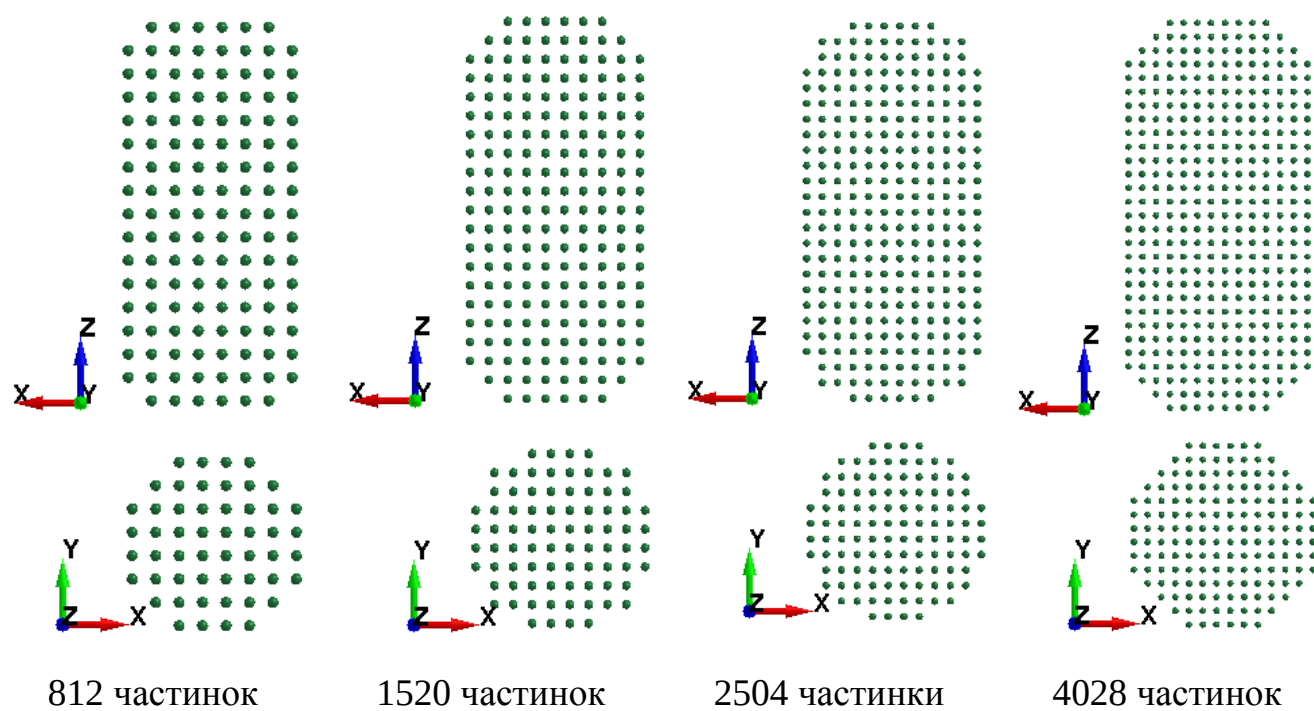
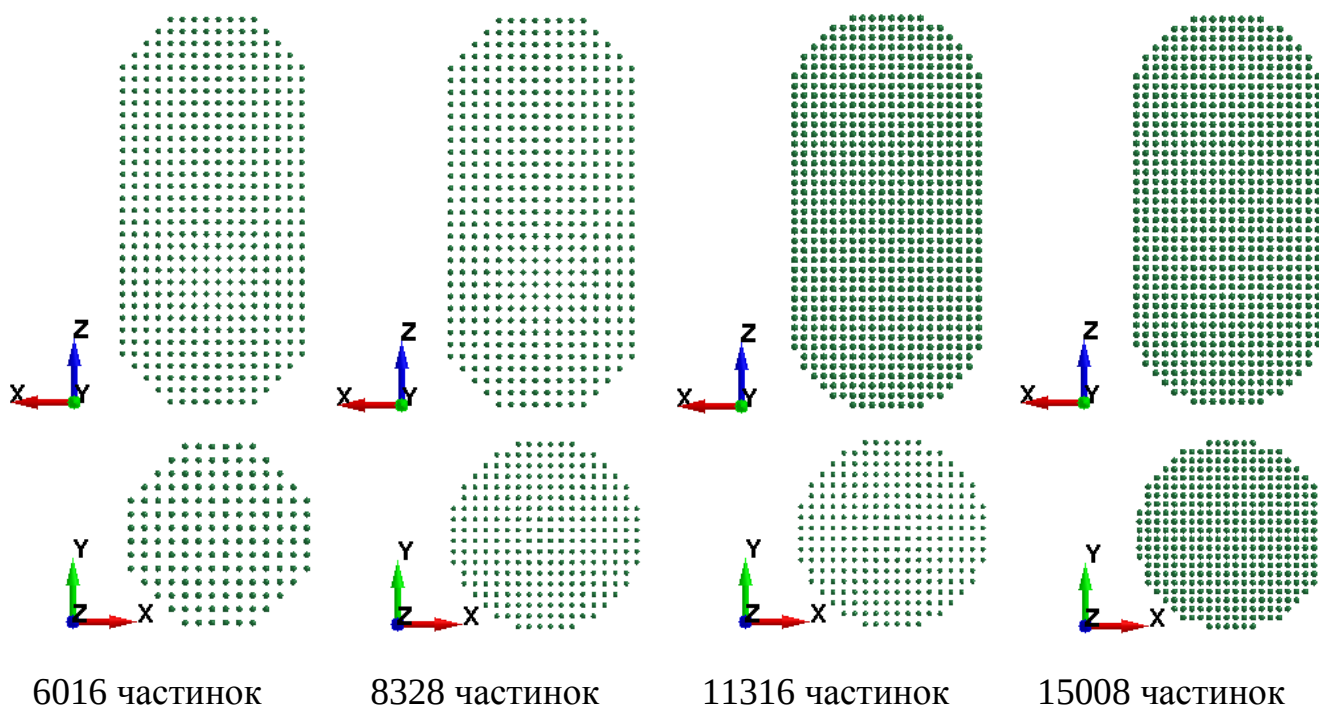
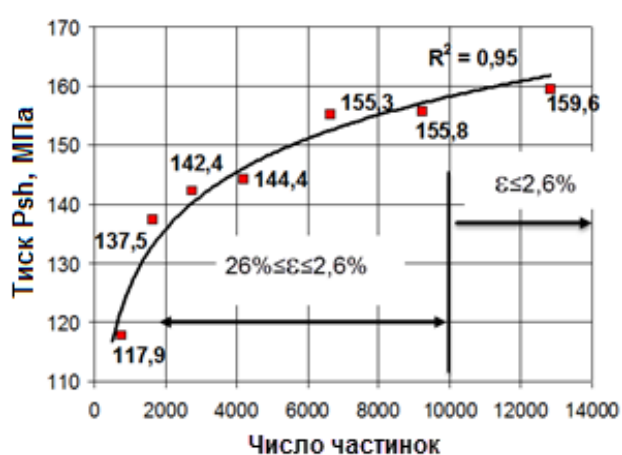


Рис. 3.7 Розрахункові сітки для моделі 2 м'якого тіла, метод SPH

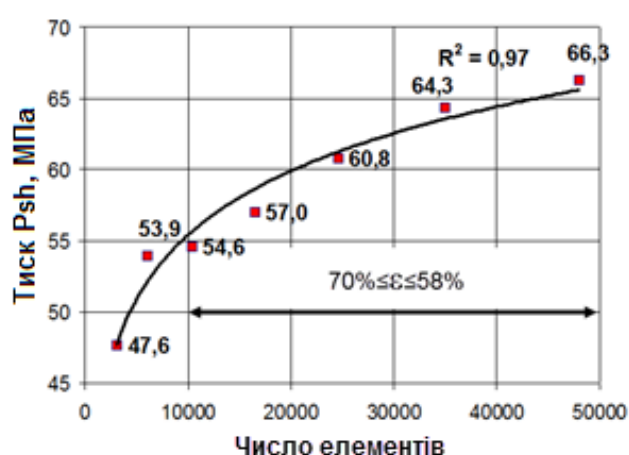


Продовження рис. 3.7 Розрахункові сітки для моделі 2 м'якого тіла, метод SPH

На рис. 3.8 і 3.9 наведено результати дослідження впливу кроку і методу дискретизації на величину максимального тиску при ударі м'якого тіла по жорсткій перешкоді для моделей 1 і 2. Виконано порівняння отриманого результату чисельного рішення з аналітичним рішенням, отриманим у рамках теорії гідроудару для одновимірної моделі в припущенні стисливості середовища.

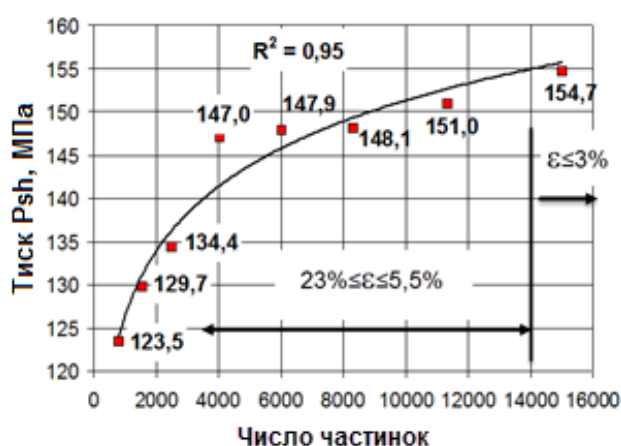


а)

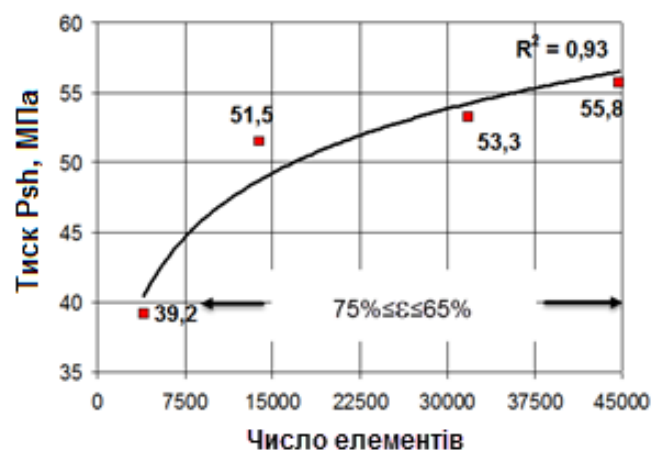


б)

Рис. 3.8 Вплив кроку дискретизації на величину максимального тиску при ударі м'якого тіла по жорсткій перешкоді (модель 1)



а)



б)

Рис. 3.9 Вплив кроку дискретизації на величину максимального тиску при ударі м'якого тіла по жорсткій перешкоді (модель 2)

Так згідно з аналітичним рішенням 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. На рис. 3.8 і 3.9 параметр R^2 – достовірність апроксимації.

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, похибка апроксимації при числі частинок менше ніж 1000 становить 22... 26%. У той же час у разі застосування методу МСЕ похибка апроксимації при числі елементів менше ніж 5000 становить 70... 75%. Відповідне 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 рішення. При цьому похибка апроксимації становить 58... 65%, а розрахункове значення тиску у 2,5–3 рази нижче теоретичного значення.

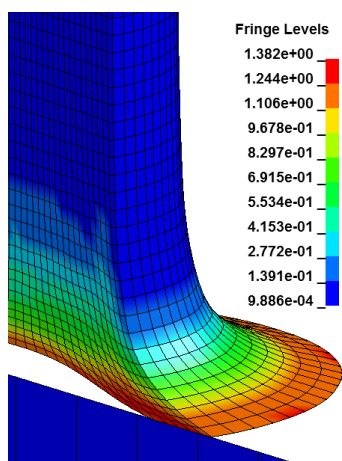


Рис. 3.10 Характер зміни накопиченої деформації у м'якому тілі у момент часу $T=0,16$

Низька точність рішення, яку забезпечує МСЕ, пояснюється його особливістю стосовно до розв'язуваної задачі. А саме, в процесі деформування м'якого тіла спостерігається суттєва зміна первісної форми і розмірів елементів у зоні контакту з перешкодою: витяжка елементів у радіальному напрямку з істотним викривленням вільної поверхні (рис. 3.10). На рис. 3.11 показано характер зміни за часом накопиченої деформації у м'якому тілі.

Результат представлено у вигляді ізоповерхонь.

На рис. 3.10, 3.11 час представлено у безрозмірному вигляді, а саме як відношення поточного моменту часу до повного часу перебігу процесу.

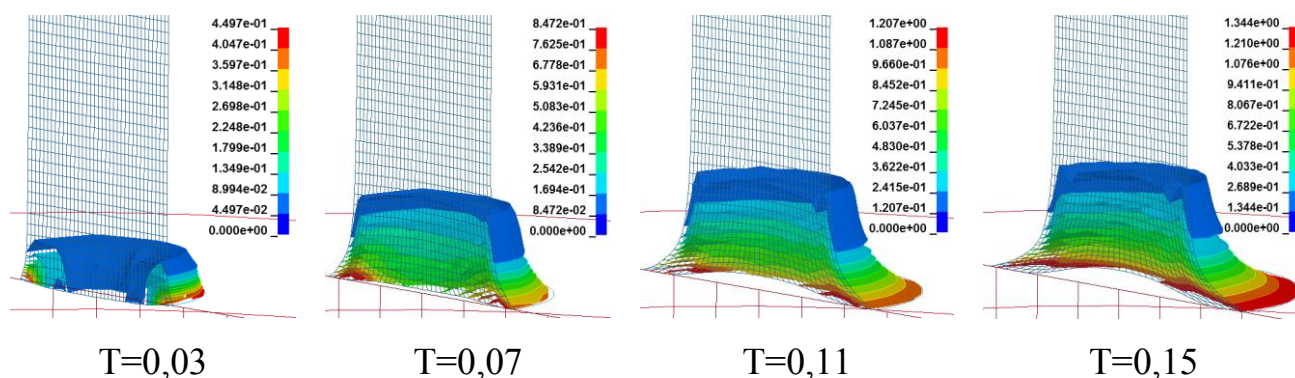


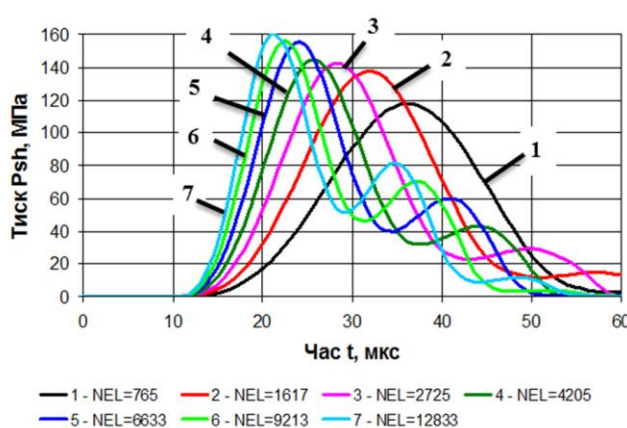
Рис. 3.11 Процес розвитку накопиченої деформації за часом у м'якому тілі

Аналізуючи отриманий результат, зазначимо таке: процес деформування м'якого тіла носить локальний характер. У початковий момент часу область максимальних деформацій зосереджена поблизу вільної поверхні. У міру розвитку процесу деформування спостерігається розширення області максимальних накопичених деформацій від периферії до центру. Область

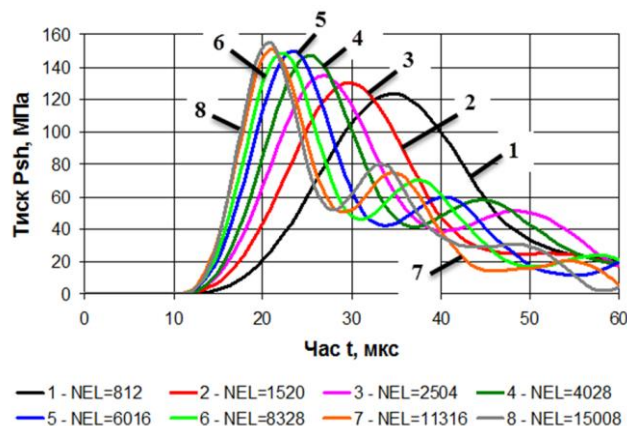
розвитку накопичених деформацій обмежена по висоті і локалізована поблизу зони контакту м'якого тіла з перешкодою. Крім того, в процесі деформування під дією сил інерції спостерігається порушення контакту м'якого тіла з перешкодою (відскік). При цьому утворюється каверна з криволінійної деформованої поверхнею, розміри якої змінюються у часі.

Наступний важливий висновок, який можна зробити, порівнюючи два методу дискретизації, стосується обчислювальних витрат. У цьому сенсі безсітковий метод згладжених частинок є більш ефективним, ніж МСЕ, оскільки забезпечує прийнятну точність апроксимації при істотно меншій кількості частинок в моделі. Іншим аспектом, на який хотілося б звернути увагу, є порівняння двох моделей (геометричних форм м'якого тіла – плоский торець і заокруглений). У цьому плані слід відзначити схожість отриманого результату. З огляду на вищесказане, у подальших дослідженнях для дискретизації м'якого тіла обрано безсітковий метод згладжених частинок.

Для моделей 1 і 2 у випадку застосування методу SPH досліджено вплив кроку дискретизації на розподіл тиску при ударі для проміжку часу, відповідного активній фазі удару. Результат наведено на рис. 3.12.



Модель 1 Flat_Cyl

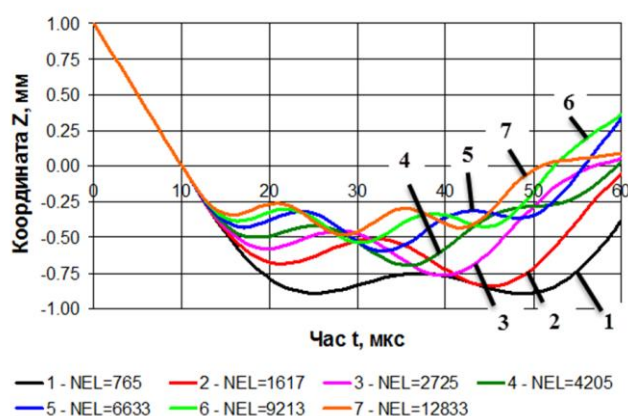


Модель 2 Ball_End_Cyl

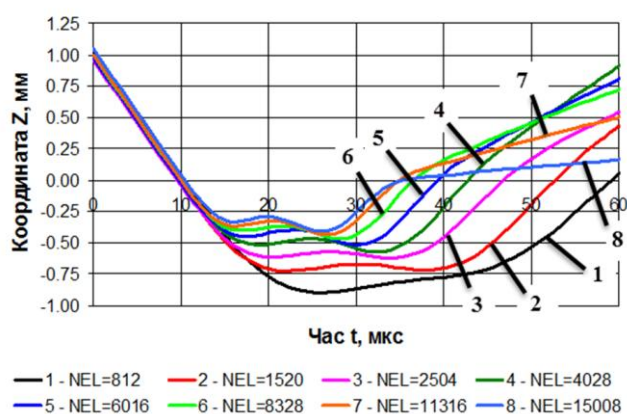
Рис.3.12 Вплив кроку дискретизації на розподіл тиску при ударі м'якого тіла по жорсткій перешкоді (метод SPH)

Аналізуючи отриманий результат можна зробити такі висновки:

Характер розподілу тисків за часом і значення максимальних тисків однакові для обох моделей, що вказує на слабкий вплив форми моделі м'якого тіла на розподіл тиску. Зі збільшенням числа частинок величина максимального тиску зростає в середньому на 20... 25%, при цьому скорочується час наростання тиску. Крім того, досліджено вплив кроку дискретизації на зміну вертикального положення (координати Z) центральної точки м'якого тіла в процесі її контакту з перешкодою (див. рис. 3.13).



Модель 1 Flat_Cyl



Модель 2 Ball_End_Cyl

Рис. 3.13 Вплив кроку дискретизації на зміну вертикального положення центральної точки м'якого тіла (метод SPH)

Аналізуючи дані, наведені на рис. 3.13, можна відзначити такі особливості: зі зменшенням кроку дискретизації (збільшенням числа частинок) зменшується глибина проникнення центральної точки м'якого тіла крізь поверхню перешкоди, а також скорочується час контакту. Це в свою чергу допомагає обґрунтувати результат, наведений на рис. 3.12, а саме, збільшення максимального тиску і зменшення часу наростання тиску зі збільшенням числа частинок.

Проведено порівняння результатів чисельного моделювання з результатами високошвидкісної зйомки, виконаної у ході експерименту [104]. Характер деформування м'якого тіла, показаний на рис. 3.14 – 3.17, відображає гідродинамічну природу поведінки моделі, що описується в рамках теорії гідроудару. Чітко видно процес осідання циліндричного об'єму в осьовому

напрямку з подальшим розтіканням по поверхні перешкоди. Процес розтікання м'якого тіла по поверхні перешкоди являє собою потенційну безвихреву течію. Для усіх розглянутих моделей виконується умова симетрії у характері течії. Слід зазначити задовільне узгодження характеру деформування тушки птаха при моделюванні з картиною деформування, отриманої у ході експерименту.

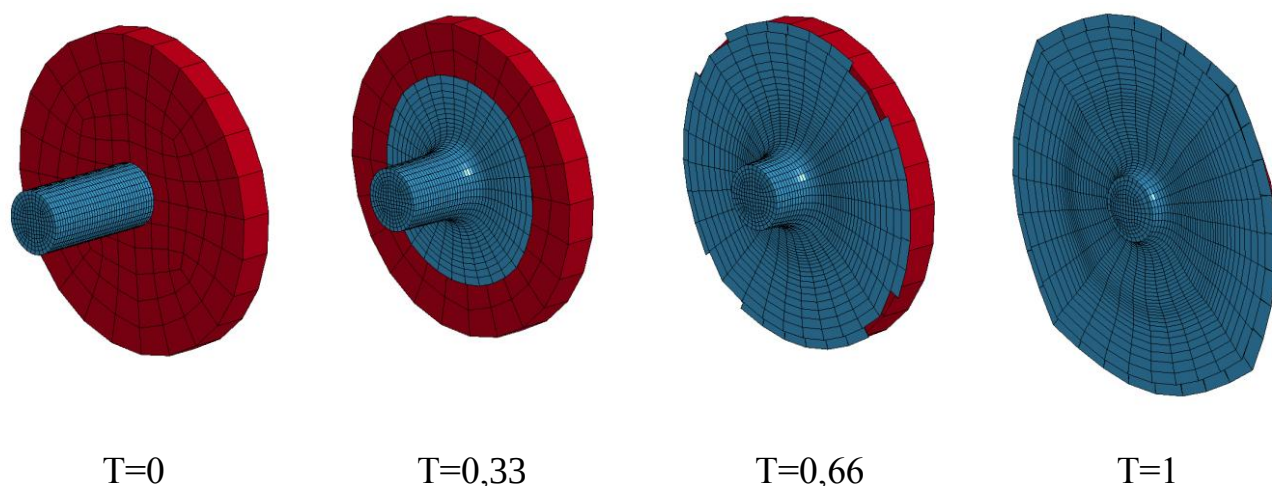


Рис. 3.14 Характер деформування м'якого тіла масою $m = 1$ кг, що співударяється з жорсткою перешкодою на швидкості $V_{im} = 100$ м/с (модель 1, MCE)

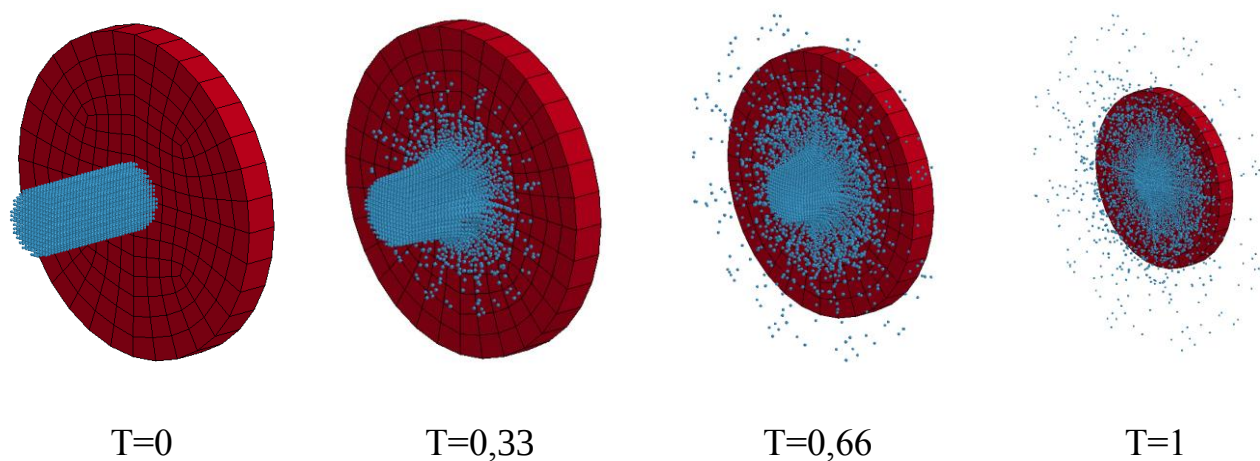


Рис. 3.15 Характер деформування м'якого тіла масою $m = 1$ кг, що співударяється з жорсткою перешкодою на швидкості $V_{im} = 100$ м/с (модель 1, метод SPH)

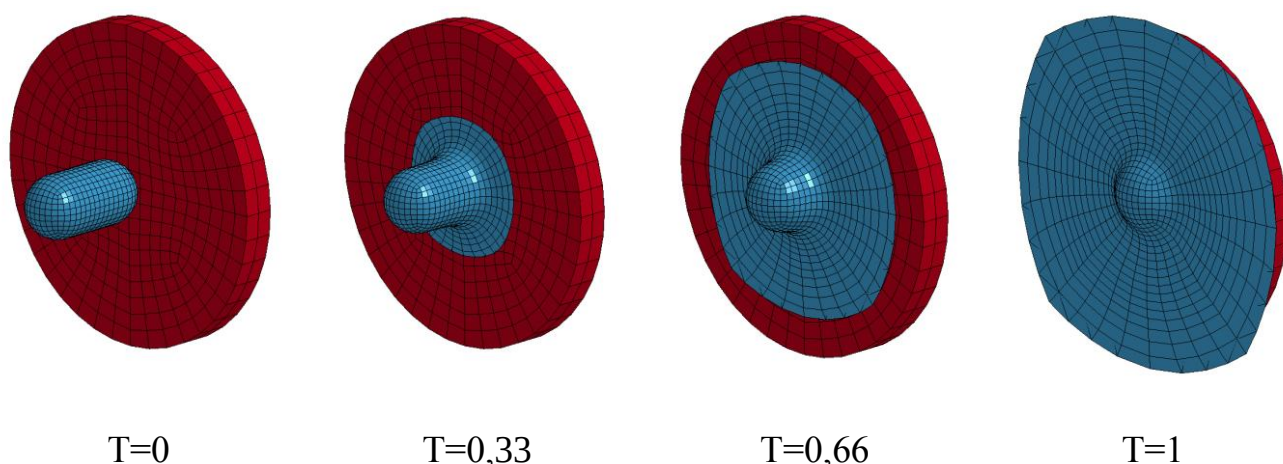


Рис. 3.16 Характер деформування м'якого тіла масою $m = 1$ кг, що співударяється з жорсткою перешкодою на швидкості $V_{im} = 100$ м/с (модель 2, МСЕ)

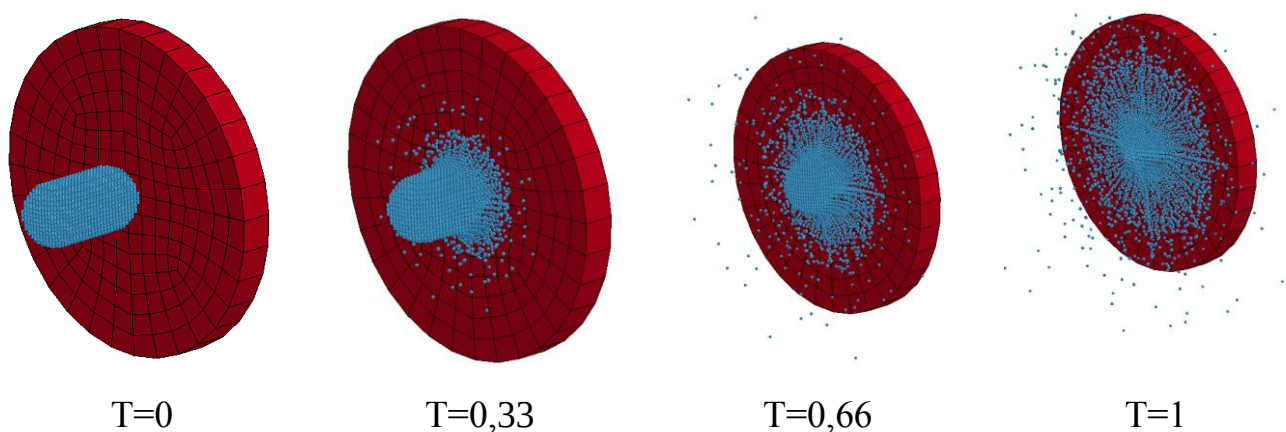


Рис. 3.17 Характер деформування м'якого тіла масою $m = 1$ кг, що співударяється з жорсткою перешкодою на швидкості $V_{im} = 100$ м/с (модель 2, метод SPH)

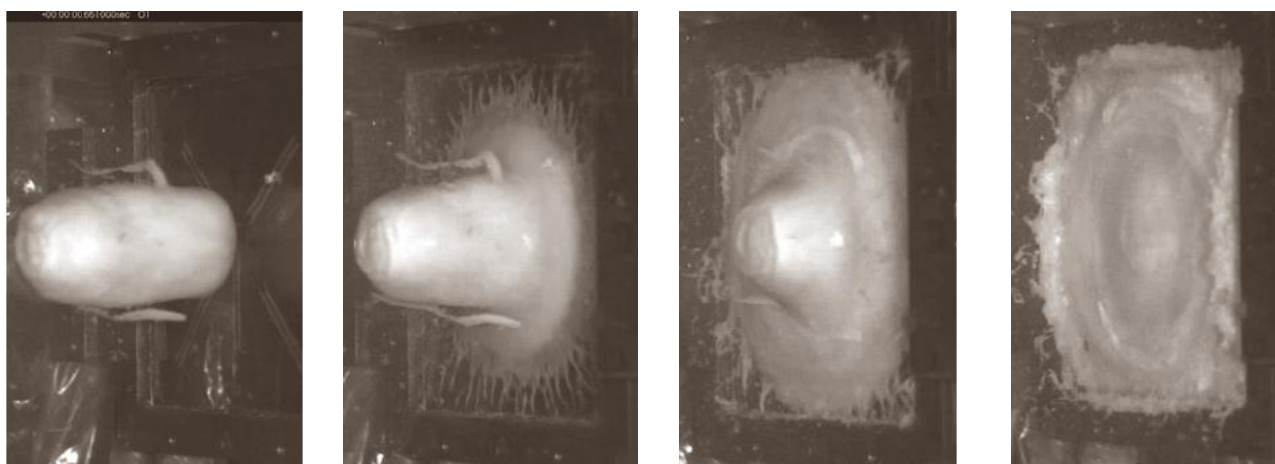


Рис. 3.18 Характер деформування желатинового імітатора масою $m = 1$ кг, що співударяється з жорсткою перешкодою на швидкості $V_{im} = 95$ м/с [104]

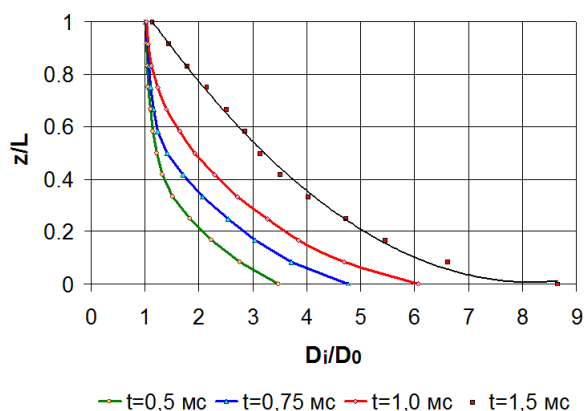


Рис. 3.19 Зміна діаметру м'якого тіла у процесі його деформування

Проаналізовано зміну діаметра м'якого тіла у процесі його деформування для різних моментів часу. Результат наведено у безрозмірному вигляді (див. рис. 3.19). По осі абсцис відкладено відношення поточного діаметра до початкового. По осі ординат відкладено відношення координати Z перетину, в якому вимірюється діаметр до його початкової довжини.

Деформування м'якого тіла у процесі його зіткнення з жорсткою перешкодою носить нелінійний характер. У зоні контакту м'якого тіла з перешкодою спостерігається суттєва зміна діаметра. Так для порівняння, якщо на відстані $z/L=0,5$ величина відношення D_i/D_0 у момент часу $t=0,5$ мс дорівнює 1,21, то в зоні контакту при $z/L=0$ вона дорівнює 3,5 відповідно. А у кінцевий момент часу для $z/L=0,5$ – $D_i/D_0 = 3,12$ і для $z/L=0$ – 8,65 відповідно.

Отримано і проаналізовано поля розподілу тиску, щільності й вертикальної складової вектора швидкості у м'якому тілі для різних моментів часу. На рис. 3.20 і 3.21 показано характер розподілу поля тисків у поздовжньому і поперечному перетинах м'якого тіла для проміжків часу, відповідних активній фазі удару.

Аналізуючи поле тисків, зазначимо таке: в процесі взаємодії м'якого тіла з перешкодою формується поле тисків з розвиненою хвильовою структурою. На початковому етапі область стиснення примикає до межі зони контакту. Тиск у цій області максимальний і продовжує рости у часі. Також має місце нерівномірність розподілу тиску у поперечних перетинах м'якого тіла. 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.

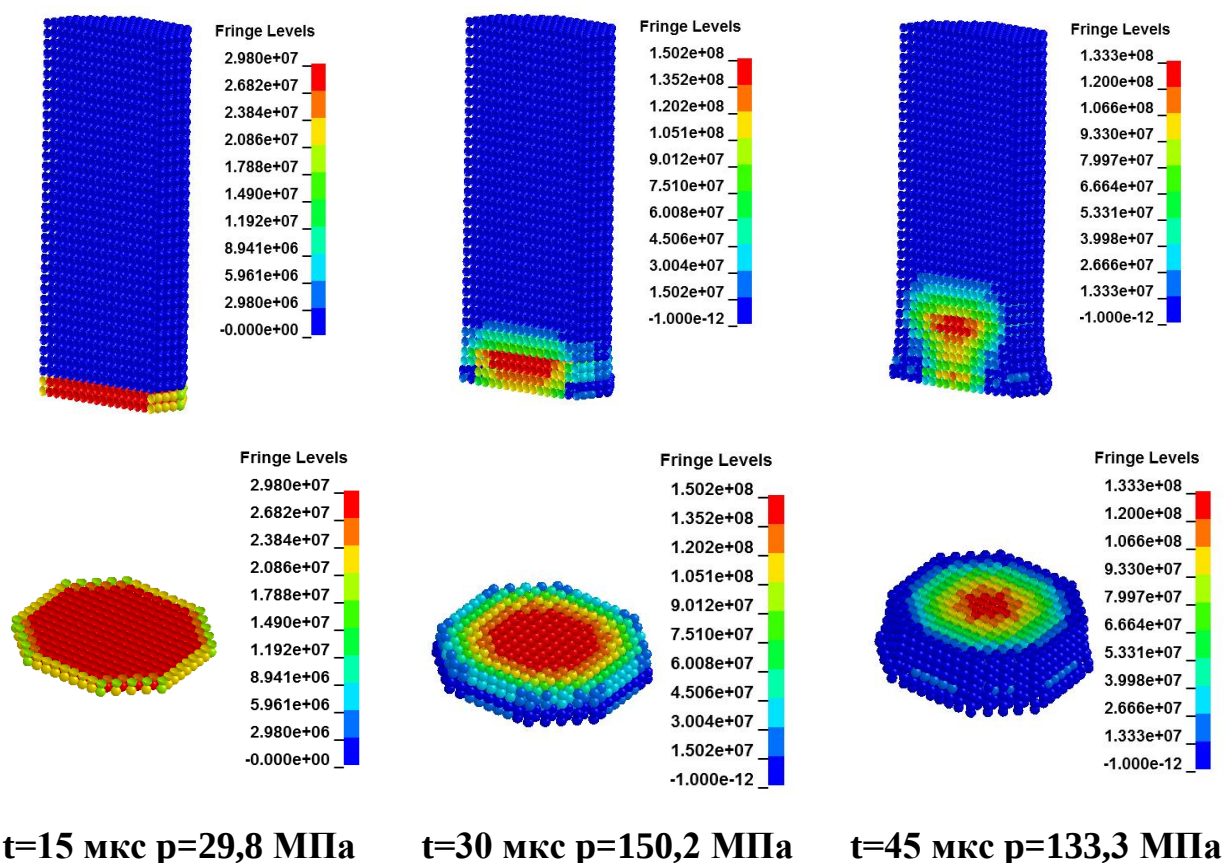


Рис. 3.20 Характер розподілу поля тисків у м'якому тілі

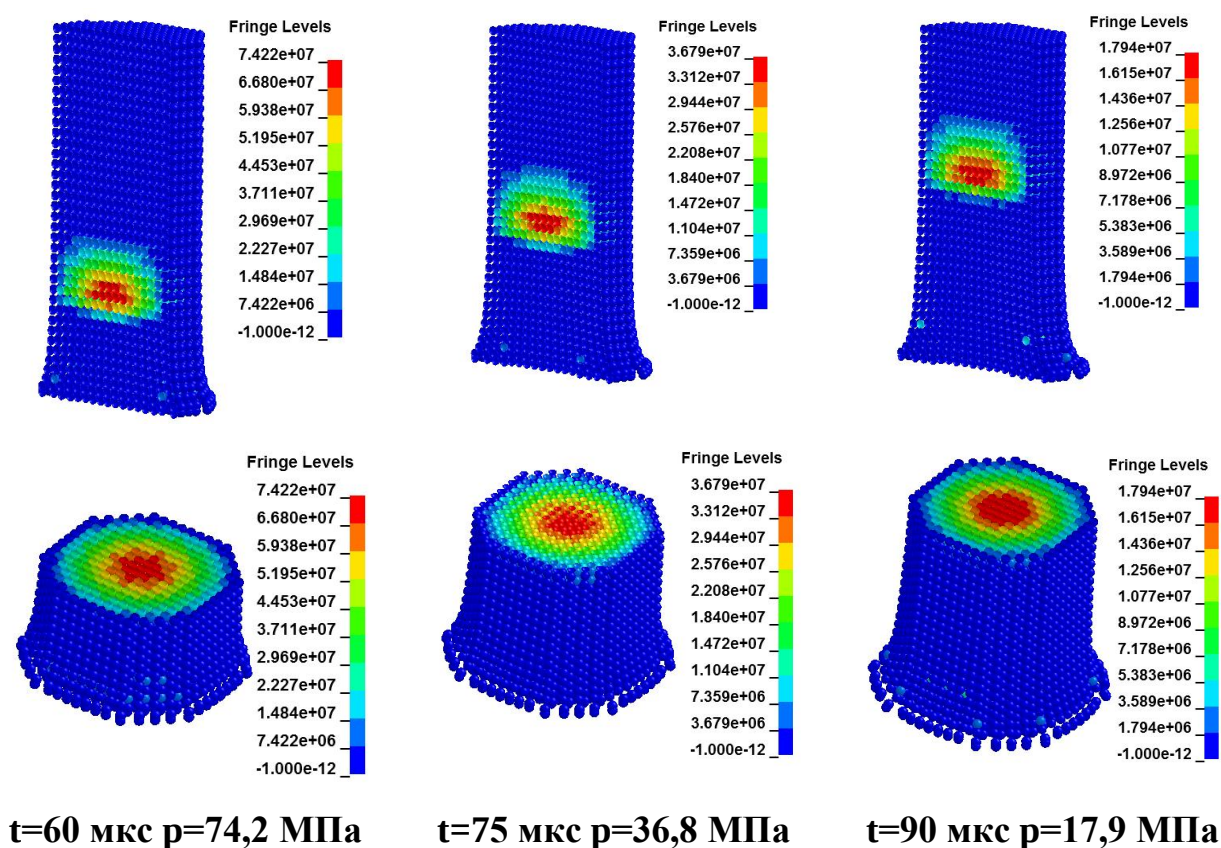


Рис. 3.21 Характер розподілу поля тисків у м'якому тілі

На рис. 3.22 показано характер зміни щільності у м'якому тілі.

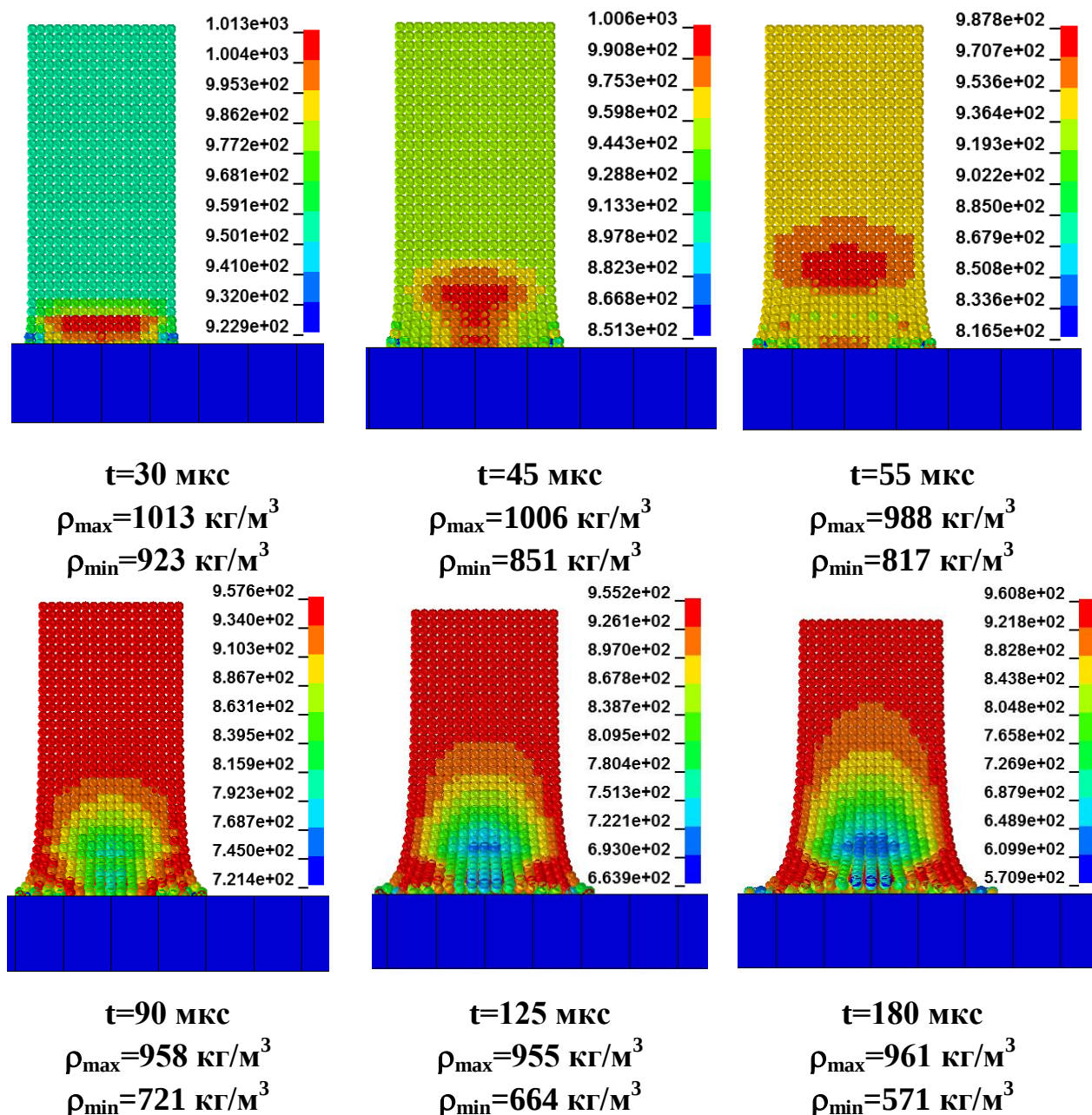


Рис. 3.22 Поле розподілу щільності у м'якому тілі

У початковий момент часу у зоні, що примикає до межі зони контакту, формується область стиснення, в якій щільність середовища вище початкового значення. Далі у міру розвитку процесу деформування область підвищеної щільності відділяється від кордону контакту і зміщується всередину м'якого тіла.

При цьому на вільних поверхнях формується область розрядження, у якій щільність середовища нижче початкового значення.

На рис. 3.23 показано поле розподілу вертикальної складової вектора швидкості у м'якому тілі для різних моментів часу.

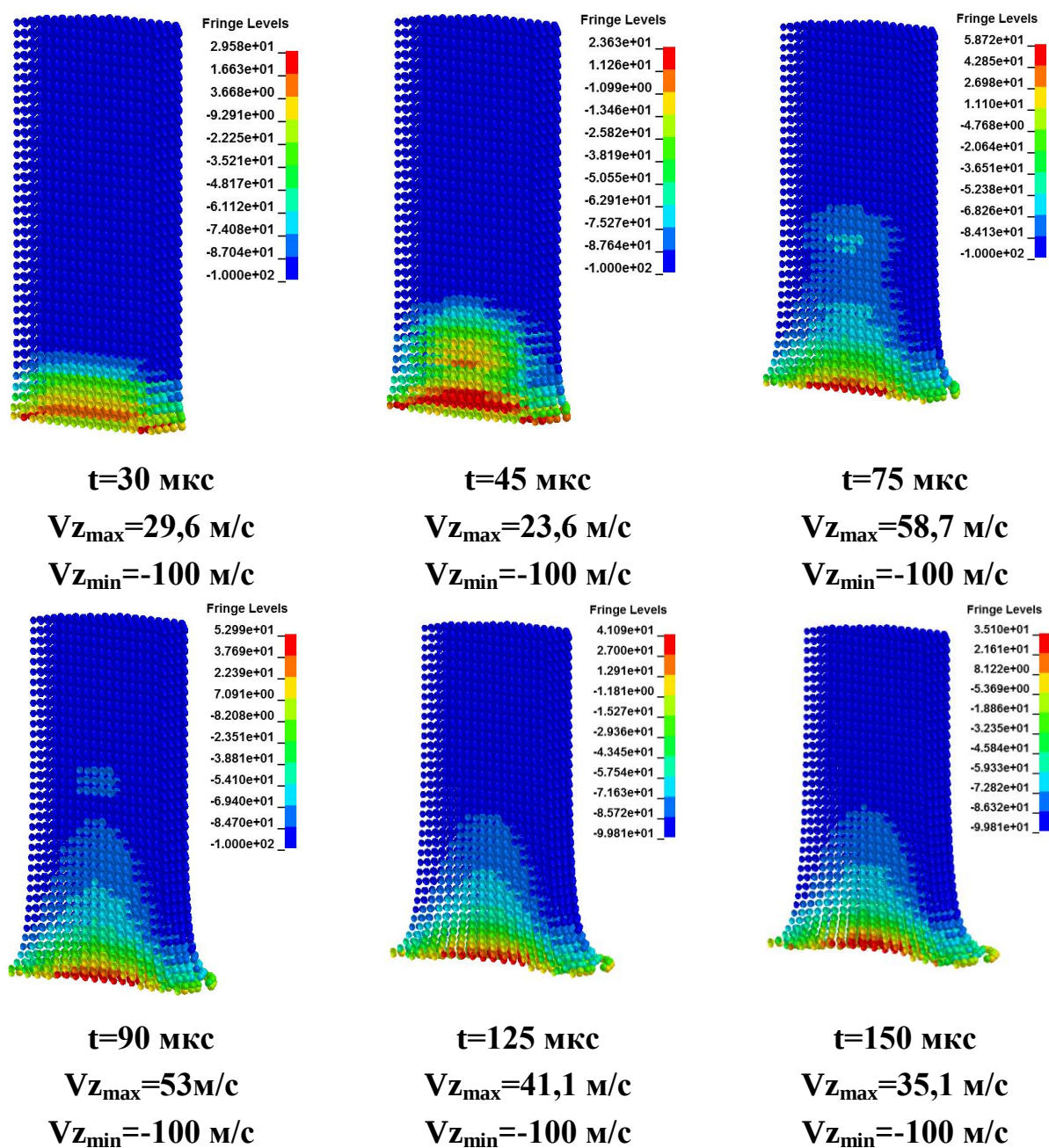


Рис. 3.23 Характер зміни вертикальної швидкості V_z у м'якому тілі

В результаті зіткнення м'якого тіла з перешкодою відбувається різке гальмування частинок, що примикають до межі зони контакту. При цьому інші частинки продовжують рухатися за інерцією з незмінною початковою швидкістю.

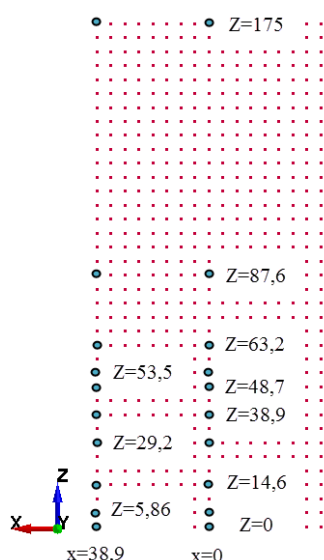
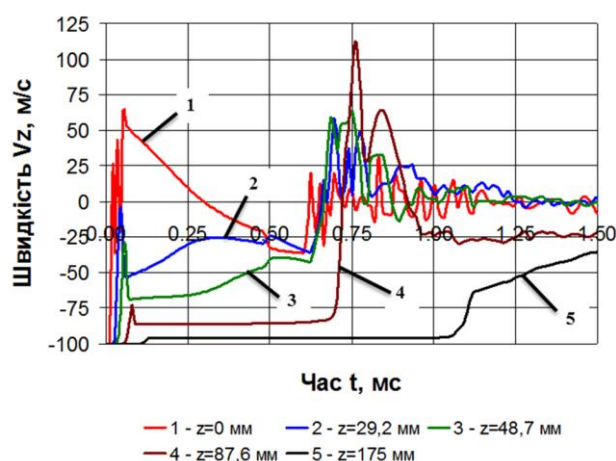


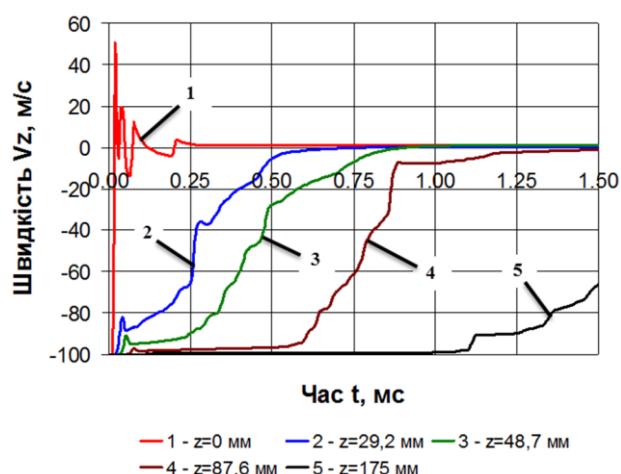
Рис. 3.24 Положення
характерних точок

Досліджено характер зміни вертикальної складової вектора швидкості в характерних точках м'якого тіла. Положення характерних точок, в яких визначається швидкість, показано на рис. 3.24.

На рис. 3.25 наведено характер зміни швидкості частинок у характерних точках м'якого тіла протягом повного часу протікання процесу. На рис. 3.26 показано характер зміни швидкості частинок м'якого тіла протягом перших 60 мікросекунд після зіткнення.



$x=0$ мм



$x=38,9$ мм

Рис. 3.25 Характер зміни швидкості частинок у характерних
точках м'якого тіла

Аналізуючи отримані криві можна відзначити таке: протягом перших 10 ... 30 мікросекунд після зіткнення швидкість розглянутих частинок м'якого тіла змінюється різко, після чого настає етап перехідного процесу, який супроводжується серією осциляцій з подальшим переходом до етапу сталого руху, що характеризується постійністю значення швидкості.

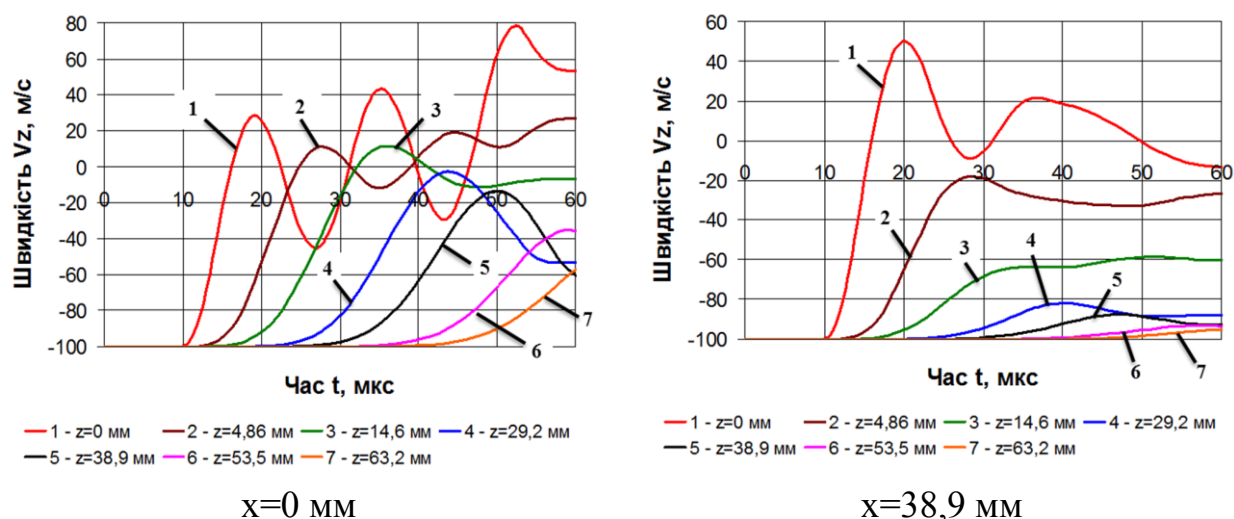


Рис. 3.26 Характер зміни швидкості частинок у характерних точках м'якого тіла (активна фаза удару)

Поле швидкостей нестационарне за часом і змінно за просторовими координатами. У міру віддалення частинки від точки гальмування амплітуда коливань вектора швидкості зменшується. Також спостерігається зсув по фазі кривих розподілу швидкості. Проаналізовано характер зміни швидкості переміщення частинок (див. рис. 3.27), розташованих на вільній поверхні м'якого тіла (у перерізі $x = 38,6$ мм, $y = 0$), а також зміна радіальної швидкості частинок, розташованих в площині симетрії м'якого тіла у перетині $z = 0$ (див. рис. 3.28).

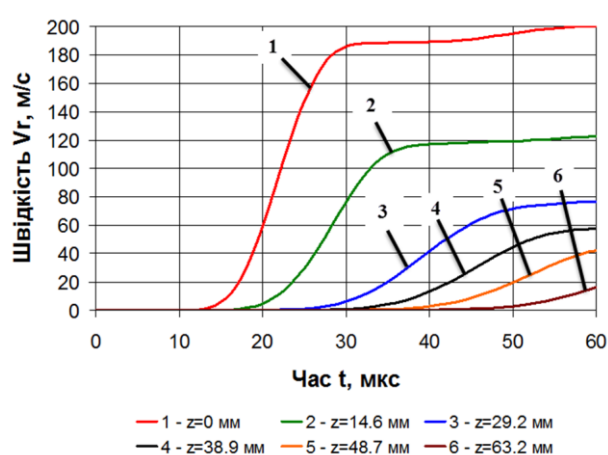


Рис. 3.27 Швидкість переміщення вільної поверхні м'якого тіла

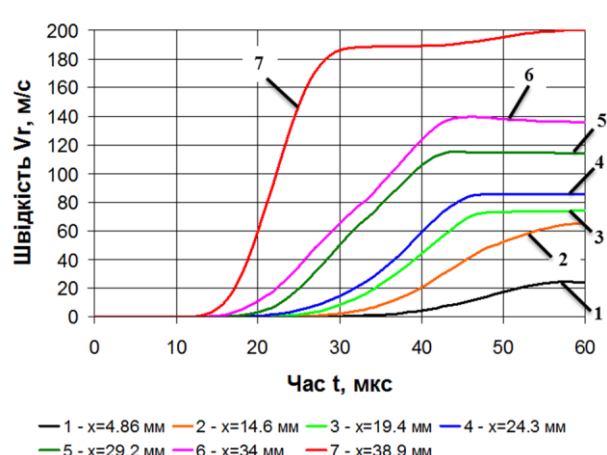


Рис. 3.28 Зміна радіальної швидкості частинок м'якого тіла по радіусу у перетині $z = 0$

Аналізуючи отримані криві, зазначимо таке: у момент контакту м'якого тіла з перешкодою частинки, розташовані на вільній поверхні м'якого тіла розганяються у радіальному напрямку, при цьому значення радіальної швидкості змінюється різко за короткий проміжок часу. Далі швидкість руху частинки у радіальному напрямку залишається незмінною. Розрахунковим шляхом встановлено, що швидкість усталеної течії частинок, розташованих на периферії, у два рази більше швидкості зіткнення. У міру віддалення частинки від точки контакту в осьовому напрямку характер розподілу швидкості переміщення вільної поверхні стає плавним. У свою чергу тенденція зміни радіальної швидкості частинки у радіальному напрямку прямо протилежна. У міру віддалення частинки від точки гальмування характер розподілу швидкості стає більш різким.

Перевірено дотримання основного закону механіки суцільних середовищ – закону збереження енергії. На рис. 3.29 показано графіки зміни механічної енергії для моделей м'якого тіла, побудованих на основі МСЕ та методу SPH. Результат наведен у безрозмірному вигляді.

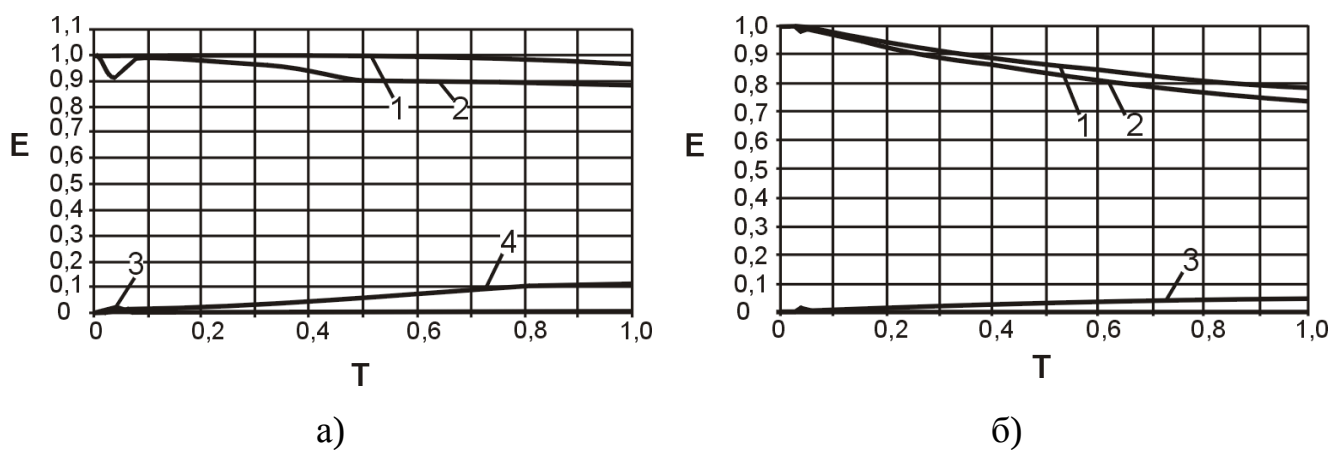


Рис. 3.29 Зміна механічної енергії при ударі: а) МСЕ; б) метод SPH;

1 – повна механічна енергія; 2 – кінетична енергія; 3 – енергія деформування;
4 – енергія розсіювання.

По осі абсцис відкладено відношення поточного часу до повного часу протікання процесу. По осі ординат – відношення відповідних складових механічної енергії (кінетичної, внутрішньої) до повної енергії. Крива 4 на рис. 3.29, а показує

зміну енергії розсіювання при ударі м'якого тіла по жорсткій перешкоді. Даний вид енергії пов'язаний з введенням додаткових сил опору безенергетичним формам деформування, властивим для МСЕ у разі застосування скінченних елементів з розрідженою схемою інтегрування. Для усунення отримання нефізичного результату даний вид енергії необхідно нормувати відносно до енергії деформування. Згідно з рекомендаціями, наведеними в роботі [84], енергія розсіювання не повинна перевищувати 10% внутрішньої енергії. З рис. 3.29, а видно, що величина енергії розсіювання перевершує величину внутрішньої енергії деформування, особливо на проміжку часу, відповідному етапу усталеної течії. Це пов'язано з істотними деформаціями елементів у зоні контакту, що призводить до втрати точності чисельного рішення. У початковий момент часу м'яке тіло має кінетичну енергію, яка дорівнює половині добутку його маси на квадрат початкової швидкості. В процесі зіткнення м'якого тіла з перешкодою відбувається процес перетворення кінетичної енергії у внутрішню енергію деформування. Остання, у міру зростання деформацій м'якого тіла, зростає за часом. Виявлено особливість методу SPH, яка полягає у розсіюванні повної механічної енергії. Кількісно для моменту часу, відповідного закінчення ударного процесу, величина розсіяною енергії становить близько 20%.

3.4 Вплив щільності м'якого тіла

В роботі [63] наведено результати експериментального дослідження зіткнення птахів (тушки курей) і імітаторів, виготовлених з різних матеріалів, таких як гума холодного затвердіння RTV-560 і RTV-921 і желатин, з жорсткою перешкодою. Одним з питань, які розглянуто в даній роботі, було питання про вибір матеріалу для виготовлення імітатора, який застосовують при проведенні випробувань елементів конструкції авіаційних двигунів на птахостійкість. Основним критерієм вибору матеріалу був критерій найкращої відповідності результатів випробувань, отриманих з використанням реальних птахів і тих, що отримано за допомогою імітаторів. Слід зазначити, що реальний птах є біологічним тілом, для якого властива неоднорідність, анізотропія і відсутність

осьової симетрії. Незважаючи на це, як показано в роботі [63], при швидкостях $v > 100$ м/с поведінку птаха при ударі описують з позицій гідродинаміки, моделюючи його у вигляді циліндричного стовпа рідини, що має низьку міцність. При такому підході щільність м'якого тіла є важливим параметром, що описує поведінку м'якого тіла при високошвидкісному ударі у рамках теорії гідроудару. Зв'язок тиску з щільністю описується рівнянням стану. Поряд з щільністю важливим параметром є пористість. В роботі [63] наведені чисельні значення щільності для різних матеріалів, які використовують при виготовленні імітаторів. Так результати вимірювання щільності тушок курей різних розмірів дають значення, що дорівнює 1060 кг/м^3

При проведенні численних досліджень в даній роботі щільність м'якого тіла варіюється в діапазоні від 530 до 1060 кг/м^3 , що відповідає діапазону змін значень пористості від 0,5 до 0 відповідно. Результат чисельного дослідження впливу щільності м'якого тіла на величину тиску Гюгоньо показано на рис. 3.30.

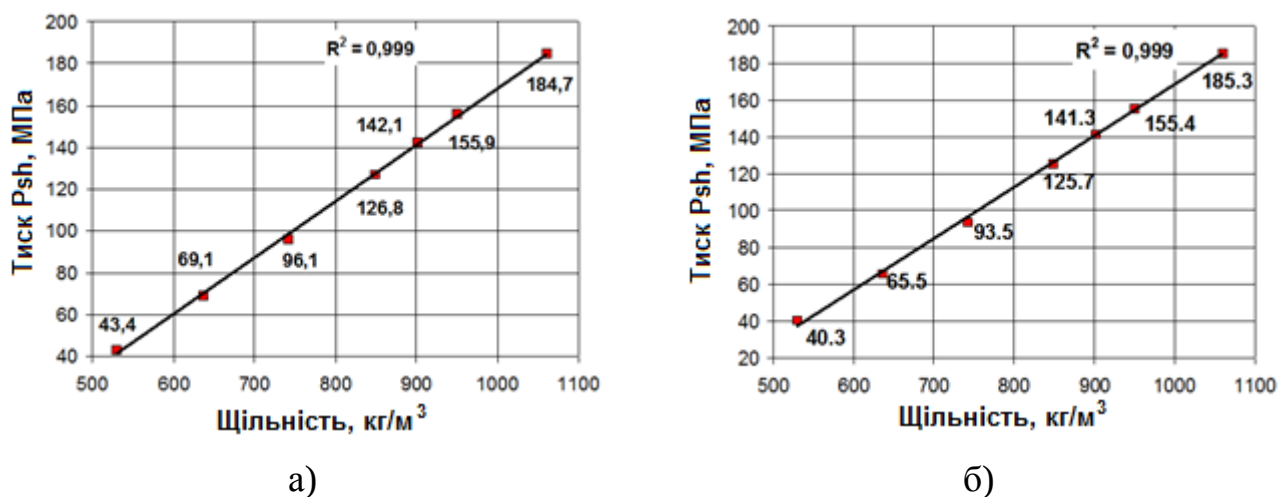


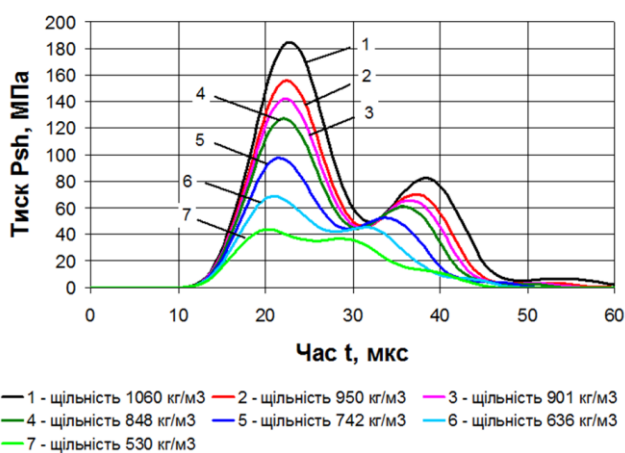
Рис. 3.30 Вплив щільності м'якого тіла на величину тиску Гюгоньо:

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

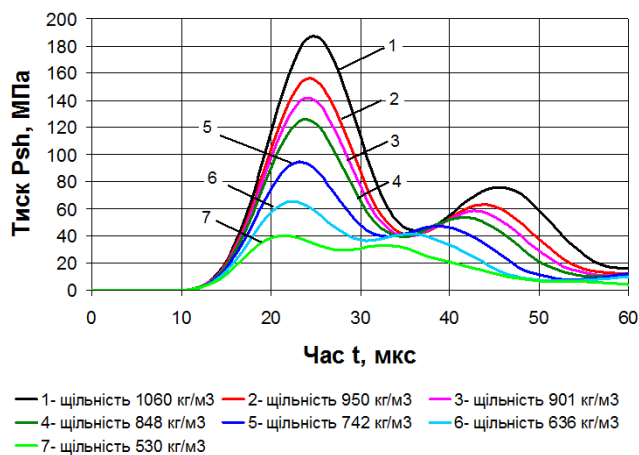
б) модель 2 – Ball_End_Cyl, метод SPH, $m = 1$ кг, швидкість удару 100 м/с

Аналізуючи результат, показаний на рис. 3.30, зазначимо таке: 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. Дана тенденція пояснюється тим, що у пористому середовищі зменшується швидкість розповсюдження збурень. Порівняння результатів, показаних на рис. 3.30, а і 3.30, б демонструє ідентичність даних і підтверджує відсутність впливу форми м'якого тіла на зміну тиску. Досліджено вплив щільності м'якого тіла на розподіл тиску при ударі (рис. 3.31). Криві розподілу тиску побудовано для перших 60 мкс, що відповідає активній фазі удару.



а)



б)

Рис. 3.31 Вплив щільності м'якого тіла на розподіл тиску при ударі:

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

3.5 Вплив маси м'якого тіла

Маса м'якого тіла є одним з основних параметрів, що визначають енергію удару та інтенсивність силового впливу на конструкцію. Також маса – параметр, що впливає на можливі наслідки зіткнення і визначає характер можливих пошкоджень і руйнувань.

Досліджено вплив маси м'якого тіла на величину максимального зусилля і тиску при швидкостях зіткнення $V_{im} = 100, 200$ і 300 м/с відповідно (рис. 3.32). Діапазон зміни маси обраний відповідно до вимог АП-33 [22], таким чином, щоб дослідити всі категорії птахів: від дрібних до великих.

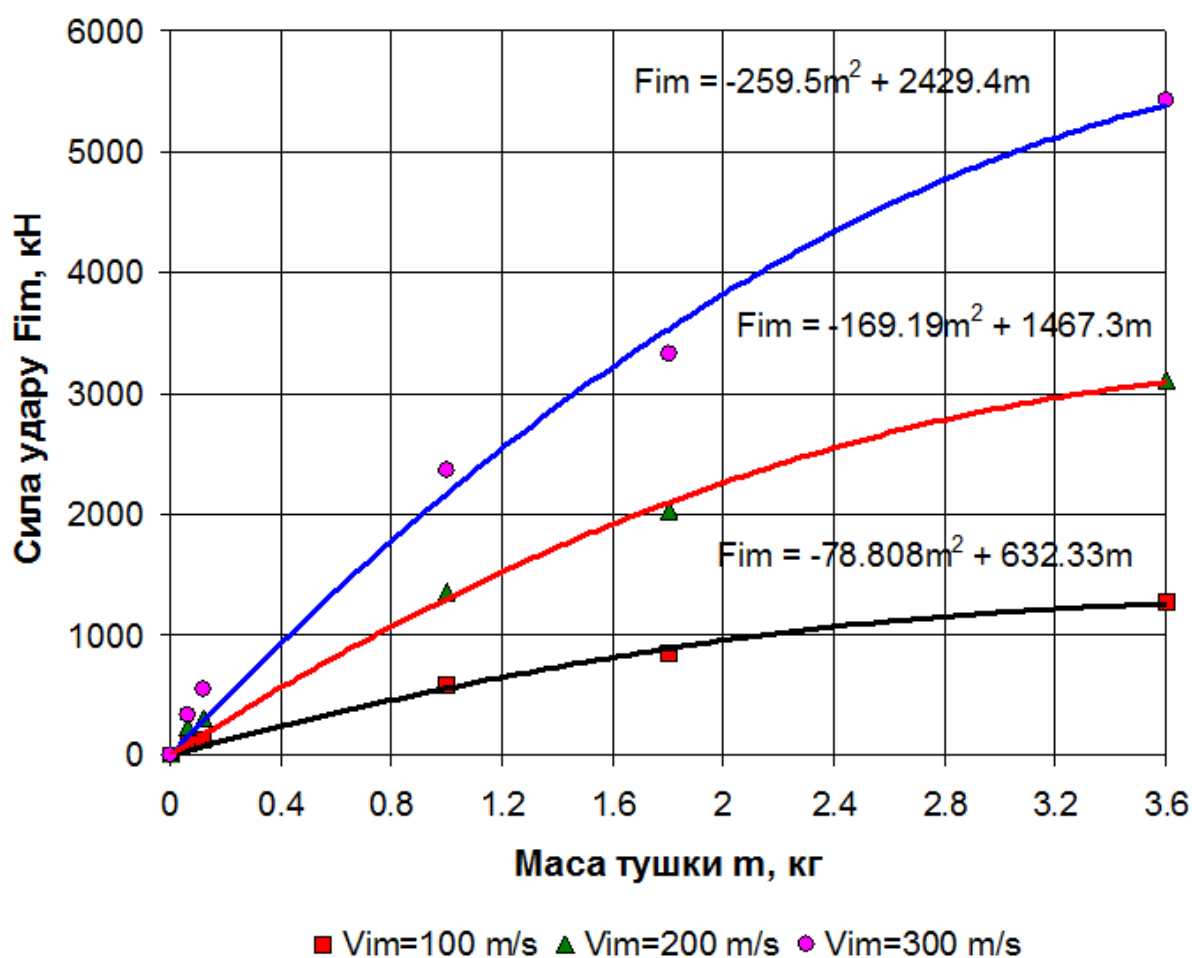


Рис. 3.32 Вплив маси м'якого тіла на величину зусилля при ударі

Аналізуючи результат, показаний на рис. 3.32, зазначимо таке: залежність зусилля при ударі від маси м'якого тіла є квадратичною, а його величина зростає зі збільшенням маси. Отримано аналітичні вирази, що дозволяють розрахувати значення зусилля удару для заданої маси м'якого тіла.

На рис. 3.33 наведен результат дослідження впливу маси м'якого тіла на величину максимального тиску при ударі.

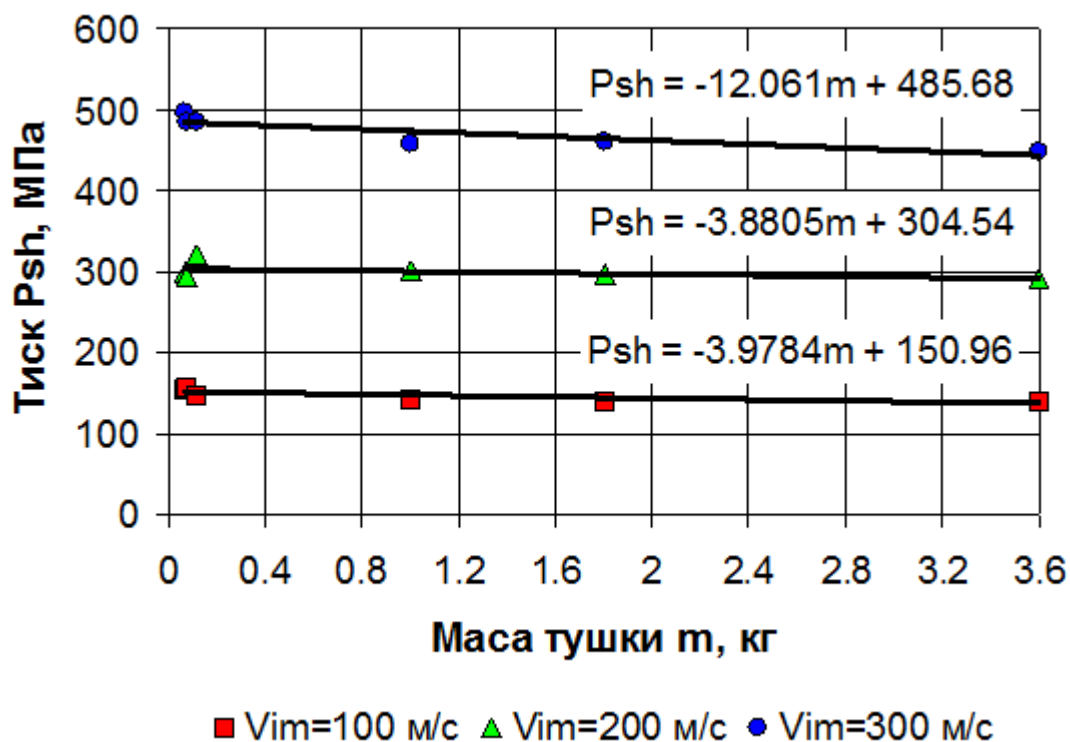


Рис. 3.33 Вплив маси м'якого тіла на величину максимального тиску при ударі

З рис. 3.33 видно, що величина максимального тиску не залежить від маси м'якого тіла. Отриманий результат підтверджує гідродинамічну природу моделі м'якого тіла. Так, аналіз аналітичного виразу для визначення тиску Гюгоньо показує, що величина тиску при ударі залежить від щільності, швидкості зіткнення і швидкості поширення ударних хвиль і не залежить від маси.

3.6 Вплив швидкості зіткнення

Поряд з масою м'якого тіла, швидкість зіткнення є важливим параметром, що визначає енергію і силу удару, а, отже, пошкоджуваність конструкції.

Досліджено вплив швидкості зіткнення на величину сили удару (рис. 3.34).

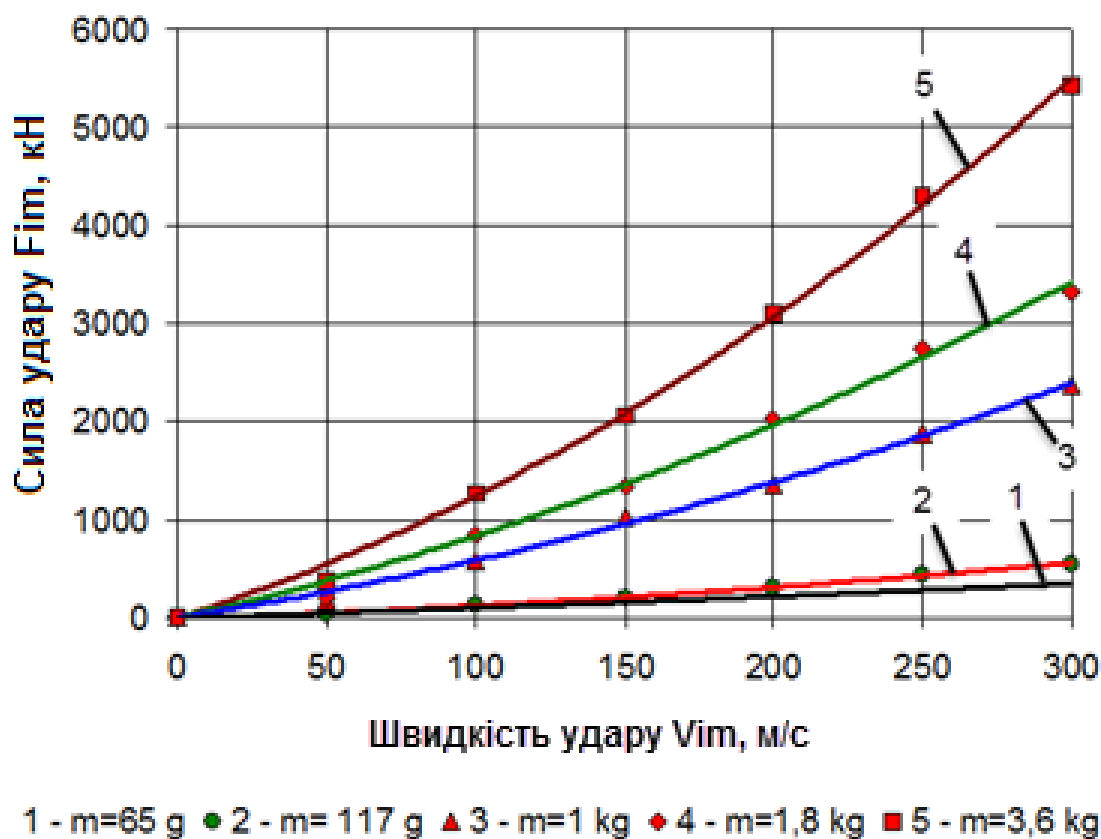


Рис. 3.34 Вплив швидкості зіткнення на величину сили удару

З рис. 3.34 видно, що залежність максимального зусилля від швидкості зіткнення є квадратичною, а його величина зростає зі збільшенням швидкості. Отримано аналітичні вирази, що дозволяють визначати значення зусилля удару при заданій швидкості зіткнення для різних мас тіла птаха.

$$F_{im} = 6 \cdot 10^{-4} V_{im}^2 + 0.97 V_{im}, m=65 \text{ г}$$

$$F_{im} = 3 \cdot 10^{-3} V_{im}^2 + 0.94 V_{im}, m=117 \text{ г}$$

$$F_{im} = 0.0105 V_{im}^2 + 4.8 V_{im}, m=1 \text{ кг}$$

$$F_{im} = 0.0152 V_{im}^2 + 6.8 V_{im}, m=1,8 \text{ кг}$$

$$F_{im} = 0.03 V_{im}^2 + 9.4 V_{im}, m=3,6 \text{ кг}$$

3.7 Порівняльний аналіз результатів чисельного експерименту з теорією і експериментом

На закінчення виконано порівняння результатів розрахунку з експериментом і результатом, отриманим аналітично (рис. 3.35). Методика проведення експерименту, перелік обладнання, що використовується, а також методика вимірювань і результати експерименту описано в роботі [63].

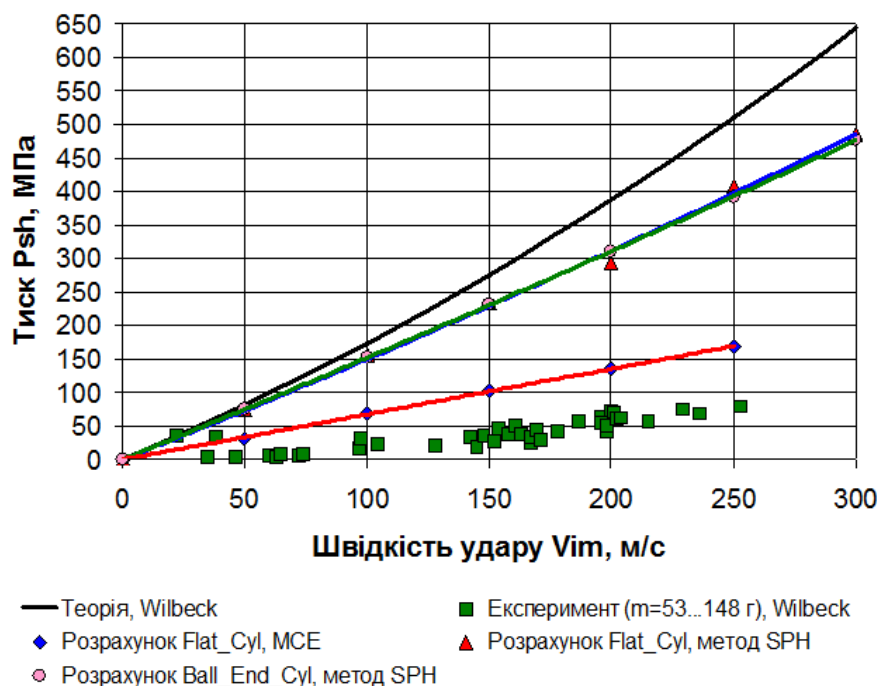


Рис. 3.35 Порівняльний аналіз теорія-розрахунок-експеримент

Аналізуючи результат, показаний на рис. 3.35, зазначимо таке:

1. отримано задовільне узгодження результатів чисельного експерименту і теорії. Зі збільшенням швидкості удару похибка розрахунку зростає. Так, при швидкості удару 50 м/с, похибка розрахунку становить близько 8%, в той час як при швидкості удару 250 м/с похибка розрахунку дорівнює 20%.
2. Слід зазначити незадовільне узгодження теорії і експерименту, а також результатів чисельного і натурного експерименту. Так, в діапазоні швидкостей від 50 до 250 м/с, величина максимального тиску, розрахована методом SPH в 10... 6 разів вище відповідного експериментального значення.

Виконано порівняльний аналіз результатів чисельного і натурного експериментів. На рис. 3.36 показано зміна імпульсу тиску в залежності від швидкості удару. Імпульс тиску визначено як інтеграл за часом кривої розподілу тиску при ударі.

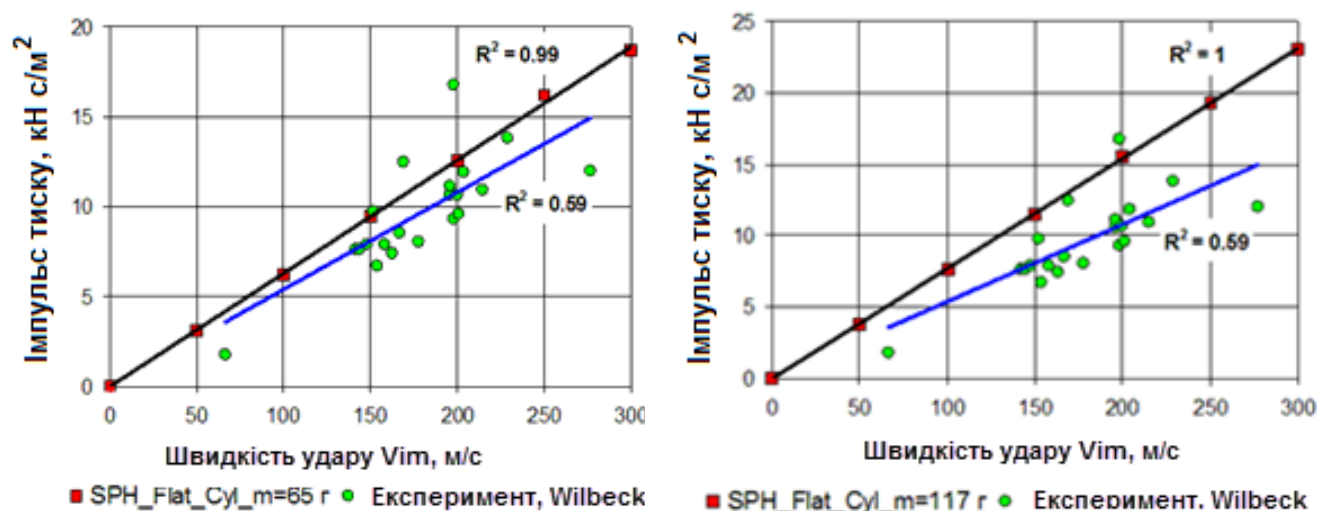


Рис. 3.36 Зміна імпульсу тиску м'якого тіла при ударі

Аналізуючи представлений на рис. 3.36 результат, відзначимо гарне узгодження результатів у всьому досліджуваному діапазоні швидкостей.

Висновки до розділу 3

1. Запропоновано і верифіковано моделі м'якого тіла, які побудовано на основі сіткового і безсіткового методів апроксимації.
2. Досліджено вплив кроку дискретизації за просторовими змінними на точність одержуваного рішення.
3. Шляхом порівняльного аналізу результатів розрахунку обрано метод дискретизації м'якого тіла – метод SPH, як метод, що забезпечує прийнятну точність апроксимації при істотно меншій кількості частинок у моделі.
4. Змодельовано процес зіткнення м'якого тіла зі жорсткою перешкодою, описано і проаналізовано загальні його особливості та закономірності.

5. Досліджено вплив форми м'якого тіла, а також його щільності, маси і швидкості на зміну максимального тиску при ударі. Отримано апроксимаційні залежності сили удару від маси та швидкості птаха.

6. Отримано задовільне узгодження результатів чисельного експерименту з теорією. Максимальна похибка не перевищує 20%.

Отримані результати опубліковані у роботах [105–107].

РОЗДІЛ 4

МОДЕЛЮВАННЯ ЗІТКНЕННЯ М'ЯКОГО ТІЛА З ДЕФОРМОВАНОЮ ПЕРЕШКОДОЮ

У розділі наведено результати чисельного розв'язання ряду задач про моделювання зіткнення м'якого тіла з деформованими перешкодами. На відміну від попереднього розділу тут розв'язано пов'язані задачі про спільну ударну взаємодію двох середовищ. Одне з яких – м'яке тіло, яке проявляє гідродинамічну поведінку при ударі. Інше – тверде тіло, поведінку якого описано з позицій механіки суцільного середовища з використанням моделей пружного ізоотропного середовища і пружно-пластичного середовища чутливого до швидкості деформування, опис яких наведено у другому розділі дисертації. Достовірність отриманих результатів підтверджено шляхом їх порівняння з результатами натурних експериментів.

4.1 Задача про ударну взаємодію м'якого тіла з пружно деформованою перешкодою

Розглянуто чисельне рішення задачі про удар м'якого тіла, що моделює тіло птаха заданої маси по сталевій плиті [108]. Досліджено деформації сталевій плити-мішені, а також її реакцію на удар м'якого тіла при різних швидкостях і кутах зіткнення. Виконано порівняння результатів чисельного моделювання з результатами, отриманими у ході натурального експерименту. Опис конструкції випробувального стенду, методики і апаратури для реєстрації деформацій плити наведено у роботі [66].

Геометричні розміри і значення фізичних параметрів прийняті такими ж, як і у натурному експерименті. Загальний вигляд випробувального стенда показано на рис. 4.1. Нижче наведено опис геометричної моделі плити-мішені та м'якого тіла і числові значення параметрів, які використано у ході чисельного моделювання. Стенд складається з: опорної конструкції (1); плити для кріплення (2), розміром $1000 \times 1000 \times 100$ мм, встановленої вертикально на опорній конструкції; плити-мішені (3), розміром $700 \times 700 \times 50$ мм, яка закріплена у плиті (2) та імітатора

птаха (4). Товщину плити-мішені вибрано таким чином, щоб при ударі по ній м'якого тіла із заданою швидкістю її деформація була малою і пружною.

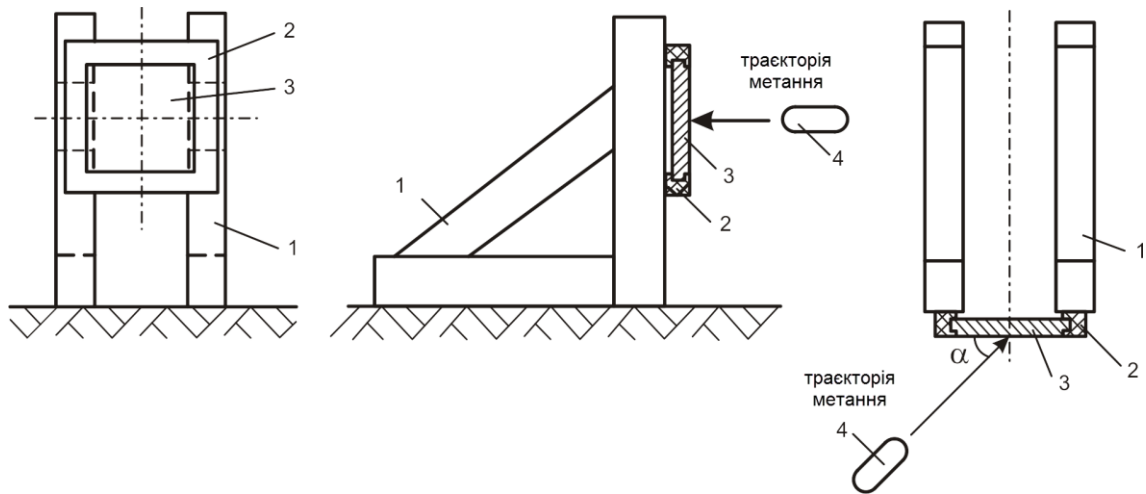


Рис. 4.1 Стенд-мішень

Форму м'якого тіла, що моделює тіло птаха, вибрано у вигляді циліндра із заокругленими торцями із співвідношенням довжини до діаметра ($A = L/D$), яке дорівнює 2,2. При цьому довжина м'якого тіла дорівнює 240 мм, а його діаметр – 110 мм.

Матеріал плити для кріплення і плити-мішені – вуглецева сталь, поведінку якої описано моделлю пружного ізотропного середовища (див. розділ 2, підрозділ 2.2.3.2) при таких числових значеннях параметрів: щільність $\rho = 7800 \text{ кг/м}^3$; модуль пружності $E = 2,1 \times 10^5 \text{ МПа}$; коефіцієнт Пуассона $\nu = 0,3$. Матеріал імітатора птаха, що застосовують в експерименті, – силікон, поведінка якого при ударі описано ізотермічної моделлю ідеальної рідини (див. розділ 2, співвідношення (2.29) і (2.34)) з такими числовими значеннями параметрів: щільність $\rho = 930 \text{ кг/м}^3$; модуль пружності $E = 1 \text{ ГПа}$; коефіцієнт Пуассона $\nu = 0,3$; параметри рівняння стану $C_1 = 2045,1 \text{ МПа}$, $C_2 = 6135,2 \text{ МПа}$, $C_3 = 10225,3 \text{ МПа}$. 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.

При розв'язанні задачі використано гібридну модель, яка складається з 6048 восьми вузлових скінченних елементів твердого деформівного тіла з однією точкою інтегрування для дискретизації плити для кріплення і плити-мішені, а

також безсіткової моделі з рівномірним розташуванням SPH частинок для дискретизації м'якого тіла. Кількість SPH частинок у моделі – 11151.

Моделюється шарнірне кріплення плити до опорної конструкції та контакт між мішенню і плитою її кріплення. На лицьовій поверхні мішені виконано паз розмірами 20×5 мм. Граничні умови задано на нижній поверхні плити на ділянці, де розташовані балки опорної конструкції, у вигляді обмежень на лінійне переміщення за трьома напрямками X, Y, Z у вузлах.

Контактну взаємодію м'якого тіла з плитою-мішенню при ударі описано моделлю Automatic Node-to-Surface із застосуванням методу штрафів для розрахунку контактних зусиль [83]. Контактну взаємодію плити-мішені з плитою для кріплення описано моделлю Automatic Surface-to-Surface. У контактному алгоритмі враховано тертя, задане коефіцієнтами сухого тертя $f_s=0,6$ і в'язкого демпфірування $VDC=20\%$. Тривалість процесу прийнята такою, що дорівнює 4 мс.

Визначено осьову деформацію плити-мішені у випадку фронтального удару м'якого тіла (рис. 4.2). Деформацію розраховано в центральній точці, розташованій на тильній поверхні плити.

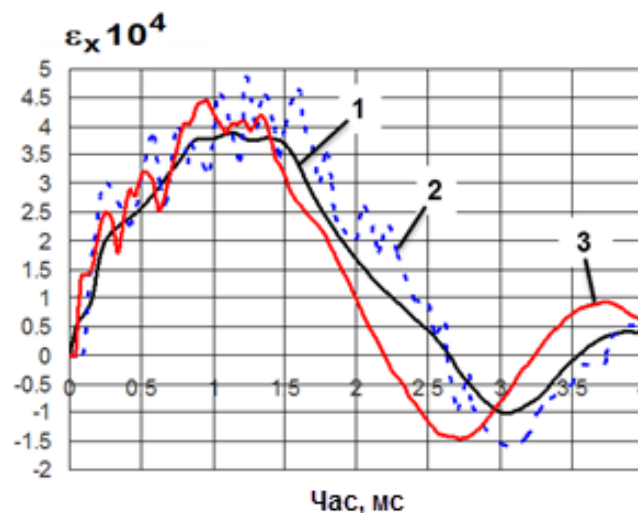


Рис. 4.2 Деформація плити-мішені при фронтальному ударі ($\alpha=90^\circ$):

1 – експеримент, удар тушкою птаха $m=1,75$ кг, $V_{im}=152,5$ м/с [66];

2 – експеримент, удар імітатором $m=1,8$ кг, $V_{im}=152,9$ м/с [66];

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%.

Досліджено вплив граничних умов (способу закріплення плити-мішені), а також тертя між плитою для кріплення і мішенню на зміну осьових деформацій плити-мішені [108]. Проведено порівняння результатів чисельного моделювання з результатом натурного експерименту.

Нижче описані варіанти завдання граничних умов:

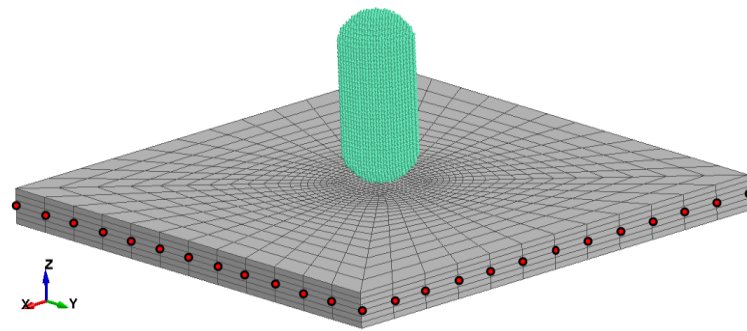
1. Розрахунковий випадок 1 (BC_1). Плита для кріплення мішені не моделюється. Граничні умови задано для плити-мішені у вигляді обмежень на лінійне переміщення за трьома напрямками X, Y, Z у вузлах, розташованих по торцю мішені у серединній площині (см. рис. 4.3 а). Моделюється шарнірне кріплення плити-мішені.

2. Розрахунковий випадок 2 (BC_2). Плита для кріплення мішені не моделюється. Граничні умови задано для плити-мішені у вигляді обмежень на лінійне переміщення за трьома напрямками X, Y, Z у вузлах, розташованих по нижньому торцю мішені (див. рис. 4.3 б).

3. Розрахунковий випадок 3 (BC_3). Моделюється плита для кріплення мішені. Для цього використано чотирьох вузловий елемент оболонки з формулюванням Belytschko-Tsay. Граничні умови задано на нижній поверхні плити у вигляді обмежень на лінійне переміщення за трьома напрямками X, Y, Z у вузлах, розташованих по нижньому торцю мішені (див. рис. 4.3 в). Моделюється контакт плити для кріплення з плитою-мішенню. Тип контакту – Automatic Surface-to-Surface із застосуванням методу штрафів для розрахунку контактних зусиль без урахування сил тертя.

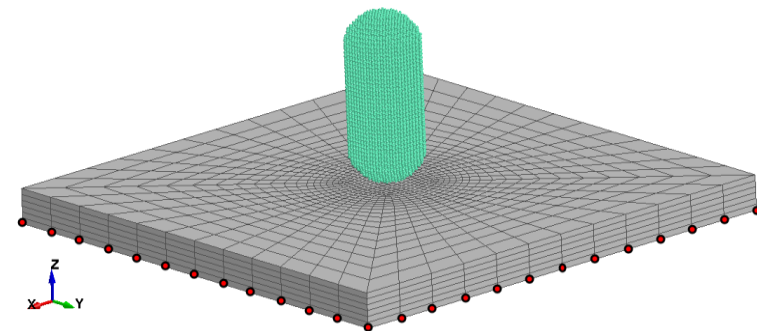
4. Розрахунковий випадок 4 (BC_4). Умови такі ж, як і у випадку BC_3. Додатково враховано тертя між контактними поверхнями. Коефіцієнт сухого тертя $f_s = 0,6$.

5. Розрахунковий випадок 5 (BC_5). Моделюється плита для кріплення мішені. Для цього використано восьми вузловий елемент твердого деформівного тіла з однією точкою інтегрування. Граничні умови задано на нижній поверхні плити на ділянці, де розташовані балки опорної конструкції, у вигляді обмежень на лінійне переміщення за трьома напрямками X, Y, Z у вузлах (див. рис. 4.3 г). Моделюється шарнірне кріплення плити-мішені. На лицьовій поверхні мішені виконано паз розмірами 20×20 мм. Тип контакту – Automatic Surface-to-Surface із застосуванням методу штрафів для розрахунку контактних зусиль з урахуванням сил тертя. Коефіцієнт сухого тертя $f_s = 0,6$; коефіцієнт в'язкого демпфірування VDC = 20%.



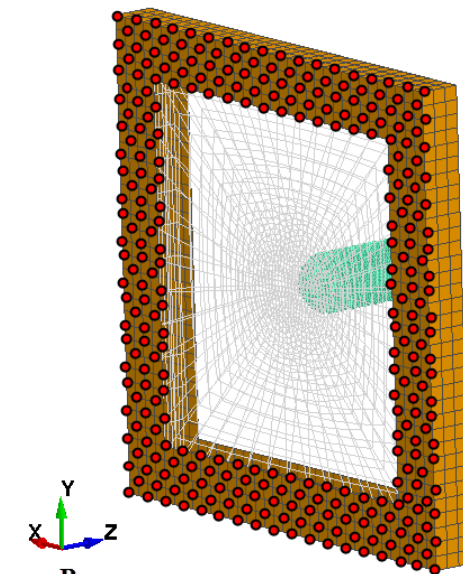
• - Вузли, в яких задано
граничні умови: $U_x = U_y = U_z = 0$

а)



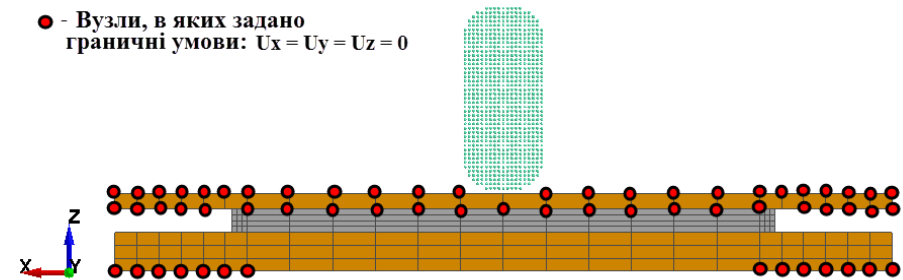
• - Вузли, в яких задано
граничні умови: $U_x = U_y = U_z = 0$

б)



• - Вузли, в яких задано
граничні умови: $U_x = U_y = U_z = 0$

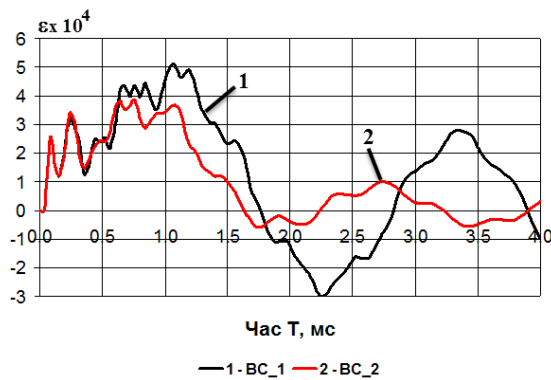
в)



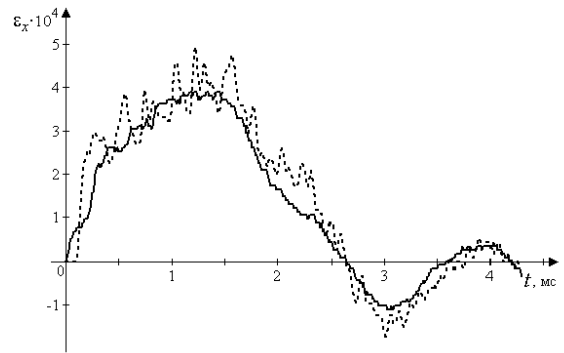
• - Вузли, в яких задано
граничні умови: $U_x = U_y = U_z = 0$

г)

Рис. 4.3 Візуалізація граничних умов



а)

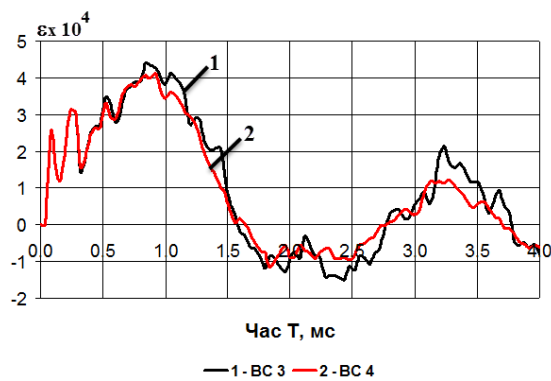


б)

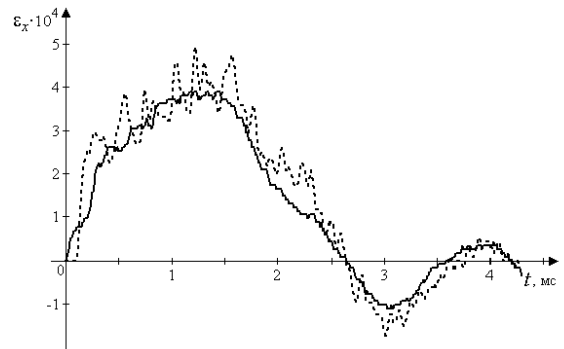
Рис. 4.4 Деформація плити-мішені при фронтальному ударі ($\alpha=90^\circ$):

а) розрахунок, метод SPH; б) натурний експеримент [66]

На рис. 4.4 б – 4.6 б суцільною лінією показана деформація плити при ударі тушкою птаха масою 1,75 кг при швидкості зіткнення 152,5 м/с, а пунктирною лінією – при ударі імітатором масою 1,8 кг при швидкості зіткнення 152,9 м/с.



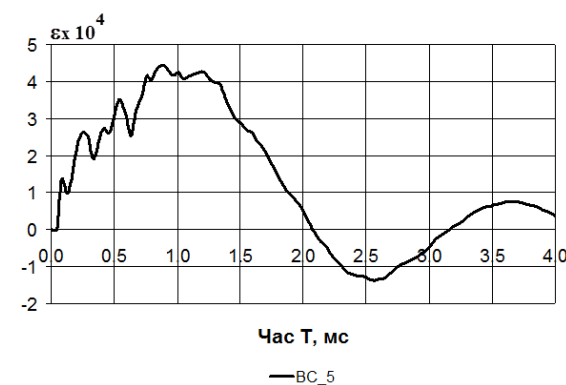
а)



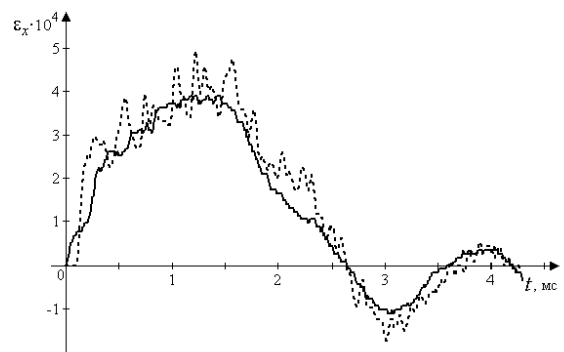
б)

Рис. 4.5 Деформація плити-мішені при фронтальному ударі ($\alpha=90^\circ$):

а) розрахунок, метод SPH; б) натурний експеримент [66]



а)



б)

Рисунок 4.6 Деформація плити-мішені при фронтальному ударі ($\alpha=90^\circ$):

а) розрахунок, метод SPH; б) натурний експеримент [66]

Порівнюючи результати розрахунку з результатом натурального експерименту, зазначимо таке: форма розрахункового імпульсу деформацій плити-мішені для випадку ВС_1 якісно узгоджується з результатом натурального експерименту. Однак має місце кількісна розбіжність результатів по частоті і амплітуді коливань на часовому інтервалі від 1,5 до 4 мс. Розрахункові значення амплітуди коливань у 3 рази перевищують експериментальні значення, що вказує на відмінність у демпфіруванні. Похибка визначення амплітудних значень деформації на часовому інтервалі від 0 до 1,5 мс не перевищує 2%. Для розрахункового випадку ВС_2 отримано незадовільне узгодження результатів з результатом натурального експерименту. Частота розрахункового імпульсу деформацій вище частоти у експерименті. На часовому інтервалі від 1,5 до 4 мс спостерігається розбіжність результатів за формою коливань, розрахункова форма імпульсу і експериментальна знаходяться у протифазі. При цьому амплітуди коливань для даного розрахункового випадку на часовому інтервалі від 1,5 до 4 мс істотно зменшилися у порівнянні з амплітудами, отриманими для розрахункового випадку ВС_1. Розрахункові значення амплітуди деформацій на часовому інтервалі від 0 до 1,5 мс виявилися досить близькими до експериментальних значень. Слід також вказати на наявність осциляцій на розрахунковому графіку розподілу деформацій на початковому етапі. Аналогічні осциляції спостерігаються і в експерименті для випадку удару імітатором. Моделювання плити для кріплення і урахування її контактної взаємодії з плитою-мішенню (розрахунковий випадок ВС_3) істотно не вплинули на величину максимальної деформації при ударі. Як і раніше зберігається неузгодженість частот розрахункової і експериментальної форм імпульсу деформацій. Однак для цього розрахункового випадку якісно покращився результат на часовому інтервалі від 1,5 до 4 мс. Розрахункові значення амплітуд наблизилися до експериментальних. Урахування тертя між відповідними поверхнями плити для кріплення і мішені (розрахунковий випадок ВС_4) сприяло ще більшому зменшенню амплітуди деформацій (у 1,8 раза порівняно зі значеннями для випадку ВС_3) на інтервалі від 3 до 3,5 мс. Форма розрахункового імпульсу деформацій плити-мішені для

випадку ВС_5 близька до форми, отриманої для випадку ВС_2. Урахування в'язкого демпфірування у контактному алгоритмі сприяло згладжуванню високочастотних осциляцій на часовому інтервалі від 1,5 до 4 мс. Спостерігається незначна неузгодженість по частотах і амплітудах імпульсу на часовому інтервалі від 1,5 до 4 мс. 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. 4.7 показано процес деформування м'якого тіла для різних кутів зіткнення.

Аналізуючи характер деформування м'якого тіла при косому ударі, відзначимо такі його особливості: точка гальмування зміщена на деяку відстань від центру пластини. Характер деформування м'якого тіла несиметричний. Зона контакту м'якого тіла з мішенню нестационарна і має еліптичну форму.

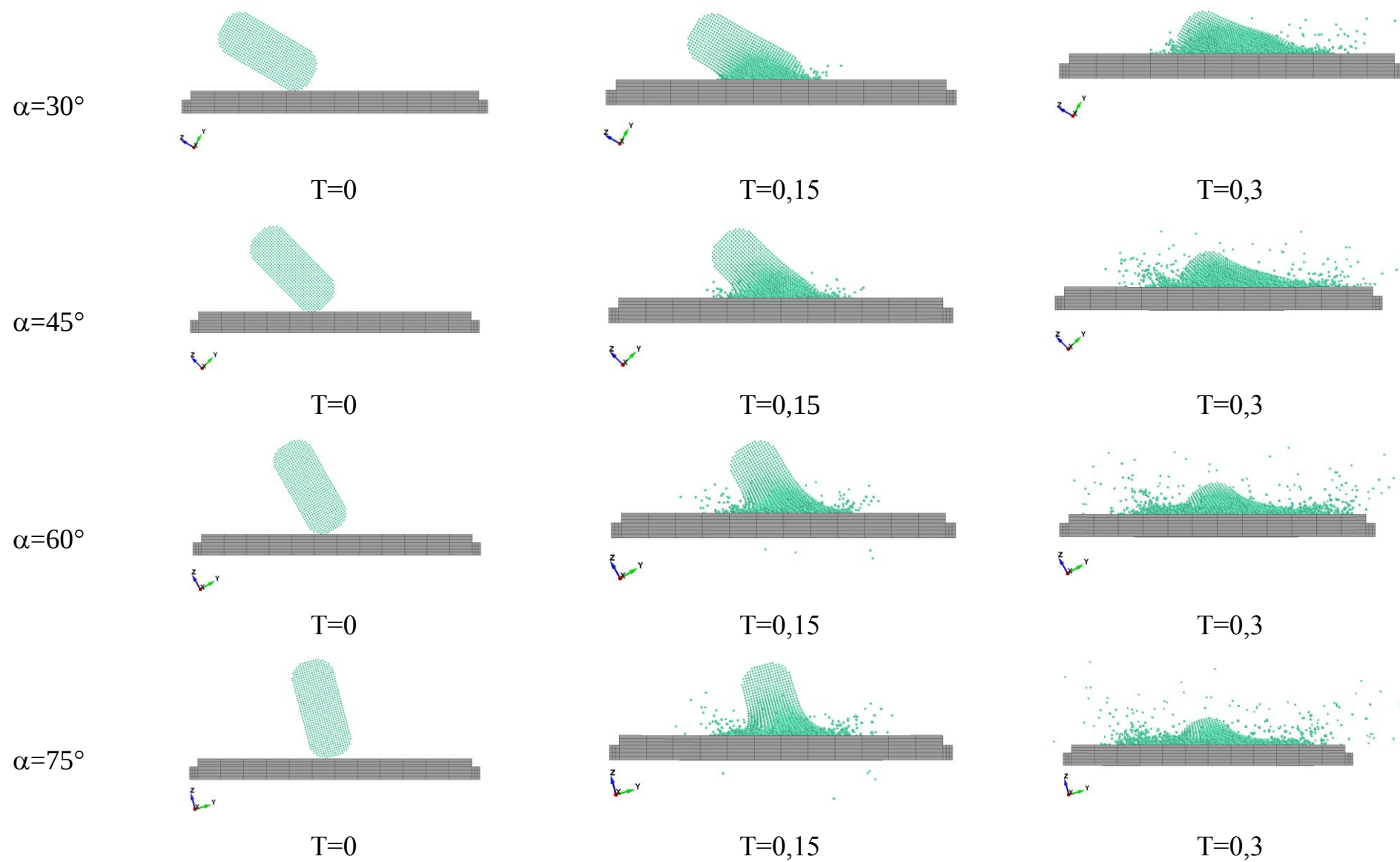


Рис. 4.7 Характер деформування м'якого тіла при косому ударі

На рис. 4.8 показано деформації плити-мішені при $\alpha=25^\circ$. Виконано порівняння результату, отриманого розрахунковим шляхом за допомогою методу SPH, з результатом натурального експерименту.

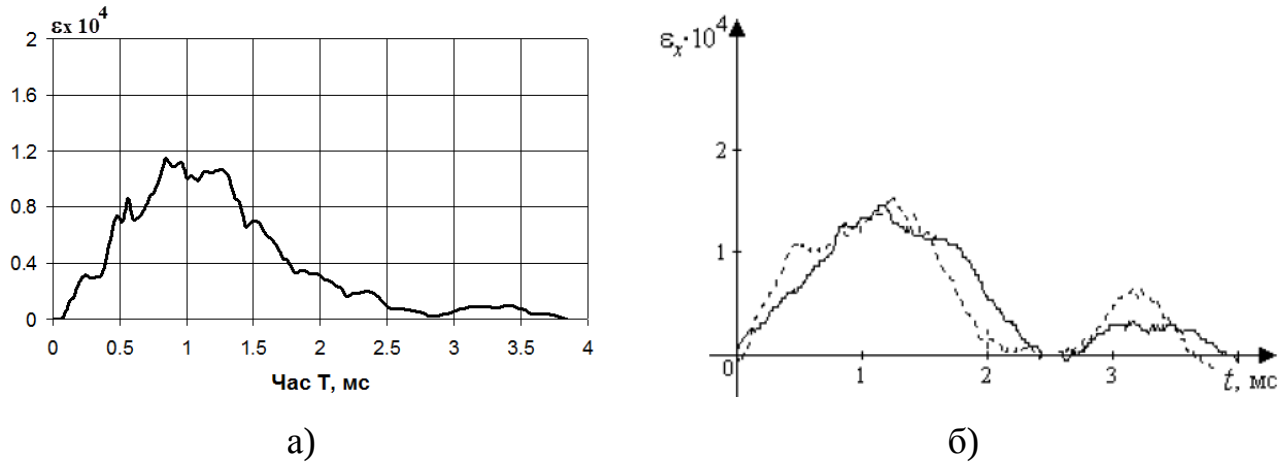


Рис. 4.8 Деформація плити-мішені при $\alpha=25^\circ$:

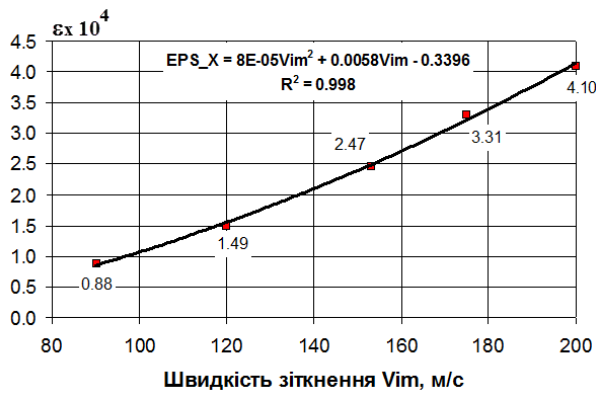
а) розрахунок, метод SPH; б) натурний експеримент [66]

На рис. 4.8 б суцільною лінією показана деформація плити при ударі тушкою птаха масою 1,74 кг при швидкості зіткнення 153 м/с, а пунктирною лінією – при ударі імітатором масою 1,805 кг при швидкості зіткнення 152,88 м/с.

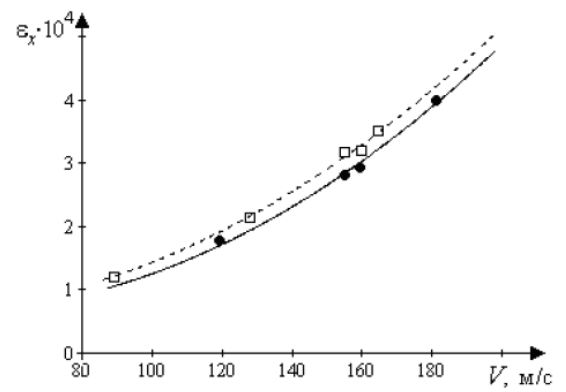
Порівнюючи отриманий результат, слід зазначити гарне узгодження з натурним експериментом. Похибка визначення максимальної величини деформацій не перевищує 10%.

Досліджено зміну деформації плити-мішені залежно від швидкості зіткнення при куті зіткнення $\alpha=45^\circ$. Виконано порівняння отриманого результату з результатом натурального експерименту (див. рис. 4.9).

Результати розрахунку апроксимували поліномом другого ступеня з використанням методу найменших квадратів. На рис. 4.9 параметр R^2 – достовірність апроксимації. Отримано аналітичний вираз, що дозволяє визначити величину деформації при косому ударі ($\alpha=45^\circ$) залежно від швидкості зіткнення. На рис. 4.9 б кружками позначено результати, отримані з використанням тушок птахів, квадратами – імітаторів.



а)



б)

Рис. 4.9 Вплив швидкості зіткнення на зміну деформацій
плити-мішені при косому ударі ($\alpha=45^\circ$):

а) розрахунок, метод SPH; б) натурний експеримент [66]

З рис. 4.9 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 натурального експерименту. Максимальна похибка визначення деформації не перевищує 12...14 %.

Досліджено вплив швидкості зіткнення на зміну зусилля при косому ударі ($\alpha=45^\circ$) (рис. 4.10).

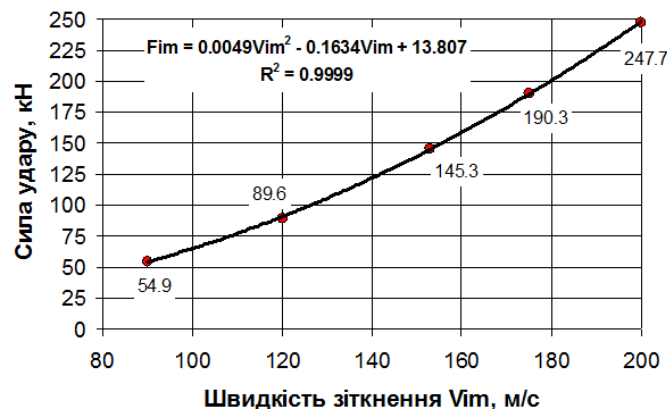


Рис. 4.10 Вплив швидкості зіткнення на зміну зусилля при $\alpha=45^\circ$

Отриманий результат апроксимували поліномом другого ступеня з використанням методу найменших квадратів. Отримано аналітичний вираз, що дозволяє визначити величину зусилля удару при $\alpha=45^\circ$ залежно від швидкості зіткнення.

З рис. 4.10 видно, що залежність зусилля удару від швидкості є квадратичною, а його максимальне значення збільшується зі збільшенням швидкості зіткнення.

На рис. 4.11 показано характер розподілу зусилля при косому ударі $\alpha=45^\circ$ для різних швидкостей зіткнення.

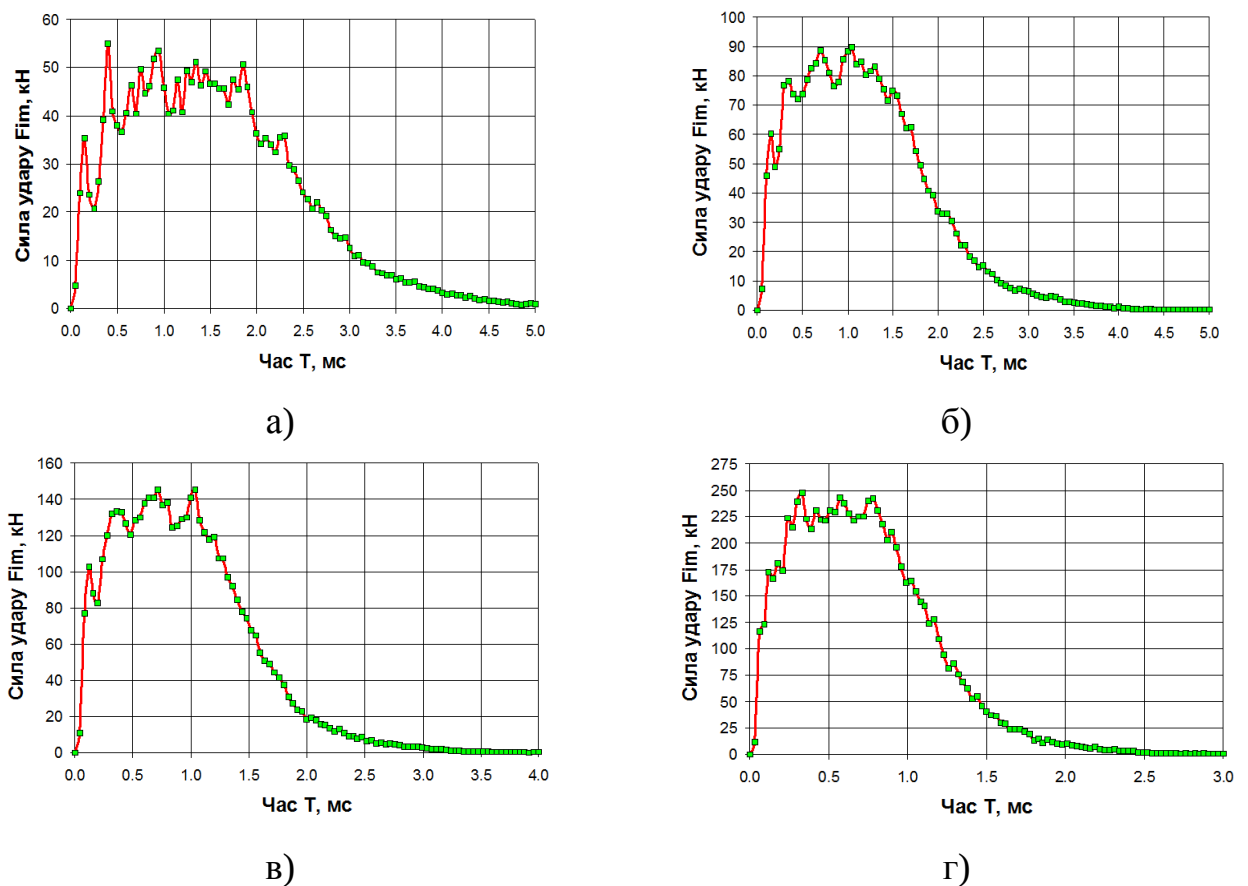


Рис. 4.11 Вплив швидкості на розподіл зусилля удару при $\alpha=45^\circ$:

а) $V_{im} = 90$ м/с; б) $V_{im} = 120$ м/с; в) $V_{im} = 152,9$ м/с; г) $V_{im} = 200$ м/с

Аналізуючи результат, показаний на рис. 4.11, зазначимо таке: можна виділити дві ділянки на кривій зміни зусилля удару за часом. Перша відповідає активній фазі удару і характеризується різкою зміною зусилля удару за короткий проміжок часу. Друга ділянка – усталеного процесу, для якого характерно різке зниження величини

зусилля удару з подальшим плавним переходом до нульових значень. Залежно від швидкості удару змінюється тривалість активної фази удару. При малих швидкостях (див. рис. 4.11 а і 4.11 б) активна фаза більш тривала і становить 20-35% загальної тривалості удару. Зі збільшенням швидкості тривалість активної фази зменшується і становить від 10 до 20% (див. рис. 4.11 в і 4.11 г).

Досліджено вплив кута зіткнення на величину осьової деформації (рис. 4.12) і зусилля удару (рис. 4.13).

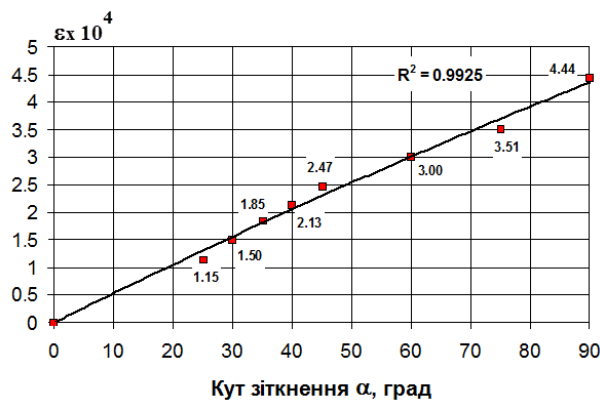


Рис. 4.12 Зміна деформації плити-мішені залежно від кута зіткнення

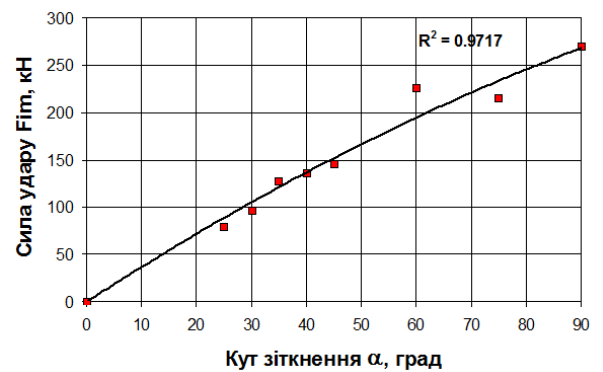


Рис. 4.13 Зміна сили удару залежно від кута зіткнення

З рис. 4.12 і 4.13 видно, що зі збільшенням кута зіткнення значення деформації і сили удару зростають. Причому залежність деформації плити-мішені від кута зіткнення лінійна, а залежність сили удару від кута зіткнення нелінійна.

4.2 Задача про удар м'якого тіла по консольній пластині

Розглянуто чисельне рішення задачі про удар м'якого тіла, що моделює тіло птаха заданої маси по титановій пластині прямокутної форми в плані, що моделює лопатку двигуна. Метою даного дослідження є визначення реакції пластини на удар м'якого тіла і аналіз впливу різних параметрів розрахункової моделі на цю реакцію. У якості досліджуваних параметрів обрано: маса м'якого тіла, швидкість і кут зіткнення, товщина і довжина пластини і положення точки удару. Умовно всі зразки пластин розділено на три групи. У табл. 4.1 вказано розміри і матеріал пластини для кожної групи. Перелік досліджуваних параметрів, а також їх чисельні значення наведено в табл. 4.2. М'яке тіло моделюємо у вигляді циліндра

з плоскими торцями з співвідношенням довжини до діаметра ($A=L/D$), яке дорівнює 2. Розміри м'якого тіла прийняті такими ж, як у натурному експерименті: діаметр $D = 38,1$ мм; довжина $L = 76,2$ мм.

Таблиця 4.1

Групи зразків, основні розміри і матеріал пластин

№ групи	Довжина пластини, мм	Товщина пластини, мм	Ширина пластини, мм	Матеріал пластини
1	311,15	4,27	88,9	Титановий сплав Ті 8-1-1
2	155,575	4,27	88,9	Титановий сплав Ті 8-1-1
3	311,15	2,13	88,9	Титановий сплав Ті 8-1-1

Таблиця 4.2

Матриця досліджуваних параметрів моделі

№ групи	Умовне позначення експерименту	Маса м'якого тіла, г	Положення точки удару, см	Швидкість зіткнення, м/с	Кут зіткнення, град
1	2-0093	99,2	21,8	59,1	90
1	2-0094	100,5	21,8	177,4	90
1	2-0131	85,9	21,8	189,6	90
1	2-0112	80	21,8	110,1	36,4
1	2-0115	82,6	21,8	302,1	36,4
1	2-0121	85,2	21,8	445,7	36,4
1	2-0126	81,4	21,8	441,2	24,4
2	2-0096	98,6	10,9	99,4	90
2	2-0097	95,9	10,9	90,2	90
2	2-0098	96,4	10,9	150,6	90
3	2-0176	85,3	21,8	66,0	90
3	4-0053	83,1	23,6	74,9	90
3	4-0054	83,5	23,1	126,1	90

Матеріал пластини – титановий сплав Ті 8-1-1 з такими характеристиками: щільність $\rho=4430 \text{ кг/м}^3$; модуль пружності першого роду $E=114 \text{ ГПа}$ і коефіцієнт Пуассона $\nu=0,32$.

Матеріал м'якого тіла прийнято в розрахунках з характеристиками близькими до характеристик води: щільність $\rho=910 \text{ кг/м}^3$; модуль пружності першого роду $E=1 \text{ ГПа}$ і коефіцієнт Пуассона $\nu=0,3$.

У таблицях 4.3 і 4.4 наведено чисельні значення параметрів моделі Купера-Саймондса для матеріалу пластини і рівняння стану для м'якого тіла.

Таблиця 4.3

Значення параметрів моделі Купера-Саймондса для сплаву Ті 8-1-1

σ_0 , МПа	E_p , МПа	β	C	p
937	1730	1	40	5

Таблиця 4.4

Значення параметрів рівняння стану для м'якого тіла

C_1 , МПа	C_2 , МПа	C_3 , МПа
2001,1	6003,3	10005,4

Для проведення чисельного експерименту побудована гібридна модель, що складається з скінчено-елементної моделі для пластини і безсіткової моделі, що містить набір дискретних частинок для м'якого тіла (рис. 4.14). Скінчено-елементну модель пластин з групи 1 і 3 представлено 3944 оболонковими елементами і 4095 вузлами (див. рис. 4.14 а). Дискретизацію розрахункової області пластин виконано за допомогою чотирьох вузлових елементів оболонки з однією точкою інтегрування в площині елемента і трьома точками інтегрування по товщині. Скінчено-елементна модель містить регулярну сітку прямокутної форми з характерним розміром скінченного елемента, що дорівнює $2,6 \times 2,6 \text{ мм}$. Для пластин другої групи модель містить 2142 елемента і 2240 вузлів (див. рис. 4.14 б).

Характерний розмір сітки прийнято таким, що дорівнює $2,6 \times 2,6$ мм. М'яке тіло містить набір з 5841 згладжених частинок з кроком дискретизації, що дорівнює 2,4 мм (див. рис. 4.14 в).

Контактну взаємодію м'якого тіла з плитою-мішенню при ударі описано моделлю Automatic Node-to-Surface із застосуванням методу штрафів для розрахунку контактних зусиль [83].

Граничні умови задано для пластини у кореновому перерізі у вигляді обмежень на лінійні переміщення у напрямку осей X, Y і Z, а також на кут повороту навколо осі X.

Початкові умови задано для м'якого тіла шляхом визначення початкової швидкості тіла у початковий момент часу.

Розрахунковим шляхом визначено динамічний прогин у кінцевому перетині пластини.

На рис. 4.15 – 4.17 показано результати розрахунку для випадку фронтального удару для зразків пластин першої групи. Виконано порівняння результатів розрахунку з результатами, отриманими у ході натурного експерименту [64].

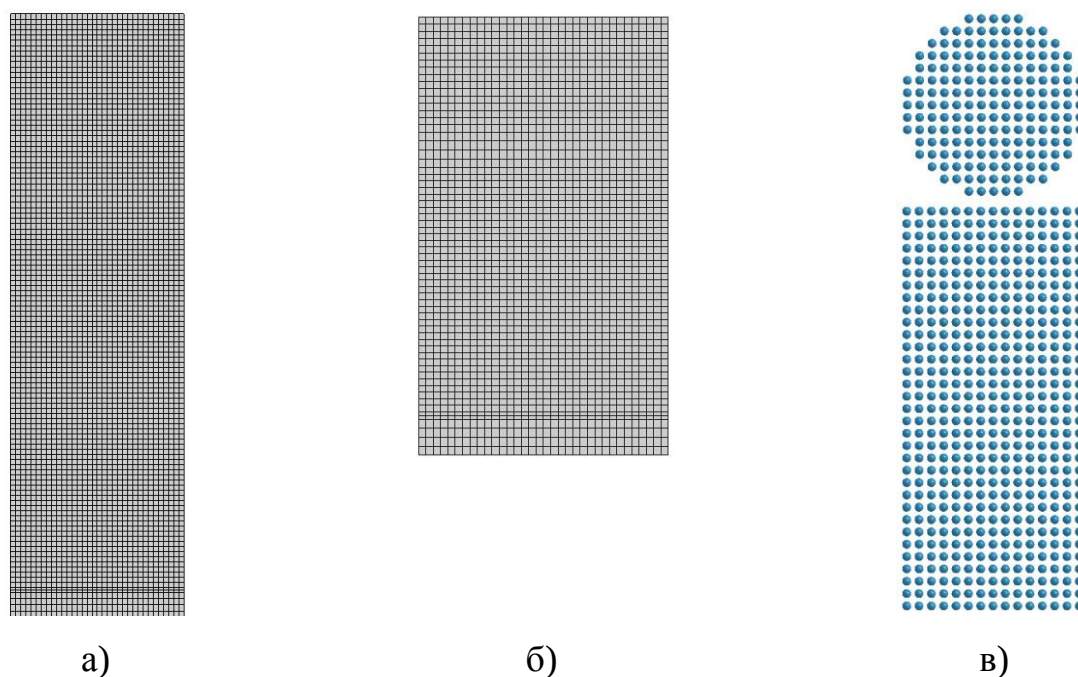


Рис. 4.14 Скінчено-елементні моделі пластин і безсіткова модель м'якого тіла

У всіх розглянутих випадках руйнування пластини відсутнє. Проаналізовано реакцію пластини на удар м'якого тіла. Виявлено загальні закономірності у поведінці пластини після удару по ній м'якого тіла. Встановлено, що у випадку фронтального удару пластина робить нелінійні затухаючі згинальні коливання. При малих швидкостях удару (див. рис. 4.15) коливання симетричні. Збільшення швидкості удару приводить до того, що коливання стають несиметричними (див. рис. 4.16, 4.17).

№ групи зразка	SHOT №	Розміри, см	Маса, г	Положення точки удару, см	Кут зіткнення, град.	Швидкість, м/с
1	2-0093	D=38.1 мм; L=76.2 мм	99,2	21,8	90	59,1

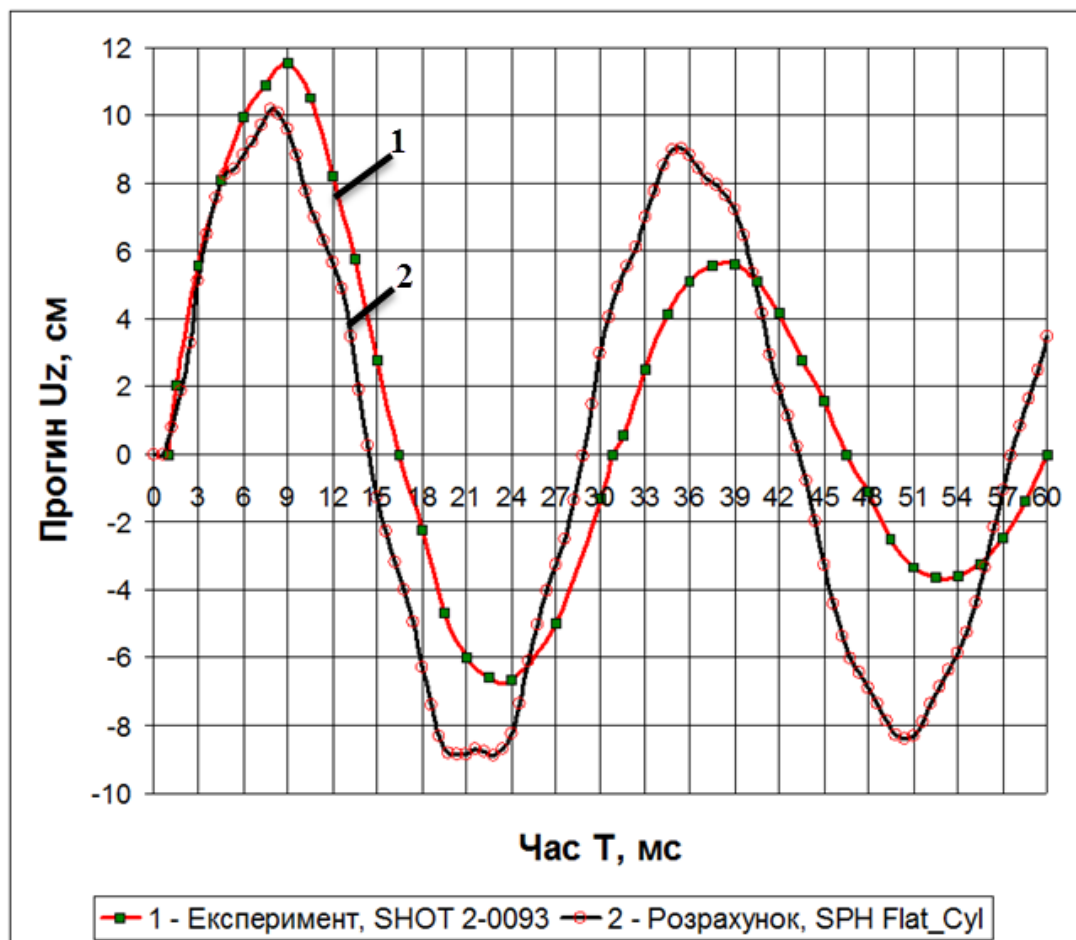


Рис. 4.15 Графік зміни динамічного прогину пластини у кінцевому перетині при фронтальному ударі

Причиною несиметричності коливань є залишкові пластичні деформації, що виникають у кореновому перетині пластини.

Отримані результати задовільно узгоджуються з результатами натурного експерименту. Для першої групи зразків пластин розрахункові значення амплітуди прогину на першому піку, що відповідає активній фазі удару, близькі до експериментальних значень.

№ групи зразка	SHOT №	Розміри, см	Маса, г	Положення точки удару, см	Кут зіткнення, град.	Швидкість, м/с
1	2-0094	D=38.1 мм; L=76.2 мм	100,5	21,8	90	177,4

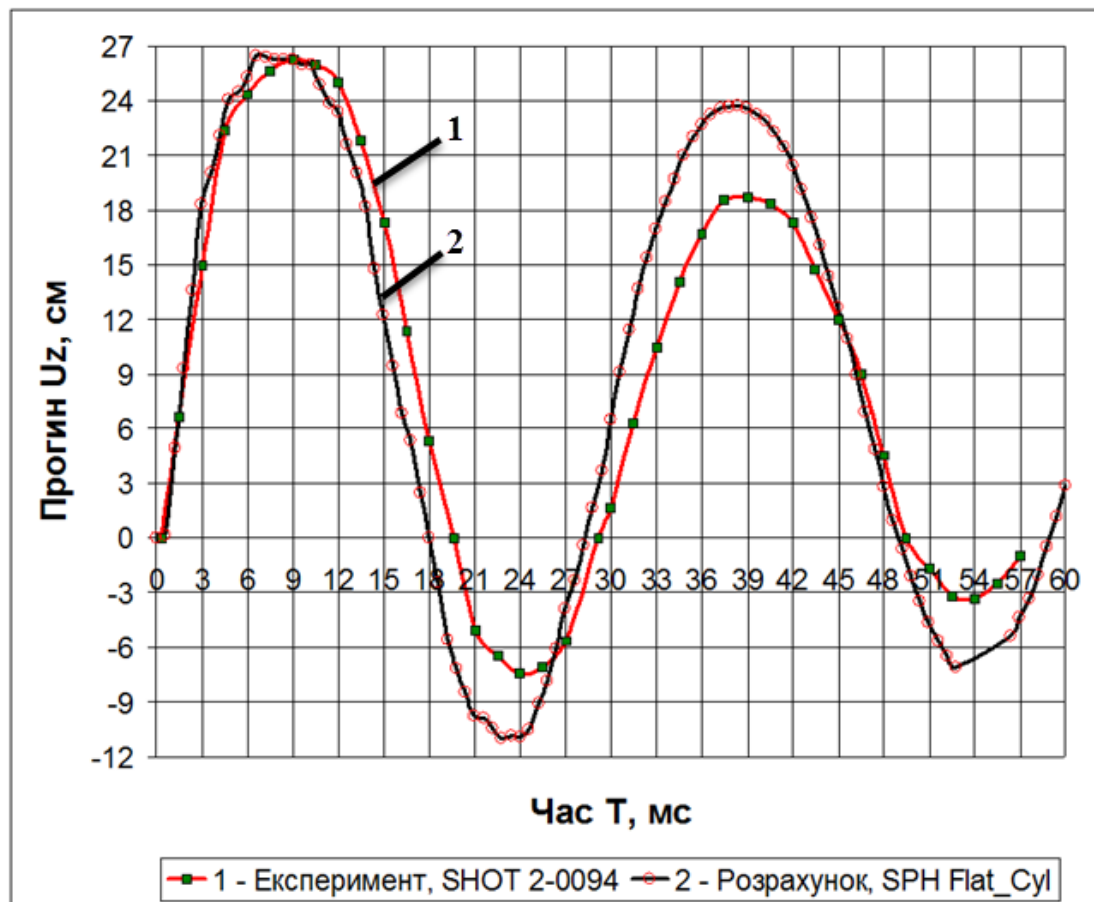


Рис.4.16 Графік зміни динамічного прогину пластини у кінцевому перетині при фронтальному ударі

Максимальна похибка визначення прогину для зразків пластин першої групи становить 12%. Спостерігається неузгодженість розрахункових частот коливань пластини і амплітуди затухання з експериментальними значеннями.

Причиною неузгодженості є вплив граничних умов і відмінність демпфуючих властивостей пластини.

№ групи зразка	SHOT №	Розміри, см	Маса, г	Положення точки удару, см	Кут зіткнення, град.	Швидкість, м/с
1	2-0131	D=38.1 мм; L=76.2 мм	85,9	21,8	90	189,6

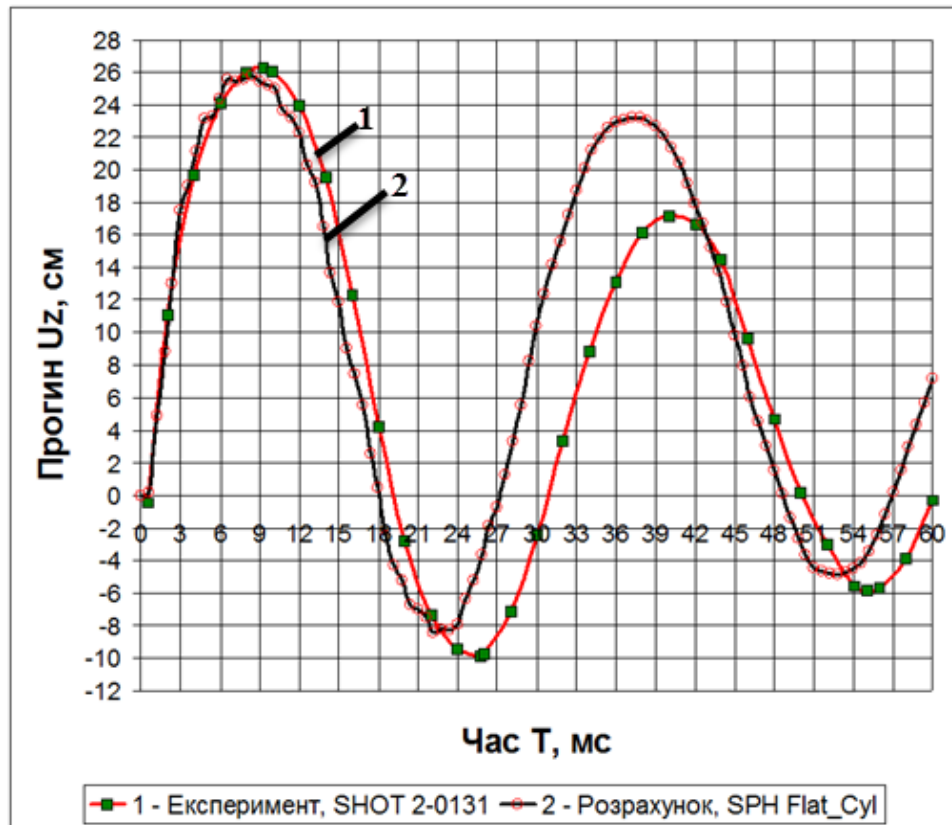


Рис. 4.17 Графік зміни динамічного прогину пластини у кінцевому перетині при фронтальному ударі

На рис. 4.18 – 4.25 показано результати розрахунку для випадку косого удару для зразків пластин першої групи. Значення прогинів у напрямках X і Z визначено для точок, розташованих у кінцевому перетині по передній та задній кромкам.

У випадку косого удару пластина робить нелінійні згинально-крутильні коливання. При малих швидкостях удару коливання симетричні (див. рис. 4.18, 4.19). Значення швидкості, при яких зберігається симетрія коливань, більше у 1,86 раза, ніж у випадку фронтального удару. При великих швидкостях яскраво вираженою є несиметрія коливань (див. рис. 4.20 – 4.25), що, як і у разі фронтального удару, пов'язано з виникненням залишкових пластичних деформацій.

№ групи зразка	SHOT №	Розміри, см	Маса, г	Положення точки удару, см	Кут зіткнення, град.	Швидкість, м/с
1	2-0112	D=38.1 мм; L=76.2 мм	80,0	21,8	36,4	110,1

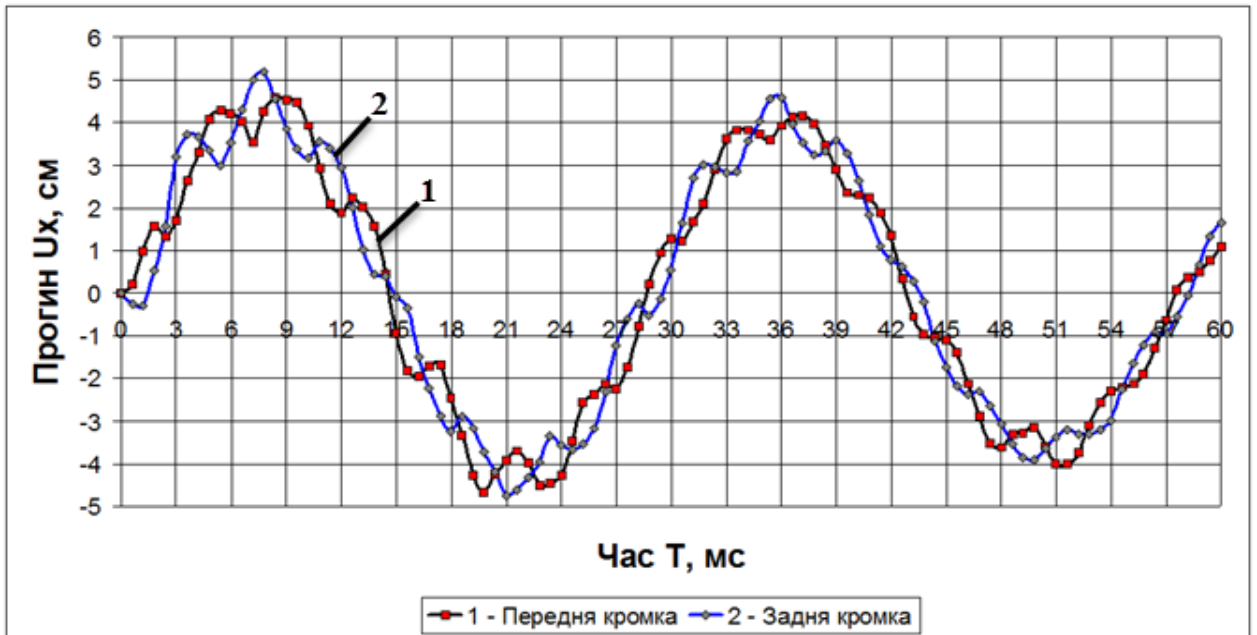


Рис. 4.18 Графік зміни динамічного прогину пластини у кінцевому перетині при косому ударі

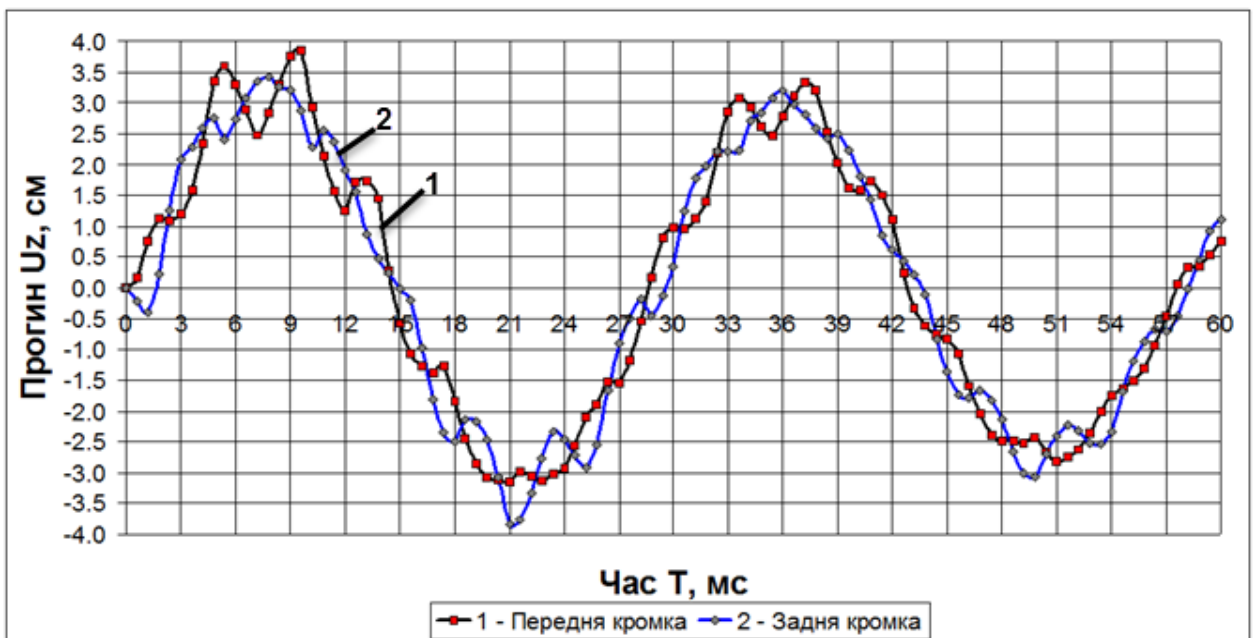


Рис. 4.19 Графік зміни динамічного прогину пластини у кінцевому перетині при косому ударі

№ групи зразка	SHOT №	Розміри, см	Маса, г	Положення точки удару, см	Кут зіткнення, град.	Швидкість, м/с
1	2-0115	D=38.1 мм; L=76.2 мм	82,6	21,8	36,4	302,1

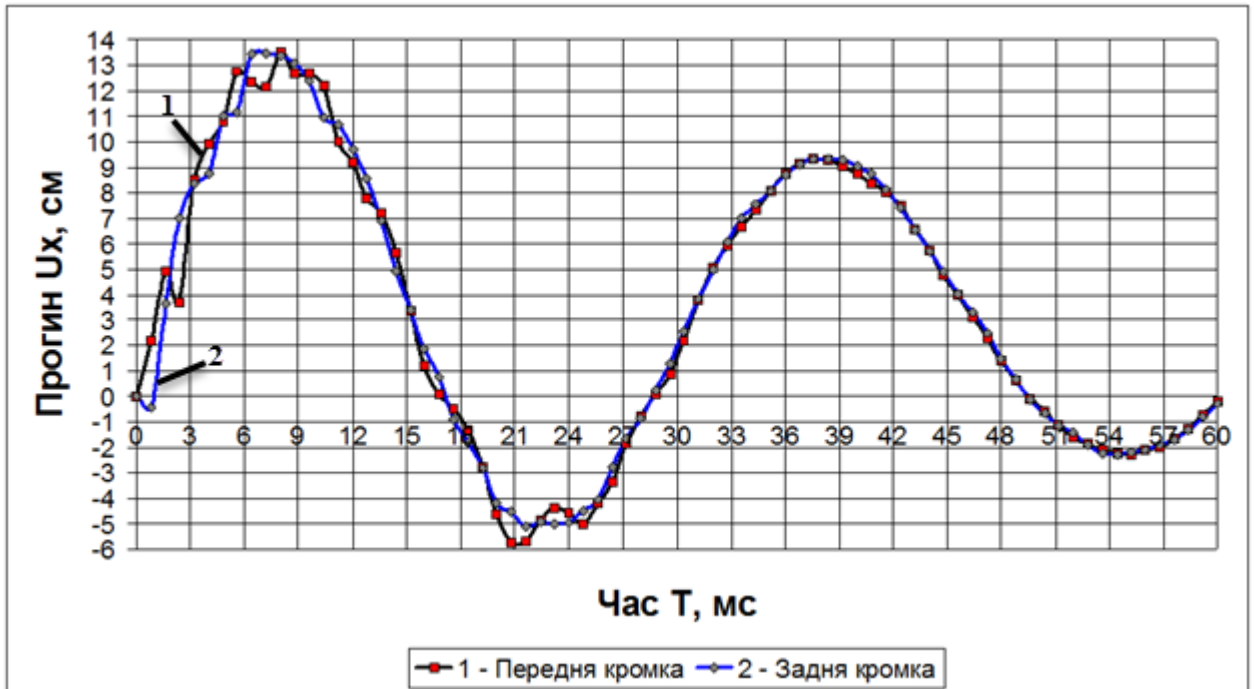


Рис. 4.20 Графік зміни динамічного прогину пластины у кінцевому перетині при косому ударі

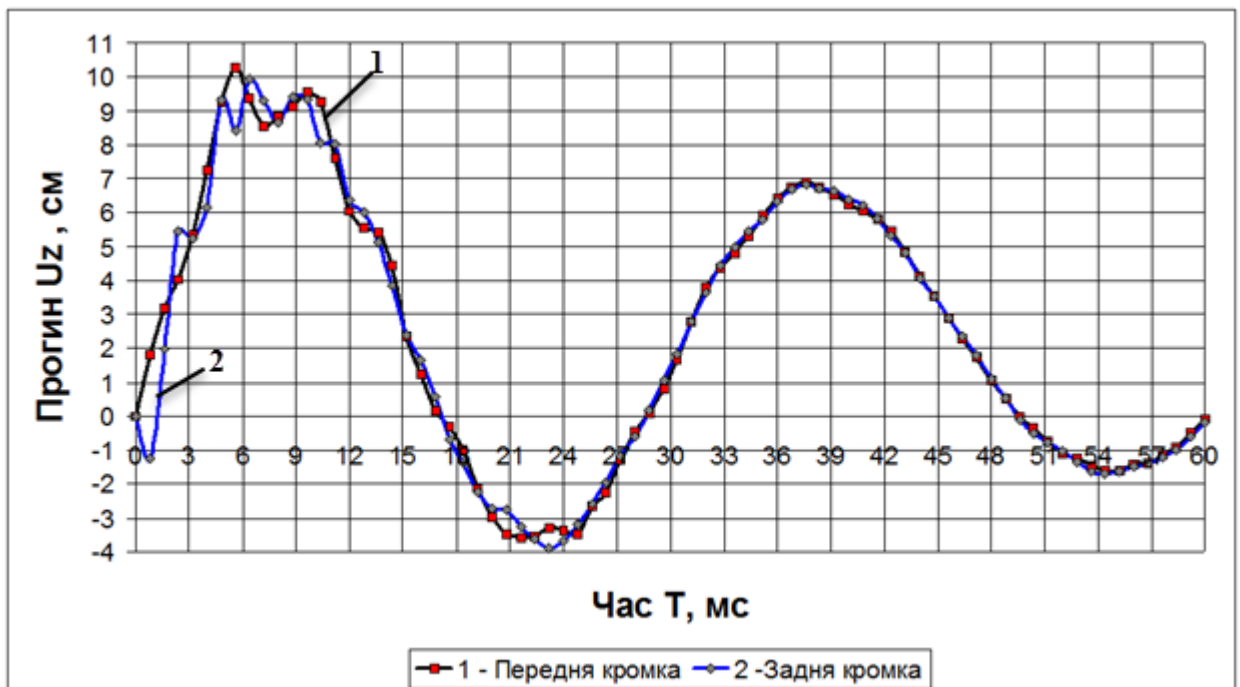


Рис. 4.21 Графік зміни динамічного прогину пластины у кінцевому перетині при косому ударі

№ групи зразка	SHOT №	Розміри, см	Маса, г	Положення точки удару, см	Кут зіткнення, град.	Швидкість, м/с
1	2-0121	D=38.1 мм; L=76.2 мм	85,2	21,8	36,4	445,7

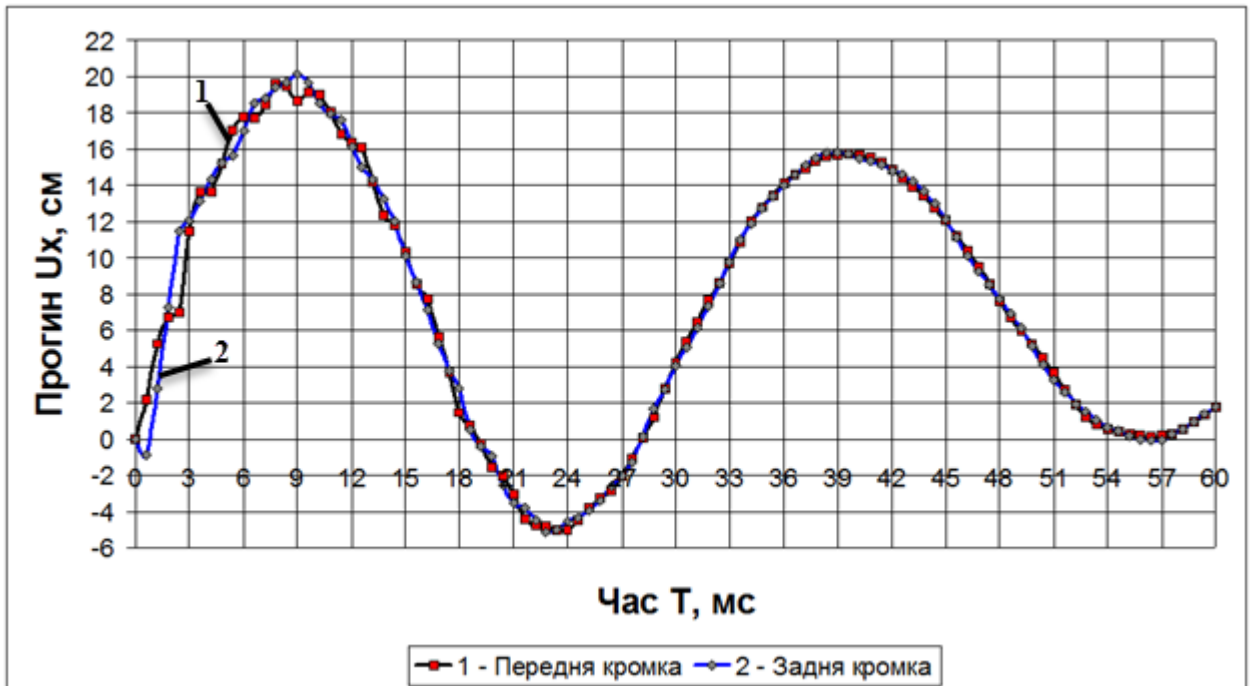


Рис. 4.22 Графік зміни динамічного прогину пластини у кінцевому перетині при косому ударі

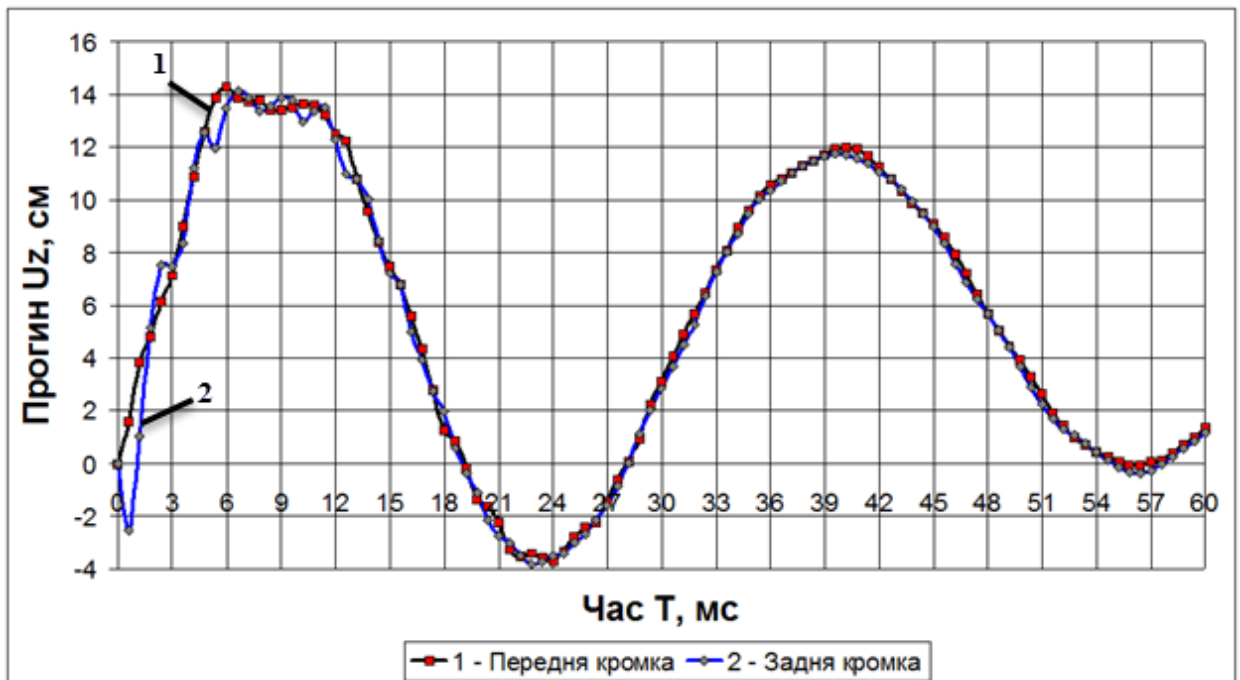


Рис. 4.23 Графік зміни динамічного прогину пластини у кінцевому перетині при косому ударі

№ групи зразка	SHOT №	Розміри, см	Маса, г	Положення точки удару, см	Кут зіткнення, град.	Швидкість, м/с
1	2-0126	D=38.1 мм; L=76.2 мм	81,4	21,8	24,4	441,2

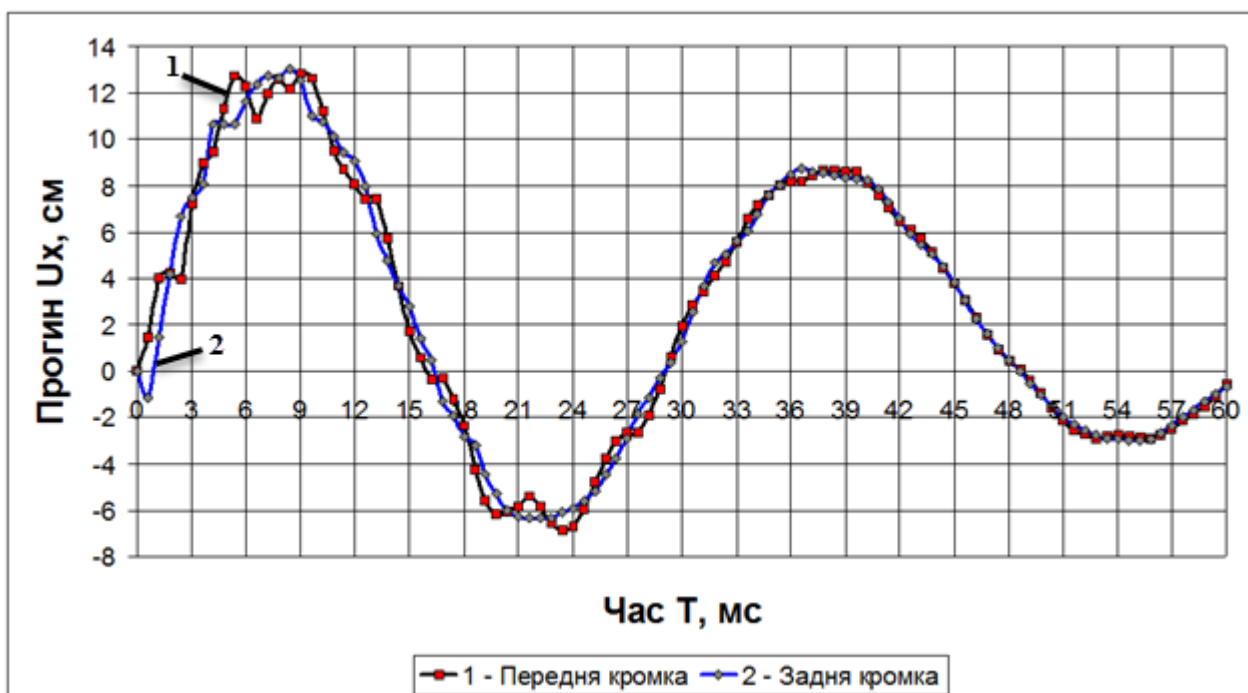


Рис. 4.24 Графік зміни динамічного прогину пластини у кінцевому перетині при косому ударі

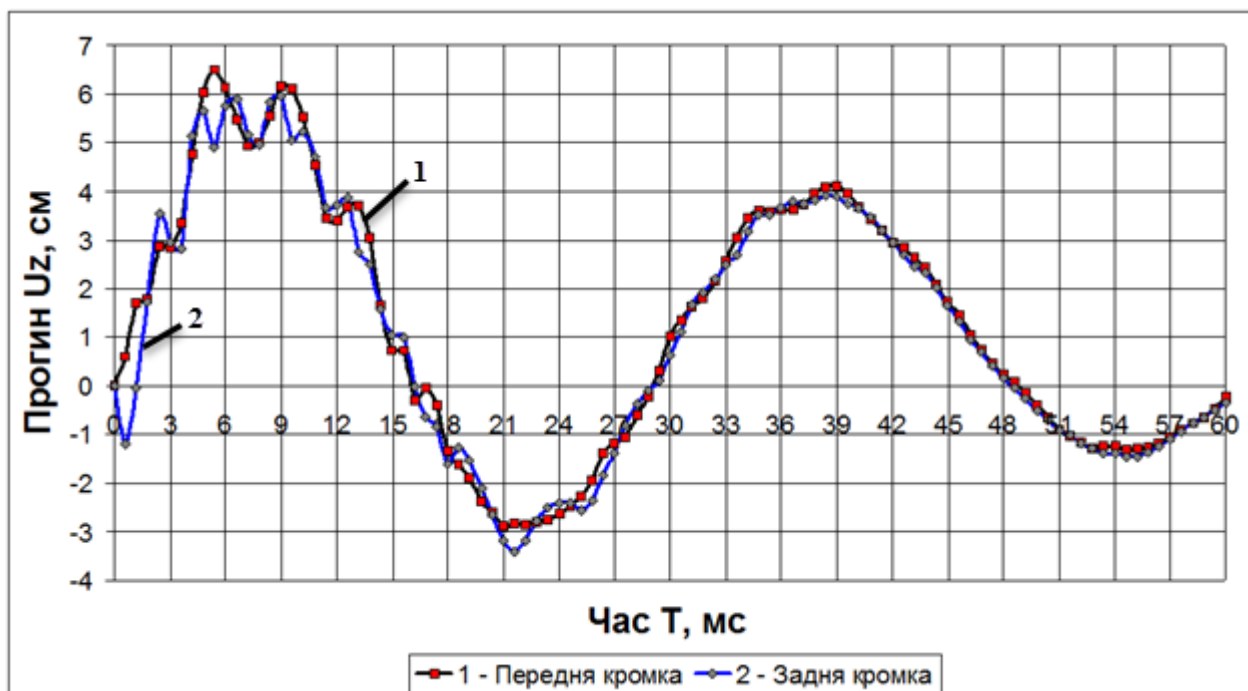


Рис. 4.25 Графік зміни динамічного прогину пластини у кінцевому перетині при косому ударі

Для випадку косого удару м'якого тіла по пластині досліджено вплив швидкості та кута зіткнення на зміну кута закручування пластини у кінцевому перетині. Результат представлений у вигляді графіків зміни кута закручування від часу (див. рис. 4.26 – 4.29).

№ групи зразка	SHOT №	Розміри, см	Маса, г	Положення точки удару, см	Кут зіткнення, град.	Швидкість, м/с
1	2-0112	D=38.1 мм; L=76.2 мм	80,0	21,8	36,4	110,1

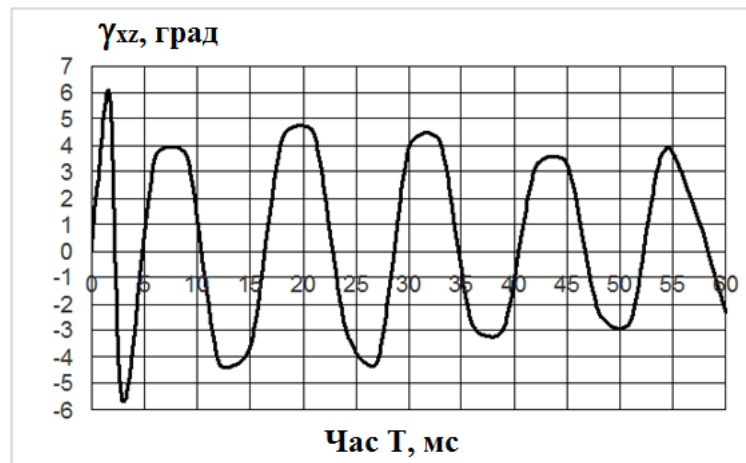


Рис. 4.26 Графік зміни кута закручування пластини у кінцевому перетині при косому ударі

№ групи зразка	SHOT №	Розміри, см	Маса, г	Положення точки удару, см	Кут зіткнення, град.	Швидкість, м/с
1	2-0115	D=38.1 мм; L=76.2 мм	82,6	21,8	36,4	302,1

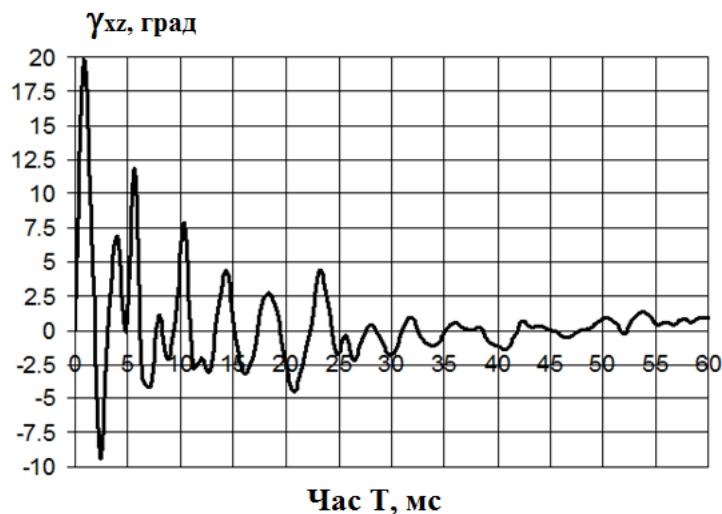


Рис. 4.27 Графік зміни кута закручування пластини у кінцевому перетині при косому ударі

№ групи зразка	SHOT №	Розміри, см	Маса, г	Положення точки удару, см	Кут зіткнення, град.	Швидкість, м/с
1	2-0121	D=38.1 мм; L=76.2 мм	85,2	21,8	36,4	445,7

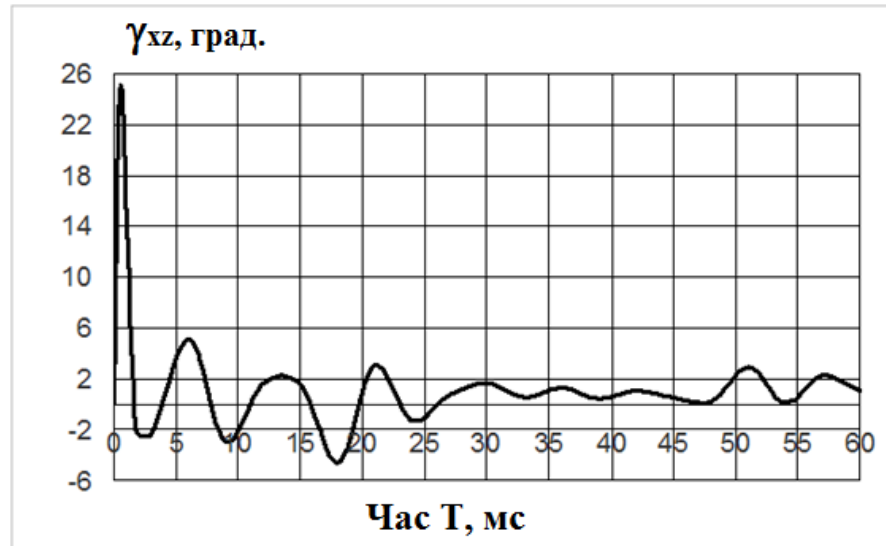


Рис. 4.28 Графік зміни кута закручування пластины у кінцевому перетині при косому ударі

№ групи зразка	SHOT №	Розміри, см	Маса, г	Положення точки удару, см	Кут зіткнення, град.	Швидкість, м/с
1	2-0126	D=38.1 мм; L=76.2 мм	81,4	21,8	24,4	441,2

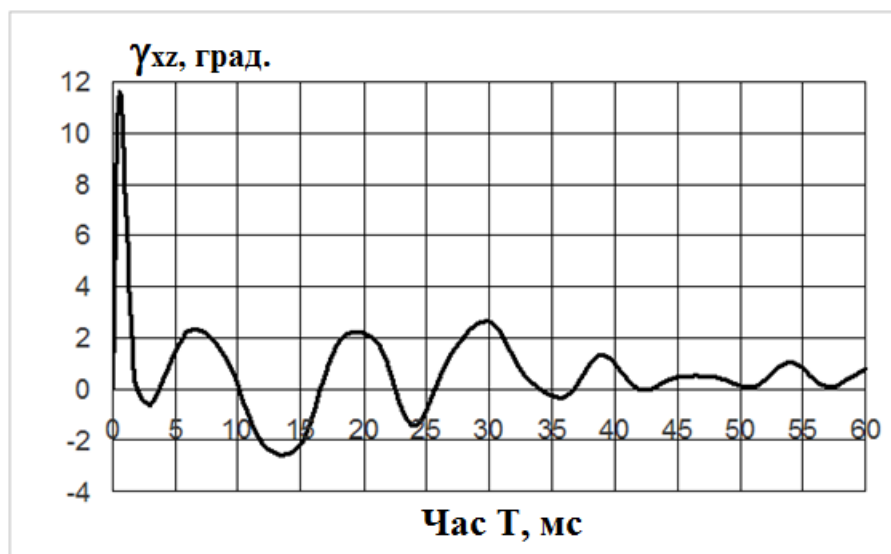


Рис. 4.29 Графік зміни кута закручування пластины у кінцевому перетині при косому ударі

Аналізуючи отриманий результат можна зробити наступні висновки: при малих швидкостях удару (див. рис. 4.26) пластина робить слабо затухаючі крутильні коливання симетричні щодо початкового положення рівноваги.

Отриманий результат свідчить про пружний характер деформування пластини, при якому не відбувається розсіювання енергії накопиченої в пластині у наслідок удару по ній м'якого тіла. Зі збільшенням швидкості удару коливання пластини стають затухаючими, що пов'язано з накопиченням пластичних деформацій у кореновому перетені пластини. В результаті цього відбувається розсіювання накопиченої енергії. Залежність кута закручування пластини від швидкості удару нелінійна, а його амплітудні значення, в момент часу, що відповідає активній фазі удару, зростають зі збільшенням швидкості удару (див. рис. 4.30).

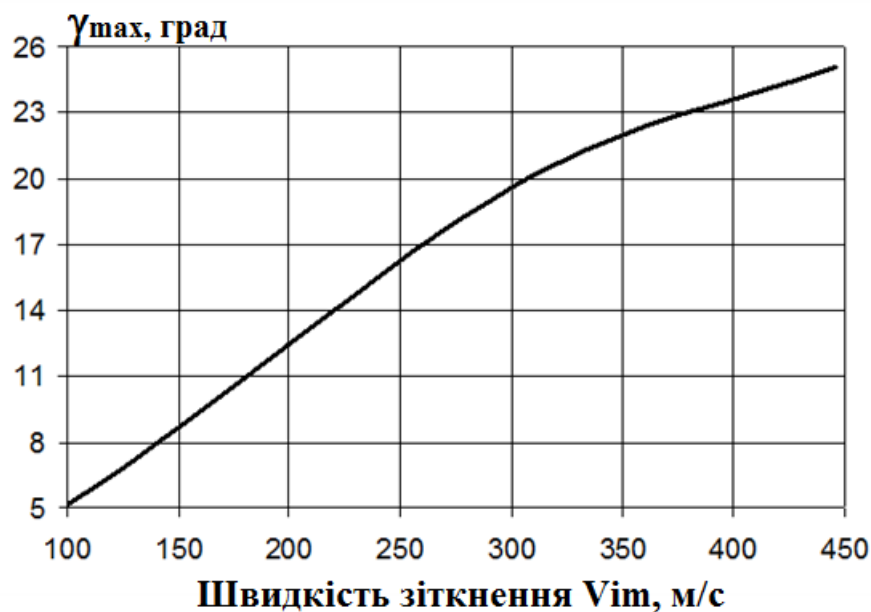


Рис. 4.30 Вплив швидкості зіткнення на зміну максимального значення кута закручування при косому ударі ($\alpha=36,4^\circ$)

Залежність кута закручування пластини від кута зіткнення нелінійна, а його максимальне значення зростає зі збільшенням кута зіткнення.

Частота крутильних коливань вище, ніж частота згинальних коливань, що пояснюється тим, що крутильна жорсткість пластини вище, ніж згинальна.

На рис. 4.31 показано характер деформування м'якого тіла і пластини протягом перших 300 мкс для чисельного експерименту SHOT 2-0115.

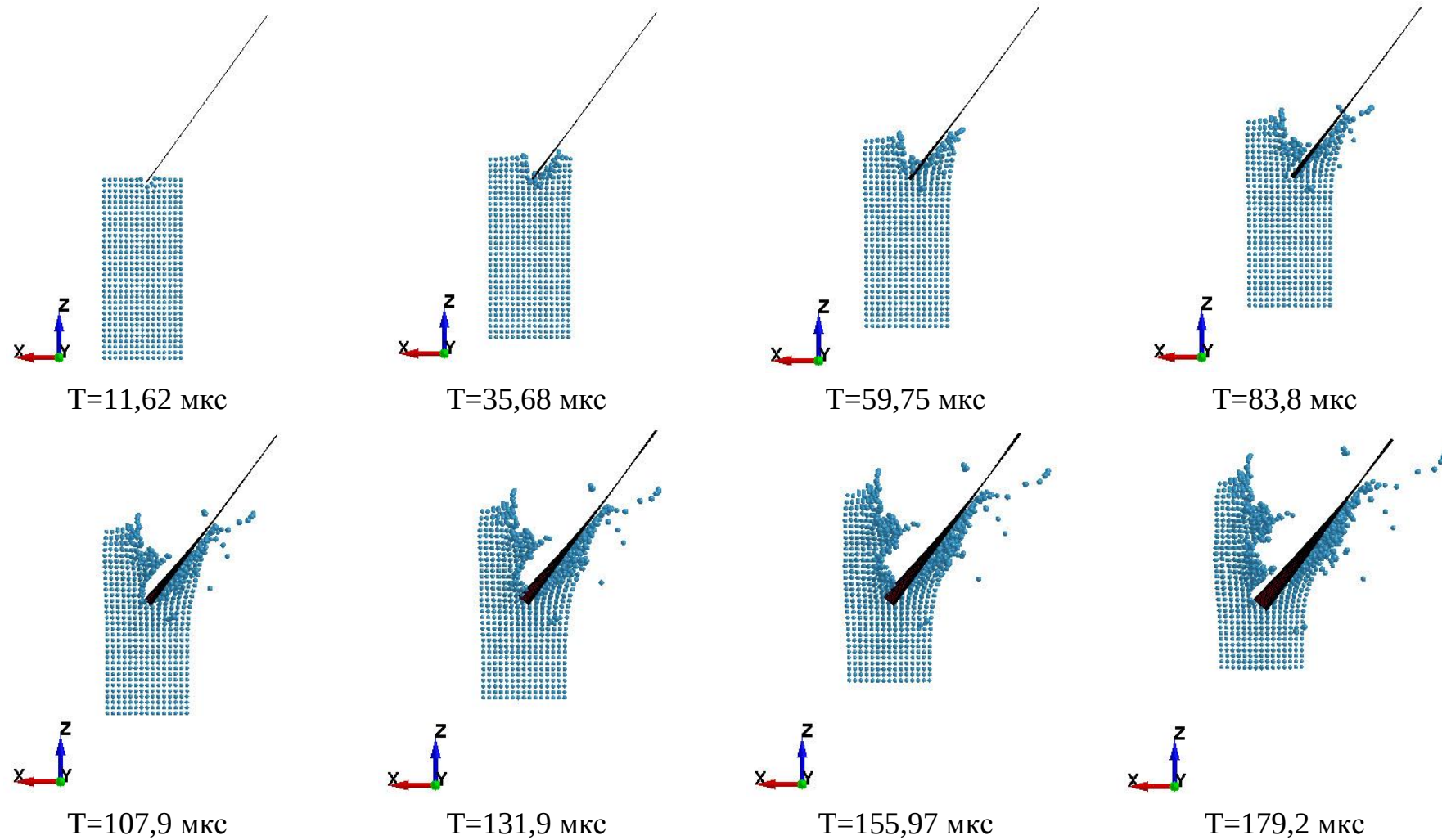
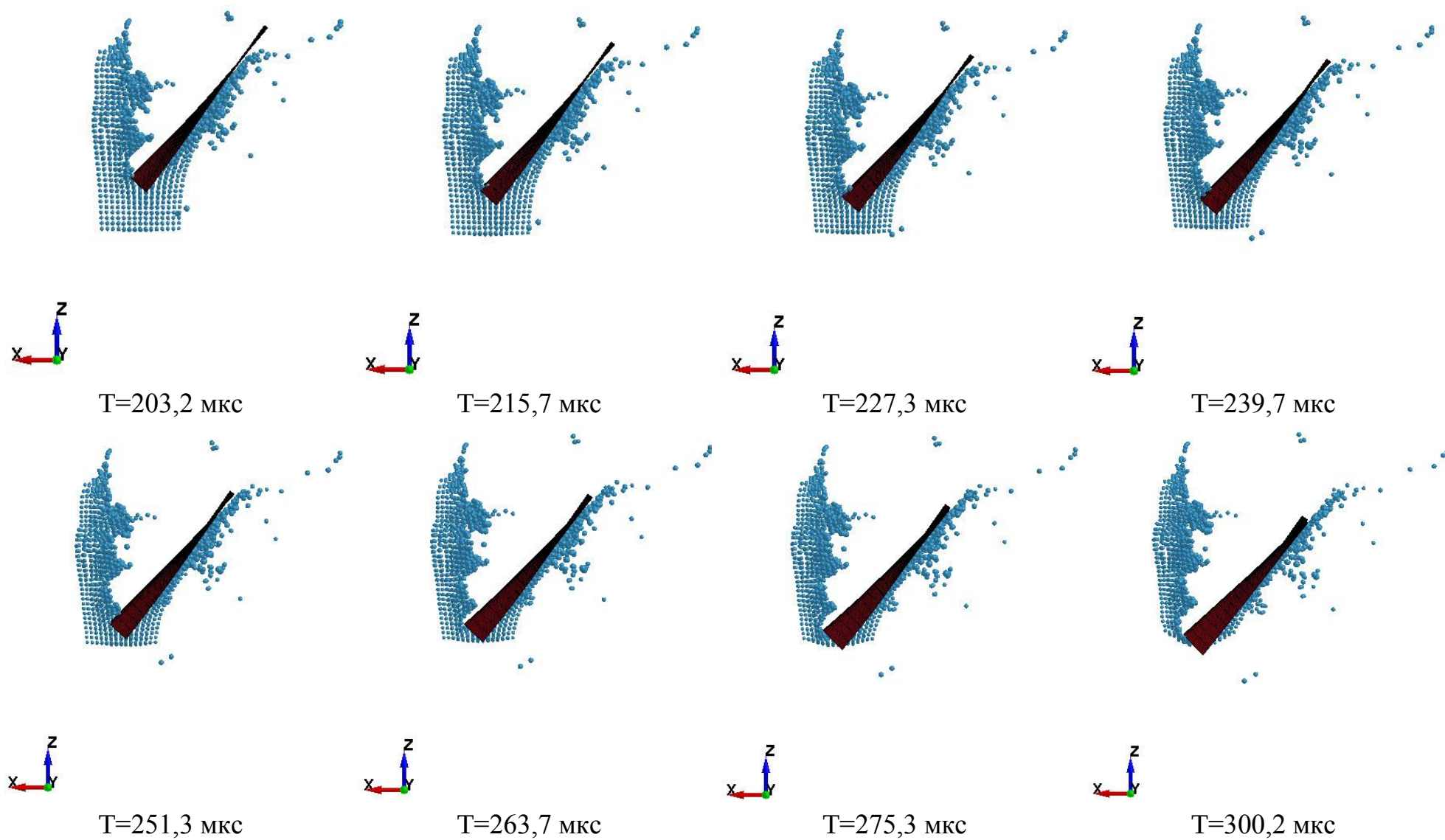


Рис. 4.31 Характер деформування м'якого тіла і пластини при косому ударі



Продовження рис. 4.31 Характер деформування м'якого тіла і пластини при косому ударі

У разі косого удару відбувається поділ м'якого тіла на дві частини: одна з яких продовжує рухатися у первісному напрямку, інша – взаємодіє з пластиною, розтікаючись по її поверхні і деформуючи її.

У міру розтікання частинок по поверхні пластини відбувається деформування вільної поверхні м'якого тіла.

Частинки м'якого тіла, контактуючи з передньою кромкою пластини, уповільнюють свій рух, в результаті нерівномірного руху утворюється скупчення частинок на лицьовій і тильній поверхнях пластини.

На рис. 4.32 показано поле розподілу переміщень U_z у пластині у випадку косого удару для зразка SHOT 2-0115.

У початковий момент часу має місце локальне деформування – на поверхні пластини поблизу її переднього краю утворюється вм'ятина. Зона деформування обмежена областю контакту м'якого тіла з пластиною. Утворюється осесиметрична хвиля деформацій, яка розповсюджується від передньої кромки пластини у всіх напрямках. Хвиля деформацій, досягнувши задньої кромки, відбивається від неї і взаємодіє з набігаючою хвилею.

З плином часу зона локальних деформацій розширюється, охоплюючи все більшу поверхню пластини і трансформується у загальну деформацію згину. При цьому хвильові явища у пластині змінюються коливальними процесами.

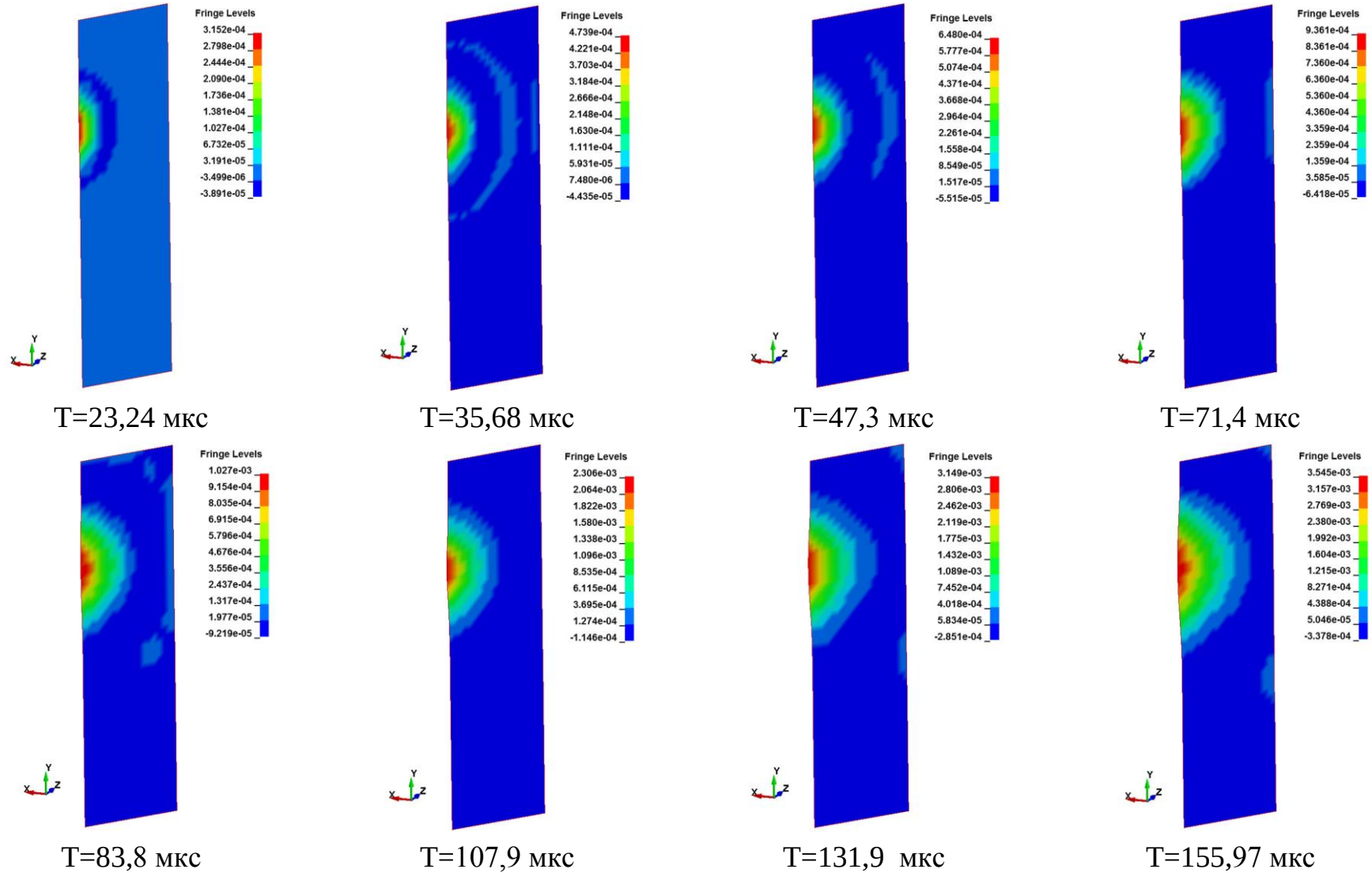
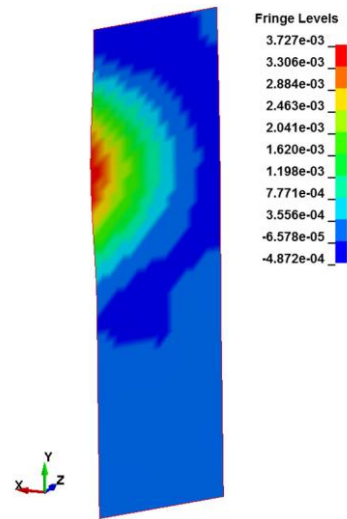
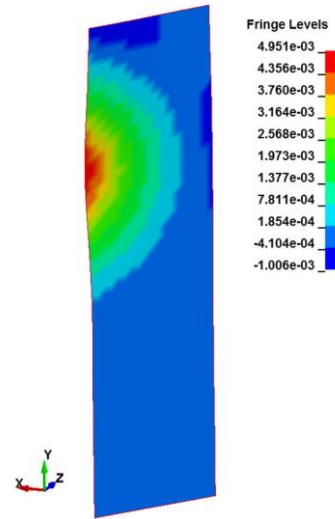


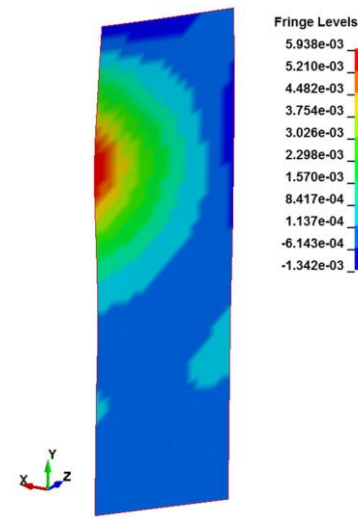
Рис. 4.32 Поле розподілу переміщень U_z у пластині у разі косого удару
(Одиниці виміру переміщень – м)



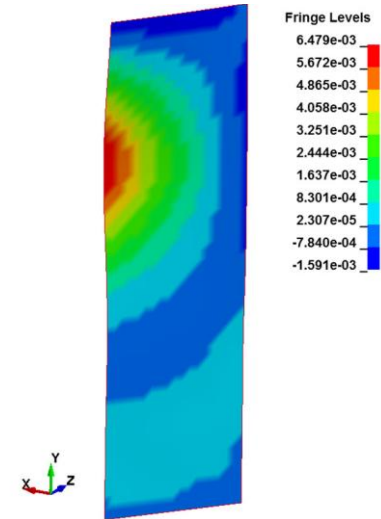
$T=167,6 \text{ мкс}$



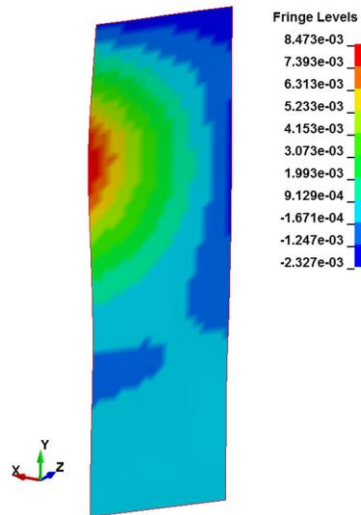
$T=191,6 \text{ мкс}$



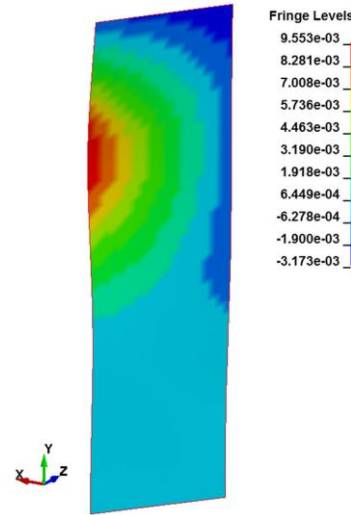
$T=215,7 \text{ мкс}$



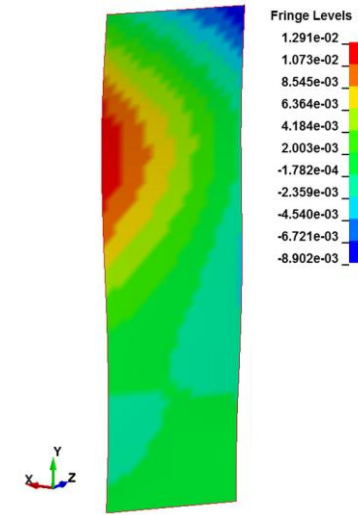
$T=239,7 \text{ мкс}$



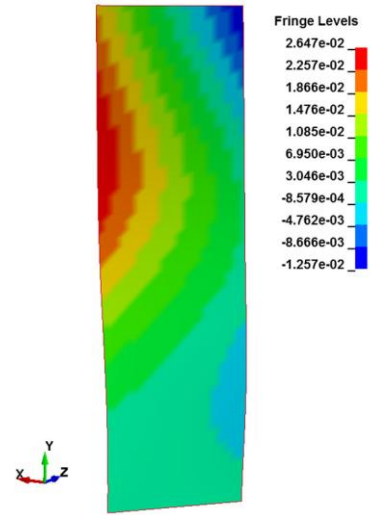
$T=275,3 \text{ мкс}$



$T=300,2 \text{ мкс}$



$T=399,6 \text{ мкс}$



$T=799,5 \text{ мкс}$

Продовження рис. 4.32 Поле розподілу переміщень U_z у пластині у разі косого удару
(Одиниці виміру переміщень – м)

На рис. 4.33 – 4.35 показано результати розрахунку для випадку фронтального удару для зразків пластин другої групи.

№ групи зразка	SHOT №	Розміри, см	Маса, г	Положення точки удару, см	Кут зіткнення, град.	Швидкість, м/с
2	2-0096	D=38.1 мм; L=76.2 мм	98,6	10,9	90	99,4

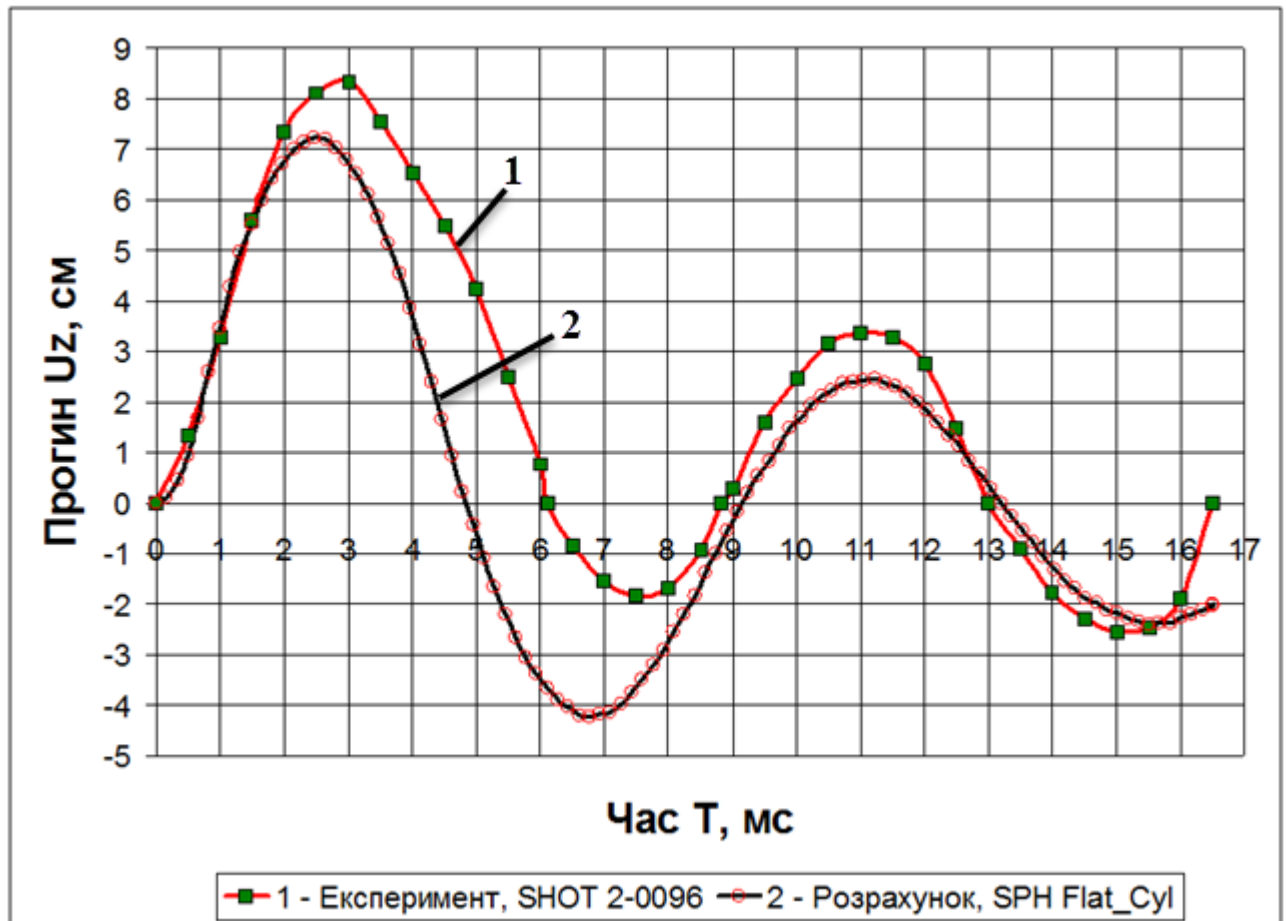


Рис. 4.33 Графік зміни динамічного прогину пластини у кінцевому перетині при фронтальному ударі

№ групи зразка	SHOT №	Розміри, см	Маса, г	Положення точки удару, см	Кут зіткнення, град.	Швидкість, м/с
2	2-0097	D=38.1 мм; L=76.2 мм	95,9	10,9	90	90,2

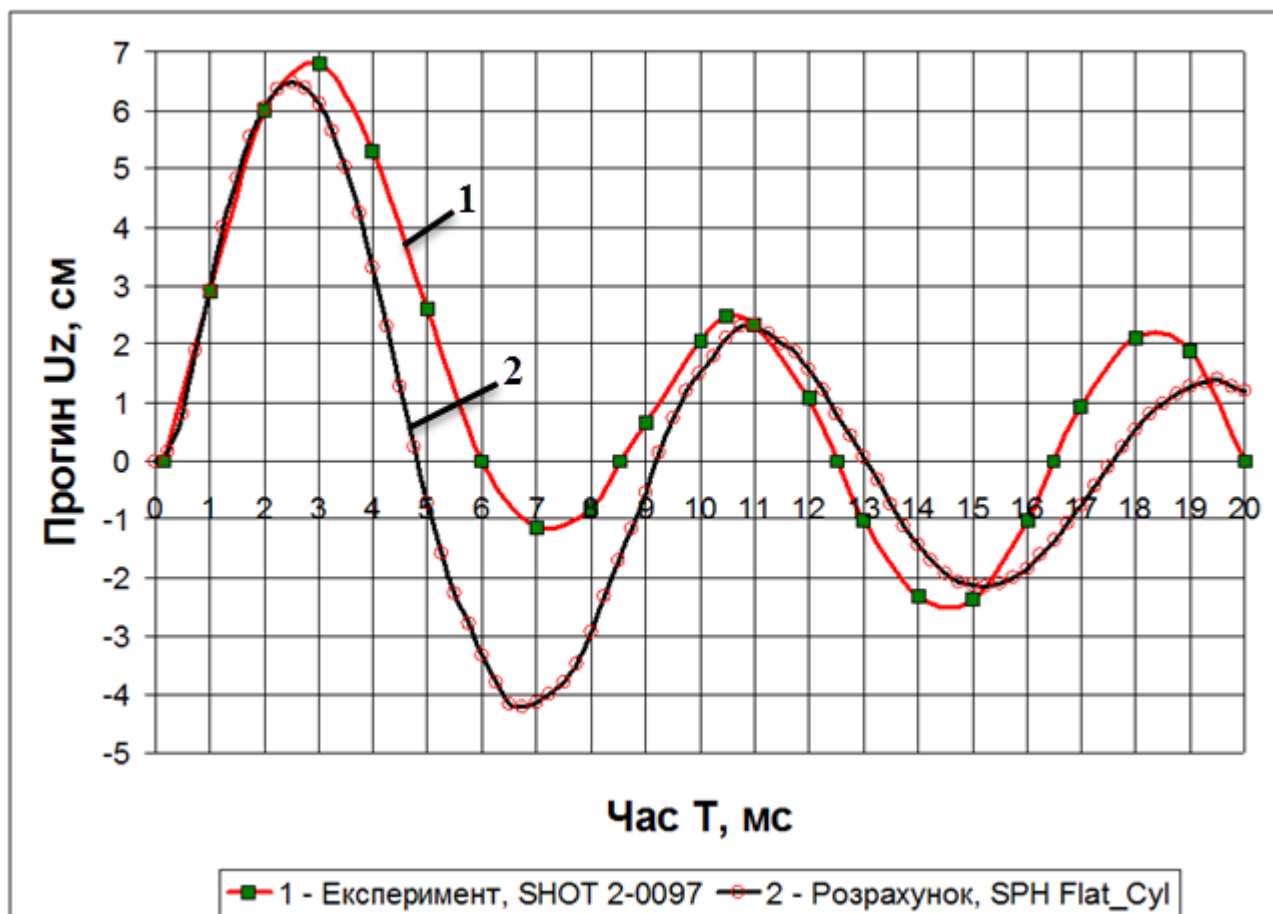


Рис. 4.34 Графік зміни динамічного прогину пластини у кінцевому перетині при фронтальному ударі

№ групи зразка	SHOT №	Розміри, см	Маса, г	Положення точки удару, см	Кут зіткнення, град.	Швидкість, м/с
2	2-0098	D=38.1 мм; L=76.2 мм	96,4	10,9	90	150,6

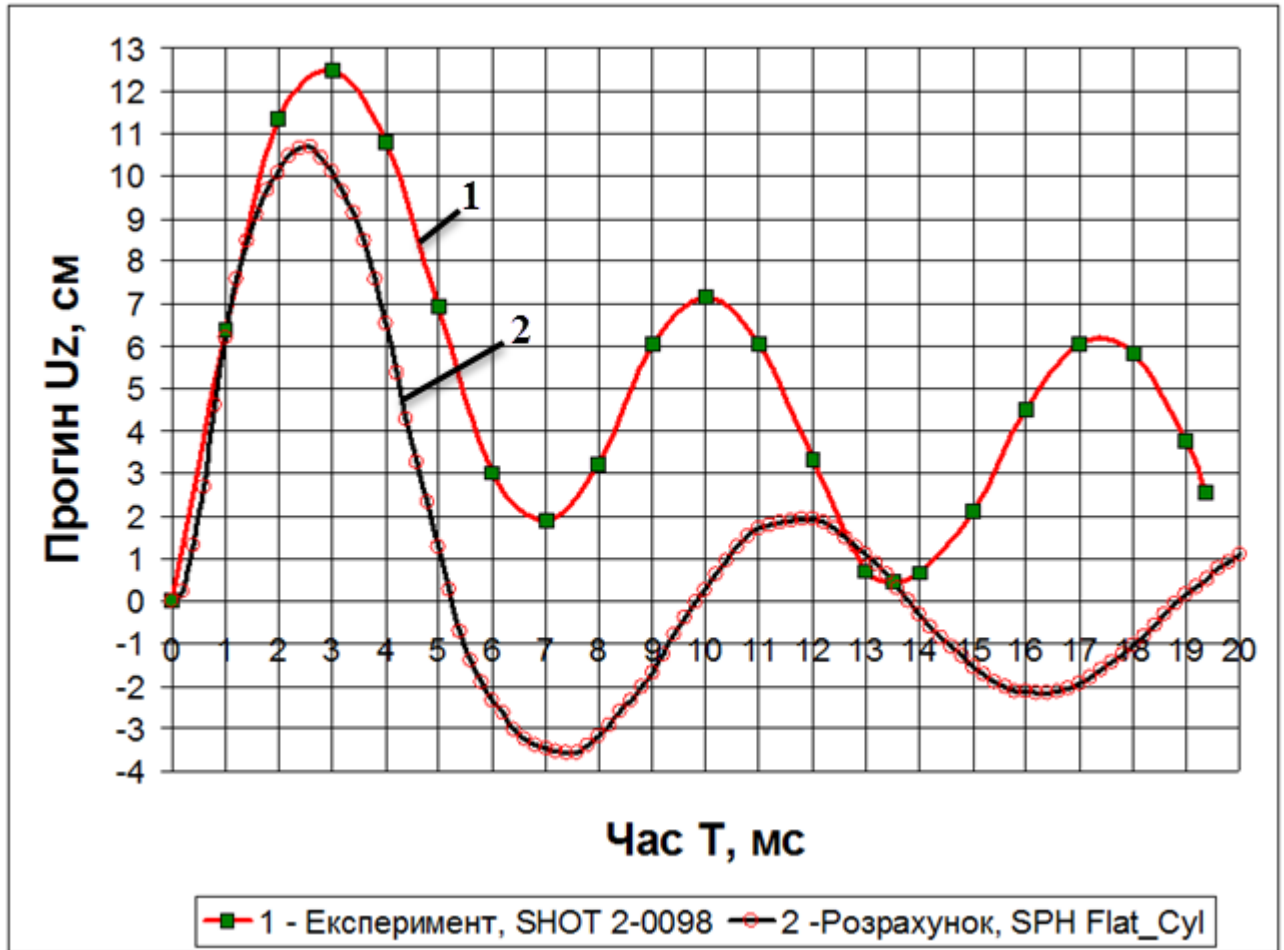


Рис. 4.35 Графік зміни динамічного прогину пластини у кінцевому перетині при фронтальному ударі

Для другої групи зразків пластин спостерігається збільшення частоти коливань і зростання швидкості згасання, що пояснюється збільшенням жорсткості пластини. При цьому амплітуди прогинів зменшилися у 1,42–2,48 раза порівняно з прогинами для зразків першої групи. Крім того, яскраво виражено несиметрію коливань навіть при малих швидкостях (див. рис. 4.33 – 4.35). Результат для коротких пластин виявився більш чутливим до впливу граничних умов і демпфувальних властивостей пластини, чим пояснюється погане узгодження результатів розрахунку з результатами експерименту.

На рис. 4.36 – 4.38 показано результати розрахунку для випадку фронтального удару для зразків пластин третьої групи.

№ групи зразка	SHOT №	Розміри, см	Маса, г	Положення точки удару, см	Кут зіткнення, град.	Швидкість, м/с
3	2-0176	D=38.1 мм; L=76.2 мм	85,3	21,8	90	66,0

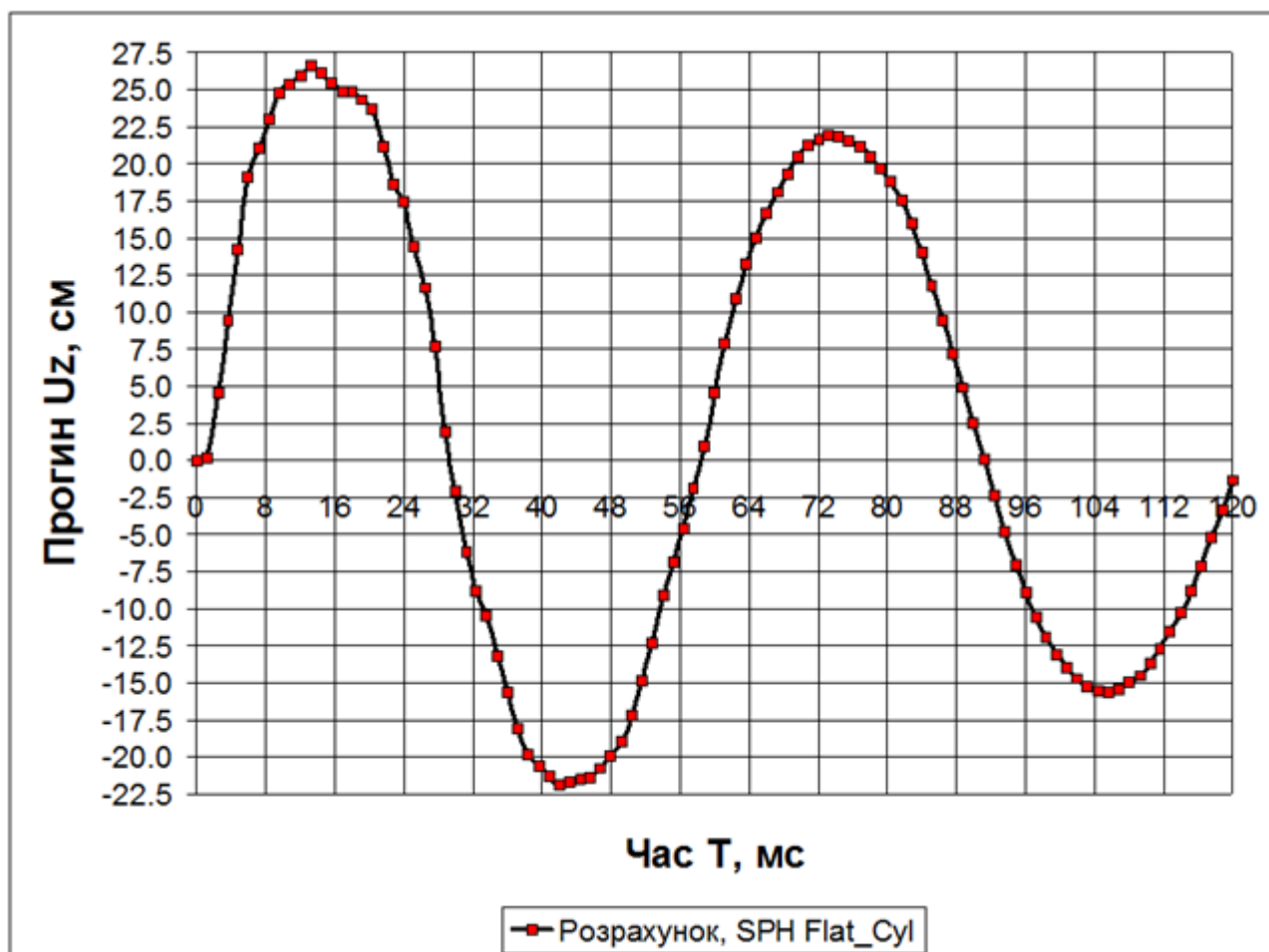


Рис. 4.36 Графік зміни динамічного прогину пластини у кінцевому перетині при фронтальному ударі

№ групи зразка	SHOT №	Розміри, см	Маса, г	Положення точки удару, см	Кут зіткнення, град.	Швидкість, м/с
3	2-0053	D=38.1 мм; L=76.2 мм	83,1	23,6	90	74,9

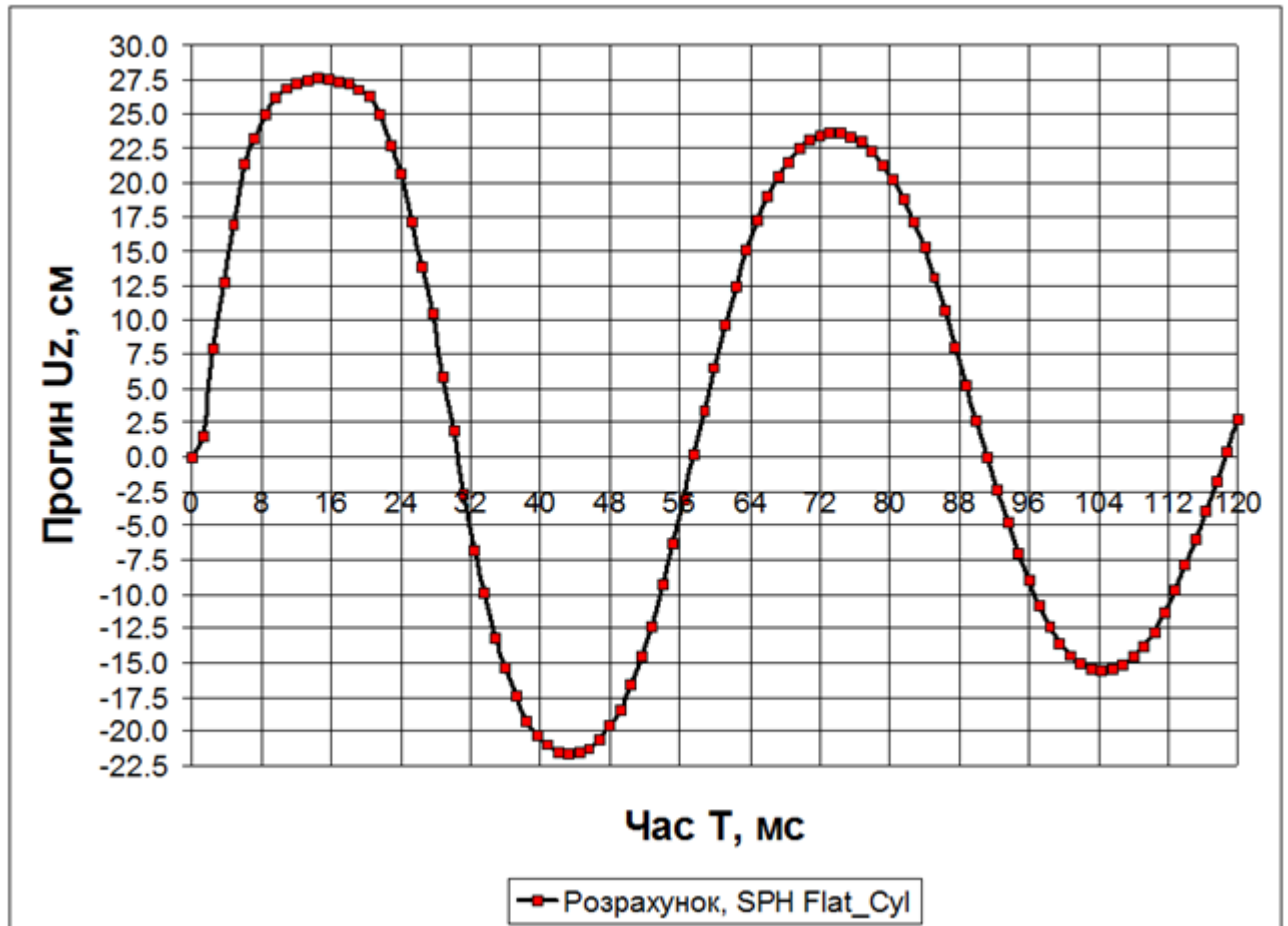


Рис. 4.37 Графік зміни динамічного прогину пластини у кінцевому перетині при фронтальному ударі

№ групи зразка	SHOT №	Розміри, см	Маса, г	Положення точки удару, см	Кут зіткнення, град.	Швидкість, м/с
3	2-0054	D=38.1 мм; L=76.2 мм	83,5	23,1	90	126,1

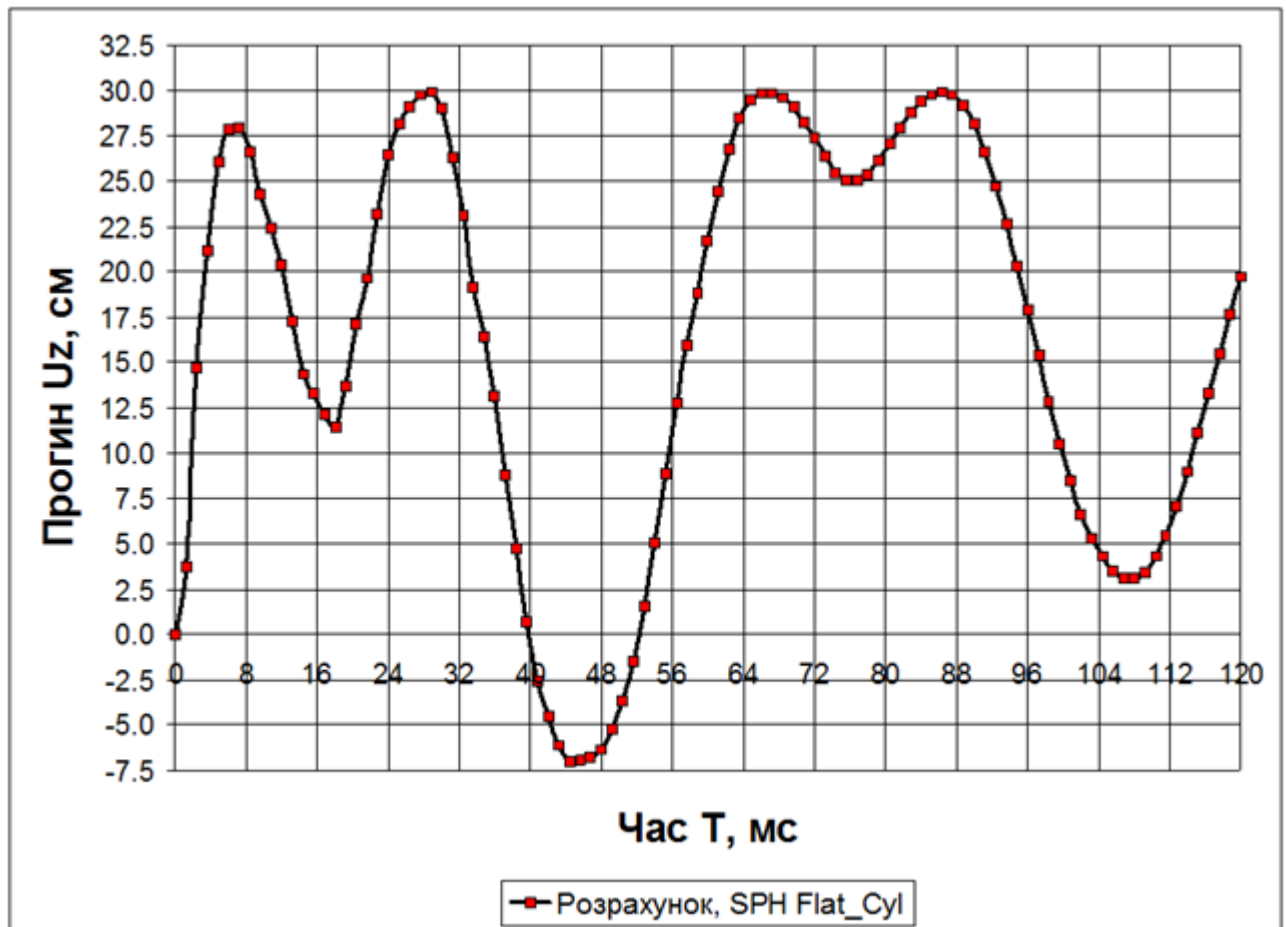


Рис. 4.38 Графік зміни динамічного прогину пластини у кінцевому перетині при фронтальному ударі

Для зразків третьої групи зменшення товщини поперечного перерізу пластини у два рази приводить до зниження її жорсткості і як наслідок цього до зростання амплітуди прогинів навіть при малих швидкостях удару (див. рис. 4.36, 4.37). При цьому пластина робить згинальні коливання, які є симетричними і слабо згасаючими. Зі збільшенням швидкості удару коливання пластини стають несиметричними. З графіка, показаного на рис. 4.38, видно накладення на основну частоту коливань з більш високою частотою. Слід також зазначити, що зменшення товщини пластини призвело до зменшення частоти коливань.

Висновки до розділу 4

1. Досліджено деформації сталевій плити-мішені, а також реакцію плити на удар м'якого тіла при різних швидкостях і кутах зіткнення. Виконано верифікацію результатів чисельного моделювання з результатами, отриманими у ході натурного експерименту.
2. Досліджено вплив граничних умов на форму розрахункового імпульсу деформацій плити-мішені.
3. Залежність деформації плити-мішені від швидкості удару є квадратичною, а її максимальне значення збільшується зі збільшенням швидкості зіткнення.
4. Зі збільшенням кута зіткнення значення деформації і сили удару зростають. Причому залежність деформації плити-мішені від кута зіткнення лінійна, а залежність сили удару від кута зіткнення нелінійна.
5. Досліджено вплив маси м'якого тіла, швидкості і кута зіткнення, товщини і довжини пластини і положення точки удару на величину динамічного прогину титанової пластини у кінцевому перетині.
6. Отримано задовільне якісне і кількісне узгодження результатів розрахунку з експериментальними даними.
7. Розрахунковим шляхом встановлено, що при великих швидкостях удару пластина робить нелінійні несиметричні згасаючі коливання. Несиметричність коливань пов'язана з виникненням залишкових пластичних деформацій у пластині. У випадку фронтального удару мають місце згинальні коливання, при косому ударі – згинально-крутильні коливання.

Результати досліджень, наведені у цьому розділі, опубліковані в роботах [108–110].

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 розрідженій 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 рішення і мінімізації обчислювальних витрат.

7. Шляхом дослідження впливу кроку дискретизації м'якого тіла на точність одержуваного рішення 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 ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

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. – 2011. – Вып. 6(83). – С. 62–67.
2. Проблема столкновения самолетов с птицами. Справка. Сюжет: Авария пассажирского самолета "Аэробус–320" в США [Электронный ресурс] // РИА Новости. – 16.01.2009. – Режим доступа: <https://ria.ru/incidents/20090116/159413848.html>. – 24.09.2011. – Загл. с экрана.
3. Случаи столкновения самолетов с птицами в 2005–2009 гг. Справка Сюжет: Авария пассажирского самолета "Аэробус-320" в США [Электронный ресурс] // РИА Новости. – 16.01.2009. – Режим доступа: <http://ria.ru/incidents/20090116/159414673.html>. – 24.09.2011. – Загл. с экрана.
4. Вышинский, В. Столкновение самолета с птицей [Текст] / В. Вышинский. // Физический факультатив. Квант. – 2009. – №6. – С. 30–31.
5. Thorpe, J. Fatalities and destroyed civil aircraft due to bird strike, 1912-2002 [Text] / J. Thorpe // Proc. of the 26th Annual Meeting of the International Bird Strike Committee. Warsaw, Poland, 2003. – 28 p.
6. Wildlife Strikes to Civil Aircraft in the United States 1990-2004 [Text] / E. Cleary et. al. // Federal Aviation Administration National Strike Database. – 2005. – № 11. – 77 p.
7. Allan, J. R. The Costs of Birdstrikes to Commercial Aviation [Text] / J. R. Allan, A. P. Orosz // Bird Strike Committee Proceedings, Bird Strike Committee – USA/Canada, Third Joint Annual Meeting. Calgary, AB, 2001. – 10 p.
8. Колесников, Ю. М. Столкновения самолетов с пернатыми нередко приводит к авариям [Текст] / Ю. М. Колесников // Вестник авиации и космонавтики. – 2008. – №1. – С.52.

9. Аварийная посадка A320 на Гудзон [Электронный ресурс] // Википедия. – Режим доступа: http://ru.wikipedia.org/wiki/Аварийная_посадка_A320_на_Гудзон. – 25.09.2011. – Загл. с экрана.

10. An Analysis of Australian Birdstrike Occurrences 2002 to 2006 [Text]: ASTB Transport Safety Investigation Report. Aviation Research and Analysis Report AR–2007–27 Final // Australian Government. Australian Transport Safety Bureau. – 2007. – 139 p.

11. Плотников, Н. И. Оценки рисков столкновения самолетов с птицами [Электронный ресурс] / Н. И. Плотников. – Режим доступа: <http://www.aviam.org/index.php/using-joomla/extensions/components/contentcomponent/article-categories/77-news/117-otsenki-riskov-stolknoveniyasamoletoy-s-ptitsami> . – 25.09.2011. – Загл. с экрана.

12. Access to the FAA National Wildlife Aircraft Strike Database and Associated ERAU Analytical/Statistical/Database Modules [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://wildlife.pr.erau.edu/index.html>. – 24.11.2011 г. – Загл. с экрана.

13. Dolber R. A. Birds and Aircraft: Fighting for airspace in crowded skies [Электронный ресурс] / R. A. Dolber. – Режим доступа: http://www.aphis.usda.gov/wildlife_damage/nwrc/publications/00pubs/00–13.PDF. – 9.10.2011. – Загл. с экрана.

14. Bird ingestion into large turbofan Engines [Текст]: Interim Report: DOT/FAA/CT-91/17 / Federal Aviation Administration, Princeton University and Pennsylvania State University; Banilower H, Goodall C. – USA., 1992. – 75 p.

15. Рыжов С. Опасность столкновений с птицами. Показатели воздушного транспорта России в 2008 году. [Электронный ресурс]: журнал АТО №102, сентябрь 2009 – Режим доступа: <http://www.ato.ru/content/opasnost-stolknoveniy-s-ptitsami>. – 11.10.2011. – Загл. с экрана.

16. The Hazard Posed to Aircraft by Birds [Text]: ASTB Research paper / Department of Transport and Regional Services. Australian Transport Safety Bureau. – 2002. – 54 p.

17. Australian aviation wildlife strike statistics: Bird and animal strikes 2002 to 2011 [Text]: ASTB Transport Safety Investigation Report. Aviation Research and

Analysis Report AR-2012-031 Final / Australian Government. Australian Transport Safety Bureau. – 2012. – 132 p.

18. Thorpe J. Bird strike to airliner turbine engines [Электронный ресурс]: Bird strike committee Europe – Режим доступа: http://www.intbirdstrike.org/London_Papers/IBSC23%20WP63.pdf. – 30.09.2011. – Загл. с экрана.

19. Bird population trends and their impact on Aviation safety 1999-2008 [Text]: EASA safety report / European aviation safety agency. Safety analysis and research department executive directorate; Maragakis I. – 2009. – 24 p.

20. Bird Strike Damage & Windshield Bird Strike [Text]: Final Report / European Aviation Safety Agency. – 2003. – 181 p.

21. Зеленков Ю. А. Использование суперкомпьютеров при проектировании авиационных двигателей [Электронный ресурс] / Ю. А. Зеленков. – Режим доступа: <http://hpc-russia.ru/pdf/Saturn.pdf>. – 24.10.2011 г. – Загл. с экрана.

22. Авиационные правила. Часть 33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов. Раздел Е [Текст]. – МАК. – 2004. – С. 21–24.

23. Federal Aviation Administration. US Code of Federal Regulations, Title 14, Part 33, Subpart E, Section 33.76 Bird ingestion [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://ecfr.gpoaccess.gov/cgi/t/text/textidx?c=ecfr&sid=09f120451a2e89ed599664c661927aee&rgn=div5&view=text&node=14:1.0.1.3.16&idno=14#14:1.0.1.3.16.5.363.16>. – 24.11.2011 г. – Загл. с экрана.

24. Гольдсмит, В. Удар. Теория и физические свойства соударяемых тел [Текст] / В. Гольдсмит. – М.: Изд-во лит. по строительству, 1995. – 225 с.

25. Allcock, A. W. R. and Collin, D. M. The Development of a Dummy Bird for Use in Bird Strike Research [Text] / A. W. R. Allcock and D. M. Collin. – National Gas Turbine Establishment, London, England, CP-1071, June 1968. – 76 p.

26. Tudor, A. J. Bird Ingestion Research at Rolls-Royce [Text] / A. J. Tudor // Symposium on the Mechanical Reliability of Turbo-Machinery Blading. Derby and District College of Technology, April. 1968.

27. Behavior of Cantilevered Beams under Impact by a Soft Projectile [Text]: Final report / Air Force Materials Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base. Tsai S. W.,

Sun C. T., Hopkins A. K., Hahn H. T., and Lee T. W. – Ohio, Nov. 1974. – 78 p. – AFML-TR-94.

28. MacCauley, G. A. Some Thoughts on the Forces Associated with Bird Strike [Text] / G. A. MacCauley // Associate Committee on Bird Hazards to Aircraft: Field Note No. 24. – Ottawa, Canada, Jan. 1965. – 8 p.

29. Mitchell, J. More Thoughts on the Forces Associated with Bird Strike, [Text] / J. Mitchell // Associate Committee on Bird Hazards to Aircraft: Field Note No. 37. – Ottawa, Canada, March 1966. – 12 p.

30. Hopkins, H. G. Mechanics of Hypervelocity Impact of Solids [Text] / H. G. Hopkins, and H. Kolsky // Proceedings of Fourth Symposium on Hypervelocity Impact. 1960. – Air Proving Ground Center, Eglin Air Force Base, Florida. – paper No. 12.

31. Johnson, W. Impact Strength of Materials [Text] / W. Johnson. – Edward Arnold Ltd – London, England, 1972. – 361 p.

32. L. Pochhammer Über die Fortpflanzungsgeschwindigkeiten kleiner Schwingungen in einem unbegrenzten isotropen Kreiszylinder, J. reine angew. Math. (Grelle), V. 81. – 1876, p. 324–326.

33. Chree C. The Equations of an Isotropic Elastic Solid in Polar and Cylindrical Coordinates, Their Solution and Application, Trans. Camb. Phil Soc., – V. 14. – 1889, p. 250.

34. Love, A. E. H. The Mathematical Theory of Elasticity [Text] / A. E. H. Love. – Cambridge University Press – England, 1906. – p. 551.

35. Рэлей, Дж. Теория звука. В 2 т. Т. 1 [Текст] / Дж. Рэлей. – Физматгиз, 1955. – 504 с.

36. Redwood, M. Mechanical Waveguides [Text] / M. Redwood. – Pergamon Press – London, England, 1960. – p. 300.

37. Conway, H. D. and Jakubowski, M. Axial Impact of Short Cylindrical Bars [Text] / H. D. Conway and M. Jakubowski // Journal of Applied Mechanics. – 1969. – V. 36. – p. 809.

38. Donnel, L. H. Longitudinal Wave Transmission and Impact [Text] / L. H. Donnel // Trans. Amer. Soc. Mech. Eng. – 1930. – V. 52. – p. 153.

39. Taylor, G. I. The Testing of Materials at High Rates of Loading [Text] / G.I. Taylor // J. Inst. Civ. Engrs. – 1946. – V. 26. – p. 486 – 519.
40. Rakhmatulin, K. A. Propagation of a Wave of Unloading [Text] / K. A. Rakhmatulin // Prikladnaya Matematika I Mekhanika. – 1945. – V. 9, No. 1. – p. 91–100.
41. Karman, T. V. On the Propagation of Plastic Deformation in Solids [Text] / T. V. Karman and P. E. Duwez // J. Appl Phys. – 1950. – V. 21. – p. 987 – 994.
42. Whiffen, A. C. The Use of Flat Ended Projectiles for Determining Dynamic Yield Stress. Part II, Tests on Various Metallic Materials [Text] / A. C. Whiffen // Proceedings of the Royal Society of London. – 1948. – Series A. V. 194. – p. 300–322.
43. Barenblatt, G.I. On the Impact of a Viscoplastic Bar on a Rigid Wall [Text] / G.I. Barenblatt and A. I. Ishlinskii // Prikladnaya Matematika I Mekhanika. – 1962. – V. 26. – p. 497–502.
44. Ting, T. C. T. Impact of Nonlinear Viscoplastic Rod on a Rigid Wall [Text] / T. C. T. Ting // Transactions of ASME. – Sept. 1966. – V. 33. – p. 503–513.
45. Hopkinson, B. A Method of Measuring the Pressure Produced in the Detonation of High Explosive or by the Impact of Bullets [Text] / B. Hopkinson // Philosophical Transactions of the Royal Society of London. – 1914. – Ser. A, V. 213. – p. 437–456.
46. Heymann, F. J. A Survey of Clues to the Relationship Between Erosion Rate and Impact Parameters [Text] / F. J. Heymann // Proceedings of the Second Meersburg Conference of Rain Erosion and Allied Phenomena / Royal Aircraft Establishment. – Aug. 1967. – V. 2. – p. 683–740.
47. Cook, S. S. Erosion by Water-Hammer [Text] / S. S. Cook // Proceedings of the Royal Society of London. 1928. – Series A, V. 119. – p. 481–488.
48. Heymann, F. J. On the Shock Wave Velocity and Impact Pressure in High-Speed Liquid-Solid Impact [Text] / F. J. Heymann // Transactions of the ASME. Journal of Basic Engineering. July 1968. – Series D, V. 90. – p. 400.

49. Bowden, F. P. The Deformation of Solids by Liquid Impact at Supersonic Speeds [Text] / F. P. Bowden and J. H. Brunton // Proceedings of the Royal Society of London. Oct. 1961. – Series A, V. 263. – p. 443–450.

50. Bowden, F. P. The Brittle Fracture of Solids by Liquid Impact, by Solid Impact, and by Shock [Text] / F. P. Bowden and J. E. Field // Proceedings of the Royal Society of London. 1964. – Series A, V. 263. – p. 331–352.

51. Huang, Y. C. Hydrodynamic Phenomena During High-Speed Collision Between Liquid Droplet and Rigid Plane [Text] / Y. C. Huang, F. G. Hammitt, and W. J. Yang // Transactions of the ASME. Journal of Basic Engineering. June 1973. – V. 94. – p. 276–294.

52. Glenn, L. A. On the Dynamics of Hypervelocity Liquid Jet Impact on the Flat Rigid Surface [Text] / L. A. Glenn // Journal of Applied Mathematics and Physics, (ZAMP). – 1974. – V. 25. – p. 383–398.

53. Lesser, M. B. The Fluid Mechanics of Compressible Liquid Impact [Text] / M. B. Lesser and J. E. Field // Proceedings of the Fourth International Conference on Rain Erosion and Associated Phenomena, Neues Schloss, Meersburg, West Germany, May 1974. – V. 1. – p. 235–269.

54. Prichett, J. W. Analysis of Dynamic Stresses Imposed on Rocks by Water Jet Impact [Text] / J. W. Prichett and T. D. Riney // Second International Symposium on Jet Cutting Technology, St. John's College, Cambridge, England, April 1974. – Section 82. – p. 15–36.

55. Milne-Thompson, L. M. Theoretical Hydrodynamics [Text] / L. M. Milne-Thompson. – MacMillan Company, New York. – 1960. – 659 p.

56. Banks, R. B. Experimental Investigation of the Penetration of High-Velocity Gas Jet Through a Liquid Surface [Text] / R. B. Banks and D. V. Chandrasekhara // Journal of Fluid Mechanics. – Jan. 1963. – V. 15. – p. 13–16.

57. Leach, S. J. The Application of High Speed Liquid Jets to Cutting [Text] / S. J. Leach and G. L. Walker // Philosophical Transactions of the Royal Society of London. – July 1966. – Series A. – V. 260. – p. 295–308.

58. Taylor, G. I. Oblique Impact of a Jet on a Plane Surface [Text] / G. I. Taylor // Philosophical Transactions of the Royal Society of London. – July 1966. – Series A. – V. 260. – p. 96–100.

59. Bird Impact Forces and Pressures on Rigid and Compliant Targets [Text]: Technical report (final): / University of Dayton Research institute; Barber J. P., Taylor H. R., Wilbeck J. S. – Ohio, May 1978. – 78 p. – AFFDL-TR-77-60. – ADA061313.

60. Bird Impact Forces in Aircraft Windshield Design [Text]: Technical report (final): / University of Dayton Research Institute; Peterson R. L. and Barber J.P. – Ohio, March 1976. – 65 p. – AFFDL-TR-75-150. – ADA026-628.

61. Characterization of Bird Impacts on a Rigid Plate: Part I [Text]: Technical report: / University of Dayton Research Institute; Barber John P., et al – Ohio, January 1975. – 101 p. – AFFDL-TR-75-5. – ADA021142.

62. The Scaling of Bird Impact Loads [Text]: Technical report: / University of Dayton Research Institute; Challita A., Barber J. P. – June 1979. – 66 p. – AFFDLTR-79-3042. – ADA075215.

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

64. 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.

65. Онгирский Г. Г. Локальная прочность конструктивных элементов пассажирских и транспортных самолетов при столкновении с птицами [Текст]: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.03 / Генрих Генрихович Онгирский, – Киев, 1999. – 157 с.

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

67. Vasko, T. J. Fan Blade Bird-Strike Analysis and Design [Text] / T. J. Vasko // 6 International LS-DYNA Users Conference Simulation 2000. – 6 p.
68. Storace, A. F. Analytical and Experimental Investigation of Bird Impact on Fan and Compressor Blading [Text] / A. F. Storace, R. P. Nimmer, and R. Ravenhall // AIAA Journal of Aircraft. – 1983. – V. 21, No. 7, Paper No. 83-0954. – p. 520–527.
69. Anghileri, M. Bird Strike: Approaches to the Analysis of Impacts with Penetration [Text] / M. Anghileri, L-M. Castelletti, V. Mazza // Impact Loading of Light Structures, WIT Transactions on Engineering Science. – 2005. – V. 49. – p. 64–74.
70. Frischbier, J. Multiple Stage Turbofan Bird Ingestion Analysis with ALE and SPH Methods [Text] / J. Frischbier, A. Kraus // AIAA. – 2005. Paper No. 1016. – p. 1–9.
71. Jain, R. Bird Impact Analysis of Pre-Stressed Fan Blades Using Explicit Finite Element Code [Text] / R. Jain, K., K. Ramachandra // Proceeding of the International Gas Turbine Congress, Tokyo, November 2–7. 2003. – p. 1–7.
72. Anghileri, M. New Model of Bird Strike against Aircraft Turbofan Inlet [Text] / M. Anghileri, C. Bisagni // KRASH Conference, Arizona State University, USA. – 2001. – p. 8.3.1–8.3.11.
73. Nizampatnam, L. S. Models and Methods for Bird Strike Load Predictions [Электронный ресурс] / L.S. Nizampatnam – Режим доступа: <https://soar.wichita.edu/bitstream/handle/10057/1494/d07030.pdf?...1> – December 2007. – Загл. с экрана.
74. Martin N. F. A Fluid Soft-Body Projectile Model for Impact Damage Analysis [Text] / N. F. Martin // Master's Thesis. June 1982. – University of Delaware.
75. Martin, N. F. Nonlinear Finite Element Analysis to Predict Fan-Blade Damage Due to Soft-Body Impact [Text] / N. F. Martin // Journal of Propulsion. – 1990. – V. 6, No. 4. – p. 445–450.
76. Blair, A. Aeroengine Fan Blade Design Accounting for Bird Strike [Text] // A thesis submitted in partial fulfillment of the requirements for the degree of Bachelor of Applied Science. Department of Mechanical and Industrial Engineering. The University of Toronto, March 2008. – 84 p.

77. Chevrolet, D. Bird Impact Analysis on a Bladed Disk [Text] / D. Chevrolet, S. Audic, J. Bonini // RTO AVT Symposium on Reduction of Military Vehicle Acquisition Time and Cost through Advanced Modeling and Virtual Simulation. 22–25 April 2002. – Paris, 2002. – p. 31–1–31–8.

78. Численные методы в задачах физики быстропротекающих процессов [Текст]: учеб. для втузов / А. В. Бабкин, В.В. Селиванов; 2-е изд. испр. – М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2006. – Т.3. – 520 с.: ил.

79. Седов, Л.И. Механика сплошной среды. В 2 т. Т. 1 [Текст] / Л.И. Седов. – М.: Наука, 1973. – 536 с.

80. Механика сплошной среды [Текст]: учеб. / А.А. Ильюшин; 3-е изд.– М.: Изд-во МГУ, 1990. – 310 с.

81. Основы механики сплошных сред [Текст]: учеб. пособие. Ч. 1 / В.В. Смогунов, Б.А. Филиппов. – 75 с.

82. Belytschko, T. Nonlinear Finite Elements for Continua and Structures [Text] / T. Belytschko, W.K. Liu, B. Moran. – England: Wiley, 2000. – 667 p.

83. LS-DYNA. Keyword user's manual. Version 971. – Livermore: LSTC, 2006. – 2102 с.

84. J. O. Hallquist. LS-DYNA. Theory Manual. – Livermore: LSTC, 2006. – 680 p.

85. Holian, B.L. Atomic computer simulation of shock waves [Text] // Shock waves. – 1995. V. 5 – p. 149–157.

86. Mao, R. H., Meguid, S. A., Ng, T. Y. Transient three dimensional finite element analysis of a bird striking a fan blade [Text] / R. H. Mao, S. A. Meguid, T. Y. Ng. // International Journal of Mechanics and Materials in Design. – V. 4, Issue 1. – March 2008. – p. 79–96.

87. Rajeev Jain and Shivayogi Effect of Bird Material and Projectile Shape on Temporal Pressure Distribution during Bird Impact [Text] / J. Rajeev, Shivayogi // Altair CAE User Conference. Innovation through Simulation, 3–5 August 2006. – Bangalore, 2006. – p. 1–14.

88. Lavoie, M-A., Gakwaya, A., Nejad Ensan, M. and Zimcik, D.G. Review of existing numerical methods and validation procedure available for bird strike modeling

[Text] / M-A. Lavoie, A. Gakwaya, M. Nejad Ensan and D.G. Zimcik // ICCES. – 2007. – V. 2, No.4. – p. 111–118.

89. Основы механики сплошных сред [Текст]: учеб. для втузов / А. В. Бабкин, В.В. Селиванов; 2-е изд. испр. – М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2004, Т.1. – 376 с.

90. Рихтмайер, Р. Разностные методы решения краевых задач [Текст] / Р. Рихтмайер, К. Мортон. – М.: Мир, 1972. – 421 с.

91. Самарский, А.А. Теория разностных схем [Текст] / А.А. Самарский. – 3-е изд. испр.– М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1989. – 616 с.

92. Самарский, А.А. Введение в теорию разностных схем [Текст] / А.А. Самарский. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1985. – 553 с.

93. Годунов, С.К. Разностные схемы. Введение в теорию. [Текст] / С. К. Годунов, В.С. Рябенский. – 2-е изд. испр.– М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1977. – 222 с.

94. Computational methods in Lagrangian and Eulerian hydrocodes [Электронный ресурс] / D. J. Benson. – Режим доступа: <http://www.mech.utah.edu/~brannon/public/review.pdf>. – 24.06.2014. – Загл. с экрана.

95. Mindlin, R. D. Influence of Rotary Inertia and Shear on Flexural Motions of Isotropic, Elastic Plates, Journal of Applied Mechanics. – 1951. – V. 18, No. 1. – p. 31–38.

96. J. J. Monaghan. Smoothed Particle Hydrodynamics [Электронный ресурс] / J. J. Monaghan. – Режим доступа: <http://www.astro.lu.se/~david/teaching/SPH/notes/annurev.aa.30.090192.pdf>. – 28.11.2015. – Загл. с экрана.

97. J. J. Monaghan. Smoothed Particle Hydrodynamics [Электронный ресурс] / J. J. Monaghan. – Режим доступа: http://cg.informatik.unifreiburg.de/intern/seminar/particleFluids_Monaghan%20-%20SPH%20-%202005.pdf. – 1.12.2015. – Загл. с экрана.

98. Абрамов, И. В. Метод гидродинамики сглаженных частиц. [Текст] / И. В. Абрамов, М. А. Алексеев, Д. О. Левченко, С. А. Моргунов // Известия МГИУ. Информационные технологии и моделирование. – 2011. – №4 (24). – С. 2–11.

99. Блажевич, Ю. В. Моделирование высокоскоростного соударения методом сглаженных частиц. [Текст] / Ю. В. Блажевич, В. Д. Иванов, И. Б. Петров, И. В. Петвиашвили // Математическое моделирование. – 1999. – Т. 11, № 1. – С. 1–14.

100. Monaghan, J.J. Artificial viscosity for particle methods [Электронный ресурс] / J.J. Monaghan, Н. Pongracic. – Режим доступа: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0168927485900157>. – 3.12.2015. – Загл. с экрана.

101. 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. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х.: ХАИ, 2012. – Вып. 57. – С. 67–77.

102. 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.

103. 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.

104. Lavoe, M-A. Application of the SPH method for simulation of aerospace structures under impact loading [Text] / M-A Lavoe, A. Gakwaya, M. Nejad Ensan // 10 th International LS-DYNA conference., Michigan USA, June 8–10. 2008. – p. 9–35–9–42.

105. 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». Сер.: Математическое моделирование в технике и технологиях.–Х.: НТУ «ХПИ», 2016. – №16 (1188). – С. 5–15.

106. 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. Сер.: Математическое моделирование. Информационные технологии. Автоматизированные системы управления. – Х., 2017. – Вып. 33. – С. 90–99.

107. 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 доп. Міжнар. науково-техн. конф. 20-21 квітня 2017 р. – Харків, 2017. – С. 22–23.

108. Светличный, С.П. Анализ деформаций стальной плиты-мишени при ударе мягкого тела [Текст] / С.П. Светличный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: научно-технический журнал. – 2017. – Вып. 77. С. 73–80.

109. 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.

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

ДОДАТОК А

СТАТИСТИЧНІ ДАННІ ЩОДО ВИПАДКІВ ПОПАДАННЯ ПТАХІВ У ДВИГУН

Таблиця А.1

Розподіл числа випадків попадань птахів у двигун, коефіцієнта попадань за типами літаків

Тип літака	Число попадань у двигун				Кількість зльотів/посадок			Коефіцієнт попадань		
	США	За кордоном	невідомо	В світі	США	За кордоном	В світі	США	За кордоном	В світі
A300	0	25	0	25	32824	147064	179888	0	1,7	1,39
A310	1	62	0	63	16333	262678	279012	0,61	2,36	2,26
A320	3	41	0	44	12276	122633	134909	2,44	3,34	3,26
B747	9	40	7	56	36624	217121	253745	2,46	1,84	2,21
B757	15	34	1	50	375117	262689	637806	0,4	1,29	0,78
B767	6	119	6	131	158279	367366	525645	0,38	3,24	2,49
DC10	0	11	0	11	0	45671	45671		2,41	2,41
невідомо	0	1	0	1						
Всього	34	333	14	381	631453	1425222	2056676	0,54	2,34	1,85

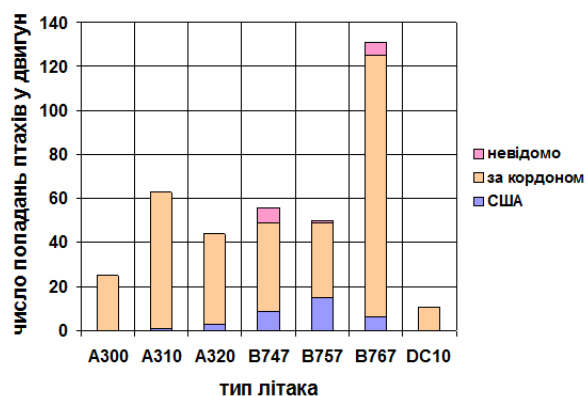


Рис. А.1 Розподіл числа випадків
попадання птахів у двигун за типами
літаків

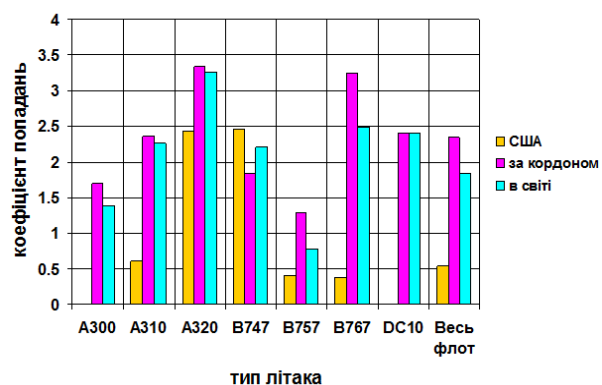


Рис. А.2 Розподіл коефіцієнта
попадань птахів у двигун, за типами
літака

**Розподіл числа випадків попадання птахів у двигун залежно від
марки літака і розташування аеропорту**

Таблиця А.2

Північна Америка

аеропорт	місцезнаходження	тип літака							всього
		A300	A310	A320	B747	B757	B767	DC10	
ANC	Анкоридж, Аляска				1				1
BOS	Бостон, штат Массачусетс					1			1
DCA	Вашингтон, округ Колумбія					1			1
JFK	Міжнародний аеропорт імені Джона Кеннеді, Нью-Йорк				2	1	1		4
LAX	Лос-Анджелес, штат Каліфорнія				1	1	1		3
MCO	Орlando, штат Флорида					1			1
MEM	Мемфіс, штат Теннесі					1			1
ORD	Чикаго, штат Іллінойс				1	1			2
RAE	Еверетт, штат Вашингтон				4				4
PIE	Сент-Пітерсберг, штат Флорида					1			1
SFO	Сан-Франциско, штат Каліфорнія						1		1
	Невідомо, Канада						1		1
	Невідомо, США		1	3		7	3		14
	Невідомо, Півн. Америка					1	1		2
YUL	Монреаль, Канада			1					1
YVR	Ванкувер, Канада		1						1
YYZ	Торонто, Канада						2		2
	Всього	0	2	4	9	16	10	0	41

Таблиця А.3

Південна Америка

аеропорт	місцезнаходження	тип літака							всього
		A300	A310	A320	B747	B757	B767	DC10	
BUE	Буенос-Айрес, Аргентина				1				1
GRU	Сан-Паулу, Бразилія						1		1
IGU	Ігуасу Фолс, Бразилія						1		
LIM	Ліма, Перу						1		1
MAO	Манаус Бразилія						1		4
	Всього	0	0	0	1	0	4	0	5

Європа

аеропорт	місцезнаходження	тип літака							всього
		A300	A310	A320	B747	B757	B767	DC10	
AMS	Амстердам, Нідерланди		1		5	1	3		10
BCN	Барселона, Іспанія	1					1		1
BEG	Белград, Югославія			1			1		1
BFS	Белфаст, Півн. Ірландія					3	1		3
BRE	Бремен, Німеччина		1	1			1		2
BRU	Брюссель, Бельгія		2	1					3
BSL	Базель, Швейцарія			1		1			2
CDG	Париж-Шарль-де-Голль, Франція		2	3	1	1			7
CFU	Корфу, Греція		1						1
CPH	Копенгаген, Данія						2		2
DUS	Дюссельдорф, Німеччина		1	3					4
FRA	Франкфурт, Німеччина			2	1				3
GRQ	Гронінген, Нідерланди						1		1
GVA	Женева, Швейцарія					2			2
HAM	Гамбург, Німеччина		1		1	1			3
HER	Іракліон, Греція						1		1
IBZ	Ібіца, Іспанія	1							1
KEV	Кефлавік, Ісландія					1			1
LBA	Лідс-Бредфорд, Англія		1						1
LGW	Лондон-Гатвік, Англія					1	1		2
LHR	Лондон-Хітроу, Англія			2		2			4
LIL	Ліль, Франція			3					3
LJU	Любляна, Югославія			1					1
LTN	Лондон-Лутон, Англія						1		1
LXS	Лемнос, Греція				1				1
LYS	Ліон, Франція			2					2
MGQ	Мішкольц, Угорщина		1						1
MUC	Мюнхен, Німеччина						3		3
NCE	Ніцца, Франція		1						1
NTE	Нант, Франція		1						1
ORY	Париж-Орлі, Франція			1			1		2
PIK	Глазго Прествік, Шотландія		1						1
PMI	Пальма-де Мальорка, Іспанія					2			2
SXF	Берлін, Німеччина		2						2
TIV	Тіват, Югославія			1					1
TLS	Тулуза, Франція		2	2					4
VCE	Венеція, Італія					1			1
VIE	Відень, Австрія		1						1
WAW	Варшава Польща						2		2
	Невідомо, Європа			2	1	6			9
ZRH	Цюрих, Швейцарія			1					1
	Всього	2	19	27	10	22	15	0	95

Таблиця А.5

Тихоокеанський регіон

аеропорт	місцезнаходження	тип літака							всього
		A300	A310	A320	B747	B757	B767	DC10	
DPS	Денпасар, Балі	1							1
FUK	Фукуока, Японія						3	1	4
HIJ	Хіросіма, Японія						1		1
HND	Ханеда, Токіо, Японія				1		3		4
JKT	Джакарта, Індонезія				1				1
KCZ	Кочин, Японія						4		4
KIJ	Ніїгата, Японія						1		1
MYJ	Мацуяма, Японія						2		2
NGO	Нагоя, Японія						2	1	3
NRT	Наріта Токіо, Японія				1		1		2
OIT	Оїта, Токіо, Японія						1		1
OKA	Окінава, Японія						1	1	2
OKJ	Окаяма, Японія						3		3
OSA	Осака, Японія						2		2
PEN	Пенанг, Японія		2						2
SDJ	Сендай, Японія						3		3
SHI	Шімода, Японія						3		1
SIN	Сінгапур				1				1
SPK	Саппоро, Японія				1		3	1	5
TAK	Такамацу, Японія						1		1
TOY	Тояма, Японія						3		3
TPE	Тайбей, Тайвань				1				1
TOY	Токіо, Японія						3		3
	невідомо	1			7		3	4	15
	Всього	2	2	0	13	0	41	8	66

Таблиця А.6

Азія

аеропорт	місцезнаходження	тип літака							всього
		A300	A310	A320	B747	B757	B767	DC10	
BOM	Бомбей, Індія	1		1	1				3
CCU	Калькута, Індія		1						1
DEL	Делі, Індія		1	2	1				4
HKG	Гонконг				1				1
KHI	Карачі, Пакистан	1	1						2
KTM	Катманду, Непал					1			1
KUH	Кусіро, Індія						1		1
PAU	Паук, Бірма			1					1
PEK	Пекін, Китай							1	1
SEL	Сеул, Корея	1							1
SHA	Шанхай, Китай	1							1
TRV	Тривандрум, Індія		1						1
	невідомо	1				3			4
	Всього	5	4	4	3	4	1	1	22

Таблиця А.7

Австралія і Нова Зеландія

аеропорт	місцезнаходження	тип літака							всього
		A300	A310	A320	B747	B757	B767	DC10	
AKL	Окленд, Нова Зеландія	1		1	1		1		1
BNE	Брісбен, Австралія		1						1
LST	Лонсестон, Австралія			1					1
PER	Перт, Австралія						1		1
RMA	Ромба, Австралія			1					1
SYD	Сідней, Австралія			1	1				2
WLG	Веллінгтон, Нова Зеландія						1		1
	Всього	0	1	3	1	0	3	0	8

Таблиця А.8

Близький Схід

аеропорт	місцезнаходження	тип літака							всього
		A300	A310	A320	B747	B757	B767	DC10	
AMM	Амман, Йорданія		1						1
ANK	Анкара, Туреччина		1						1
AYT	Анталія, Туреччина		1						1
DHA	Дахран, Саудівська Аравія	1							1
ETH	Ейлат, Ізраїль						1		1
IST	Стамбул, Туреччина		5		1	1			7
JED	Джида, Саудівська Аравія	2							2
LCA	Ларнака, Кіпр		3						3
RUH	Ер-Ріяд, Саудівська Аравія	1							1
SHJ	Шарджа, ОАЕ		1				1		2
TLV	Тель-Авів, Ізраїль					1	2		3
	невідомо	2							2
	Всього	6	12	0	1	2	4	0	25

Африка

аеропорт	місцезнаходження	тип літака							всього
		A300	A310	A320	B747	B757	B767	DC10	
BJL	Банжул, Гамбія		1						1
EBB	Ентеббе, Уганда		1						1
HRE	Хараре, Зімбабве						1		1
KRT	Хартум, Судан	1							1
MBA	Момбаса, Кенія		2						2
NBO	Найробі, Кенія	1					1		2
WDH	Віндхук, Намібія				1				1
	Всього	2	4	0	1	0	2	0	9

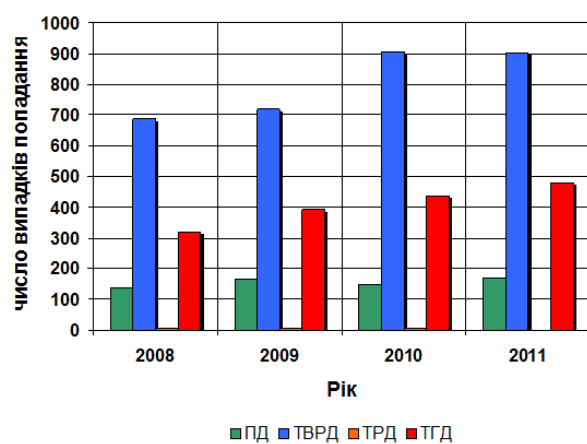


Рис. А.3 Розподіл числа випадків попадання птахів у двигун залежно від типу двигуна

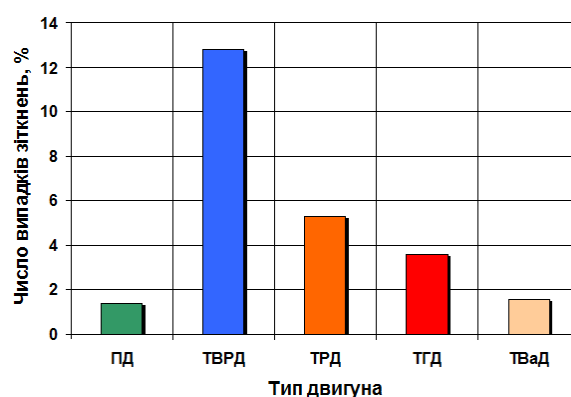


Рис. А.4 Розподіл числа випадків попадання птахів у двигун залежно від типу двигуна (Австралія 2002-2011 роки)

Серйозні події, що відбулися в світі у період 1989-1991 роки

№ події	Дата	Тип літака	Тип двигуна	Короткий опис	Місце, де сталося	Етап польоту
1	24.01.89	B757	RB211-535C	Попадання птаха в кілька двигунів	За кордоном	Розбіг
16	12.03.89	B747	JT9D-70A	Попадання в двигун зграї птахів	За кордоном	Набір висоти
17	13.03.89	A310	PW4000	Попадання птаха в кілька двигунів	За кордоном	Захід на посадку
24	18.04.89	B767	JT9D-7R4D	Попадання в двигун зграї птахів	За кордоном	
168	02.05.89	B747	JT9D-7R4G2	Попадання в двигун зграї птахів	За кордоном	
31	04.05.89	B767	JT9D-7R4D	Попадання в двигун зграї птахів	За кордоном	Розбіг
32	10.05.89	A300	JT9D 59A	Попадання в двигун зграї птахів, вимушене зниження потужності	За кордоном	Розбіг
39	18.06.89	B747	JT9D-7R4G2		За кордоном	Набір висоти
72	19.07.89	B767	CF6 80C2	Попадання в двигун зграї птахів	За кордоном	Розбіг
140	25.07.89	A320	V2500 A1	Попадання в двигун зграї птахів	За кордоном	Розбіг
74	13.08.89	A310	CF6 80C2	Попадання в двигун зграї птахів	За кордоном	Розбіг
75	14.08.89	B767	CF6 80C2	поперечна тріщина	За кордоном	Набір висоти
171	31.08.89	B747	PW4000	Попадання зграї птахів у кілька двигунів	США	Пробіг
138	12.09.89	B747	JT9D 7Q	Попадання зграї птахів у кілька двигунів, поперечна тріщина	США	Розбіг

Продовження табл. А.10

№ події	Дата	Тип літака	Тип двигуна	Короткий опис	Місце, де сталося	Етап польоту
151	04.10.89	B767	PW4000	Попадання в двигун зграї птахів	За кордоном	
112	07.10.89	B757	RB211-535C	Попадання птаха в кілька двигунів	За кордоном	Посадка
150	07.10.89	B767	PW4000	Попадання в двигун зграї птахів	За кордоном	
152	12.10.89	B767	JT9D-7R4D	Попадання зграї птахів у кілька двигунів	За кордоном	Розбіг
155	19.10.89	B767	PW4000	Попадання в двигун зграї птахів	За кордоном	Пробіг
102	21.10.89	B747	CF6 80C2	Попадання птаха в кілька двигунів	За кордоном	Набір висоти
103	23.10.89	A310	CF6 80C2	Попадання в двигун зграї птахів, поперечна тріщина	За кордоном	Розбіг
158	02.11.89	B767	JT9D-7R4D	Попадання в двигун зграї птахів	За кордоном	Захід на посадку
115	18.11.89	B757	RB211-535C	Попадання в двигун зграї птахів	За кордоном	Пробіг
85	21.11.89	A320	CFM56 5	Попадання птаха в кілька двигунів	За кордоном	
97	14.12.89	A310	CF6 80A	Попадання зграї птахів у кілька двигунів	За кордоном	Пробіг
116	28.12.89	B757	RB211-535C	Попадання в двигун зграї птахів	За кордоном	Зліт
184	14.01.90	B767	CF6 80A	Попадання в двигун зграї птахів	За кордоном	Пробіг
219	15.01.90	B767	JT9D-7R4	Попадання в двигун зграї птахів	За кордоном	Захід на посадку

Продовження табл. А.10

№ події	Дата	Тип літака	Тип двигуна	Короткий опис	Місце, де сталося	Етап польоту
193	16.01.90	A310	CF6 80C2	Попадання птаха в кілька двигунів	За кордоном	
244	09.02.90	A310	JT9D-7R4E	Попадання птаха в кілька двигунів	За кордоном	
226	11.02.90	B747	PW4000	Попадання в двигун зграї птахів	За кордоном	
201	21.02.90	B767	CF6 80C2	Попадання птаха в кілька двигунів	За кордоном	Розбіг
225	21.02.90	B767	JT9D-7R4D	Попадання зграї птахів у кілька двигунів	За кордоном	Захід на посадку
265	06.04.90	A320	CFM56 5	Попадання в двигун зграї птахів	За кордоном	
292	06.04.90	B767	RB211-535C	Попадання в двигун зграї птахів	За кордоном	Посадка
268	23.05.90	A320	CFM56 5	Попадання в двигун зграї птахів	За кордоном	Розбіг
247	31.05.90	A300	JT9D-59A	Вимушене зниження потужності	За кордоном	Розбіг
273	14.06.90	A320	CFM56 5	Попадання в двигун зграї птахів	За кордоном	
214	17.06.90	B757	RB211-535E4	Попадання зграї птахів у кілька двигунів	США	Посадка
257	30.07.90	B757	PW2000	Поперечная трещина	США	Набір висоти
323	14.08.90	B757	PW2000	Попадання зграї птахів у кілька двигунів	США	Зліт
382	04.09.90	B747	CF6 80C2	Попадання зграї птахів у кілька двигунів	За кордоном	Пробіг



Рис. А.5 Пошкодження двигуна і конструкції літака у наслідок зіткнення з птахом



Рис. А.6 Тріщини і пориви лопаток двигуна

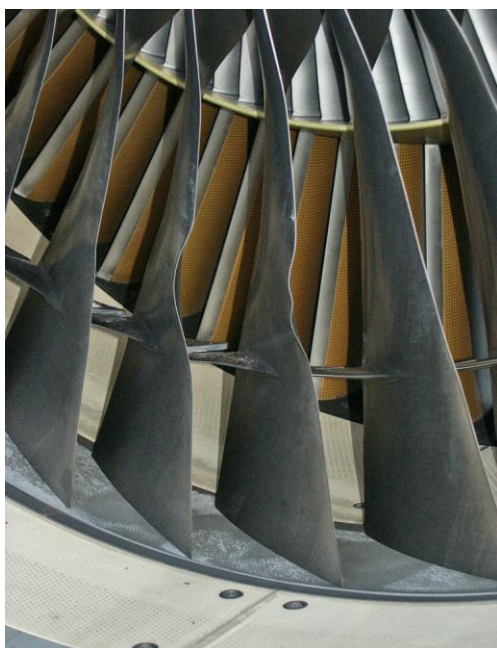


Рис. А.7 Викривлення передньої кромки лопаток у наслідок попадання птаха у двигун



Рис. А.8 Обрив лопаток, деформації та викривлення у наслідок попадання птаха у двигун

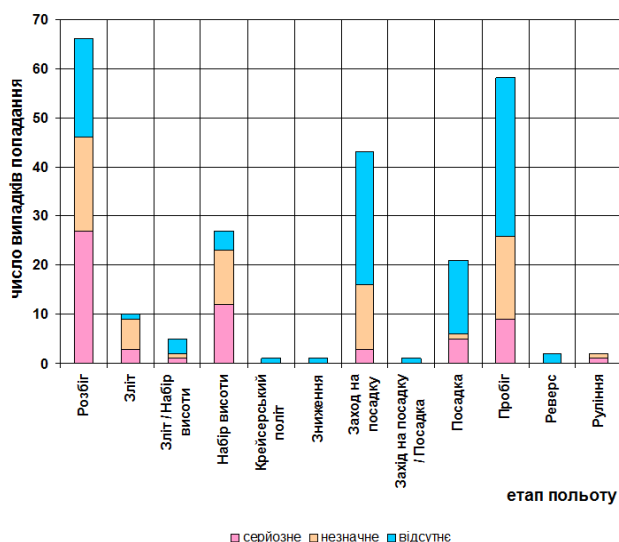


Рис. А.9 Пошкоджуваність двигунів на різних етапах польоту

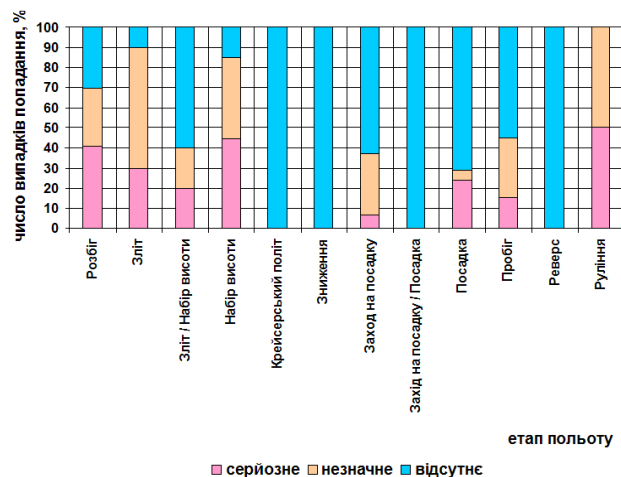


Рис. А.10 Відносна пошкоджуваність двигунів на різних етапах польоту

Таблиця А.11

Вплив кількості птахів на пошкоджуваність двигуна

	одна	кілька	всього
серйозні	64 (83,1%)	13 (16,9%)	77
незначні	79 (92,9%)	6 (7,1%)	85
відсутні	162 (91%)	16 (9%)	178
Всього	305	35	340

Таблиця А.12

Розподіл числа випадків попадання птахів у двигун залежно від кількості птахів

Кіл-ть птахів	США	За кордоном	невідомо	В світі
1	24	276	5	305
2	0	12	0	12
3	0	4	0	4
4	1	1	0	2
1 або більше	0	2	0	2
2 або більше	4	6	3	13
5 або більше	1	0	0	1
від 6 до 17	0	2	0	2
від 4 до 5	1	0	0	1
невідомо	7	44	4	55
Всього	38	347	12	397

Таблиця А.13

Розподіл випадків попадання птахів у двигун залежно від маси птаха

Маса птаха, кг	США	За кордоном	невідомо	В світі
0,0085		1		1
0,014		1		1
0,0284		1		1
0,0354		1		1
0,0425		2	1	3
0,0567		3		3
0,0709	2			2
0,0851	1	3		4
0,1134	2			2
0,1418		2		2
0,1985		3		3
0,204		1		1
0,218		4		4
0,227		6		6
0,272		1		1
0,284		8	1	9
0,312		3		3
0,397	1	9		10
0,454		3		3
0,482	1	2		3
0,51		2		2
0,539		1		1
0,595		1		1
0,68	1	2		3
0,737		1		1
0,794		3		3
0,907	1	4		5
0,964		1		1
0,992		1		1
1,02		2		2
1,134	4	6		10
1,145	1			1
1,315		1		1
1,36		3		3
1,474		1		1
1,56	1			1
2,13		2		2
2,84		1		1
3,62	1			1
5,44		1		1
Всього	16	87	2	105

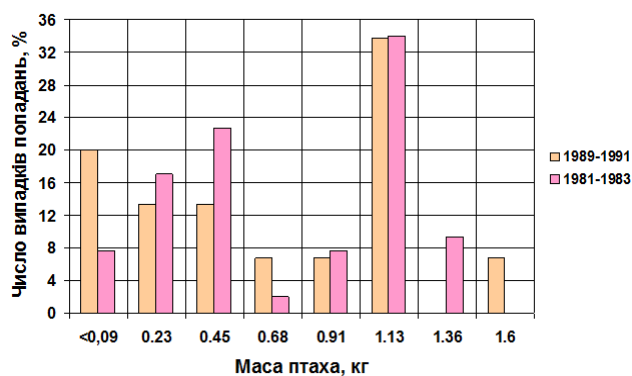


Рис. А.11 Розподіл числа випадків попадання птахів у двигун залежно від маси птаха у США

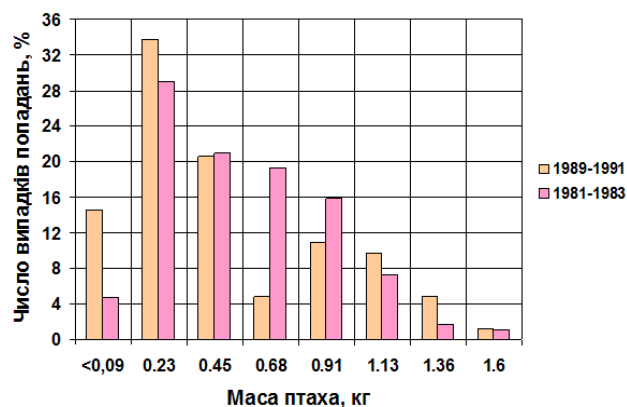


Рис. А.12 Розподіл числа випадків попадання птахів у двигун залежно від маси птаха закордоном

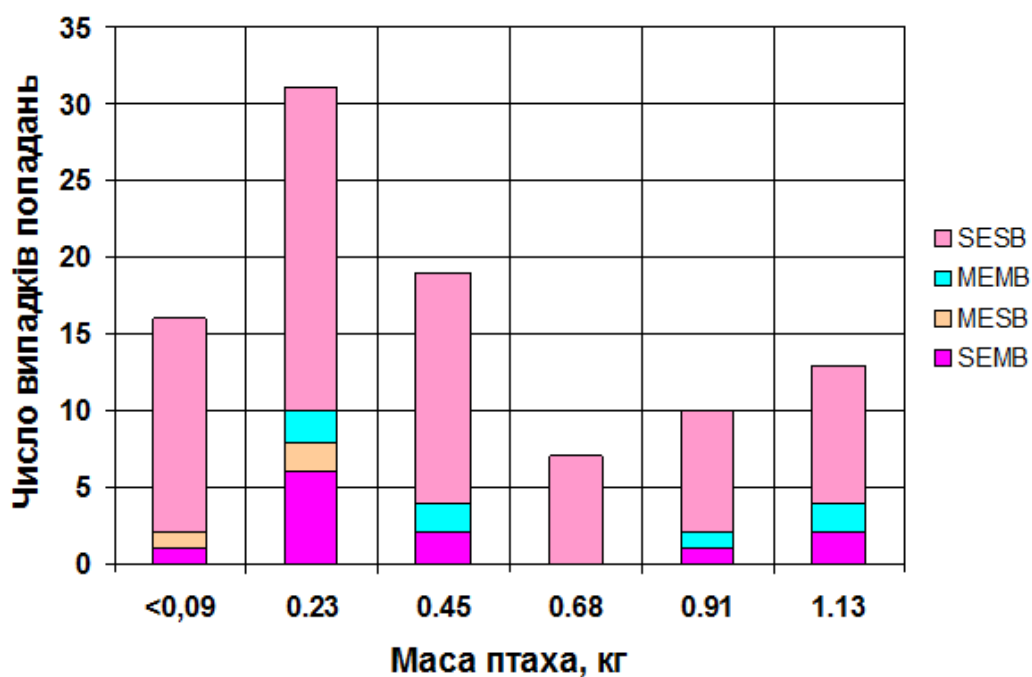


Рис. А.13 Розподіл випадків попадання зграї птахів у декілька двигунів залежно від маси птаха

ДОДАТОК Б

АКТИ ВПРОВАДЖЕННЯ ТА ВИКОРИСТАННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ ДОСЛІДЖЕНЬ

«УТВЕРЖДАЮ»

Главный инженер ГП «АНТОНОВ»

Антонюк С.А. Бычков

«3»



АКТ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ

результатов научных исследований Светличного С.П. по численному моделированию и исследованию механических процессов соударения птиц с конструктивными элементами планера самолета на ГП «АНТОНОВ»

Настоящий акт составлен в том, что рассмотренные в работе Светличного С.П. вопросы численного моделирования процесса соударения тушки птицы с конструктивными элементами планера самолета, определения усилий и давлений при ударе, а также оценка энергии удара и анализ локального НДС в конструкции актуальны и имеют практическую ценность при проектировании новых птицестойких элементов планера самолета, соответствующих требованиям АП и международным нормам FAR.

Предложенная автором методика комплексного решения динамической задачи соударения на основе применения физически обоснованной математической модели процесса взаимодействия птицы и конструкции позволяет определить ударные нагрузки и оценить прочность конструктивных элементов.

Полученные автором результаты в процессе проведения научных исследований приняты к использованию конструкторскими подразделениями ГП «АНТОНОВ» для разработки эффективных решений при проектировании зон агрегатов самолета, наиболее вероятных по опасности столкновения с птицами.

Главный конструктор
По прочности ГП «АНТОНОВ»
к.т.н.

Семенец А.И.

Начальник отделения
прочностных испытаний

Уколов В.П.

ЗАТВЕРДЖУЮ

Проректор з науково-педагогічної роботи
Національного аерокосмічного університету
ім. М.Є. Жуковського «Харківський
авіаційний інститут»

д.т.н., професор

В.М. Павленко



2018 г.

АКТ

про впровадження та використання результатів дисертаційної роботи
**Світличного Сергія Петровича «Моделі взаємодії м'якого тіла з перешкодою і
результати їх дослідження»** в навчальному процесі Національного
аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний
інститут»

Результати досліджень та розробок, викладених в дисертаційній роботі Світличного С.П. використовуються в навчальному процесі на кафедрі проектування літаків та вертольотів. Зокрема матеріал використовується в лекціях і дипломному проектуванні відповідно до навчальних програм дисциплін, а також в методичних матеріалах з дипломного проектування студентів, що навчаються за програмами підготовки магістрів спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка», котрі навчаються за освітньою програмою «Літаки та вертольоти», та при проведенні наукового стажування студентів 5 і 6 курсів, які пройшли конкурсний відбір для підготовки до роботи в компанії "Прогресстех-Україна" на посаді інженера-механіка з літакобудування.

Використовуються матеріали в яких Світличний С.П. обґрунтував теоретичні та практичні аспекти проблеми, пов'язані з:

- методикою визначення діючих навантажень на силові елементи авіаційних конструкцій у разі удару по ним м'якого тіла (птаха);
- дослідженням впливу маси м'якого тіла, швидкості і кута зіткнення, а також конструктивних параметрів лопатки компресора двигуна на величину динамічного прогину і характеристики локального НДС лопатки;
- розробкою ефективної і працездатної моделі взаємодії м'якого тіла з силовими елементами авіаційних конструкцій, яка дозволяє вивчати хвильові та перехідні процеси в силових елементах у разі удару по ним м'якого тіла;
- питанням визначення чисельних параметрів моделі.

Застосування зазначених розробок в навчальному процесі дозволило істотно підвищити якість матеріалу, що викладається, в плані впровадження сучасних досягнень в області проектування виробів авіаційної техніки.

Завідуючий кафедрою проектування
літаків та вертольотів, д.т.н., професор

О. Г. Гребеніков

Заступник завідуючого кафедрою проектування
літаків та вертольотів, к.т.н., доцент

А. М. Гуменний

ДОДАТОК В

СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА 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 косого 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 косого удару м'якого тіла по лопатці АД.