

РОЗРОБКА ЧИСЛЕННОЇ МОДЕЛІ ДЛЯ МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСУ ЗІТКНЕННЯ ПТАХУ З ЛОПАТКОЮ ДВИГУНА

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут», Україна

Попадання птахів у двигун призводить до пошкоджень різного ступеня важкості, висуваючи питання безпеки польотів на перший план. У зв'язку з цим одним із етапів розробки та введення в експлуатацію нових авіаційних двигунів є етап сертифікаційних випробувань, метою якого є підтвердження шляхом випробувань того, що попадання птаха у двигун не призведе до катастрофічних наслідків, внаслідок яких літак не зможе здійснити аварійну посадку. Ця процедура є трудомісткою і досить дорогою. Одним із недоліків такого підходу є те, що у наслідок таких випробувань доводиться неминуче жертвувати конструкцією двигуна, який сам є досить дорогим виробом.

Чисельне моделювання є ефективним інструментом, здатним частково замінити натурні випробування та знизити витрати на їх проведення. В даному аспекті актуальним є питання розробки ефективних та робастних моделей, що дозволяють отримувати точні та достовірні результати.

Про актуальність цього підходу свідчить зростаюча кількість наукових публікацій з цього питання [1-7]. Причому інтерес до цієї проблеми спостерігається не тільки в авіації, а й в інших галузях, таких як автомобільна промисловість та ядерна енергетика, де питання безпеки та надійності є першорядними.

Огляд робіт, присвячених даному питанню, дозволяє сформулювати не вирішені питання: 1. відсутність єдиного підходу та чітких критеріїв при розробці моделі птахи; 2. нестача експериментальних даних ускладнює процес верифікації результатів численного моделювання.

Метою даної роботи є розробка моделі для чисельного дослідження процесу зіткнення птаха з лопаткою двигуна, застосування якої дозволить скоротити час та обсяг натурних випробувань.

Об'єктом дослідження є лопатка прямокутної форми в плані з розмірами b , L і t , а також птах (м'яке тіло), що моделюється у вигляді циліндра з плоскими торцями зі співвідношенням розмірів L до D яке дорівнює 2 (рис. 1).

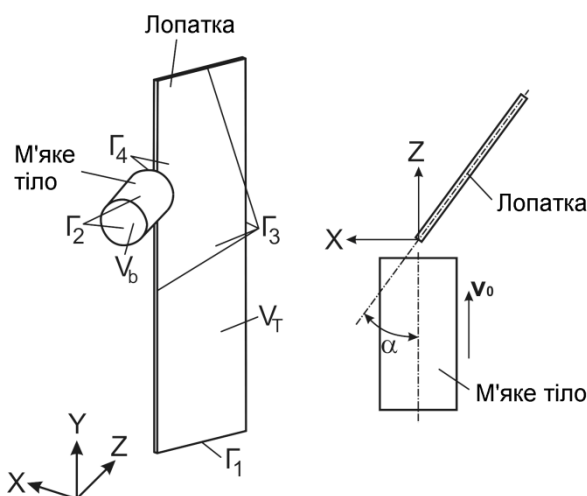


Рис. 1. Розрахункова схема завдання про зіткнення птаха з лопаткою двигуна

Розміри м'якого тіла пов'язані з параметрами суцільного середовища, що моделюється, наступними співвідношеннями:

$$R = \sqrt[3]{\frac{m}{2\pi\rho_0 A}}, L = 2AR, A = L/D = 2, \quad (1)$$

де m – маса птаха, кг; $\rho_0 = -0.063 \lg(m) + 1,148$ – щільність середовища, що моделює м'яке тіло, г/см³.

При розробці моделі ударної взаємодії птаці з лопаткою двигуна застосовували феноменологічний підхід (рис. 2), що передбачає опис суттєво нелінійного, нестационарного процесу контактної взаємодії на основі рівнянь механіки суцільних середовищ із подальшим застосуванням моделей та чисельних методів, реалізованих у системі LS-DYNA.

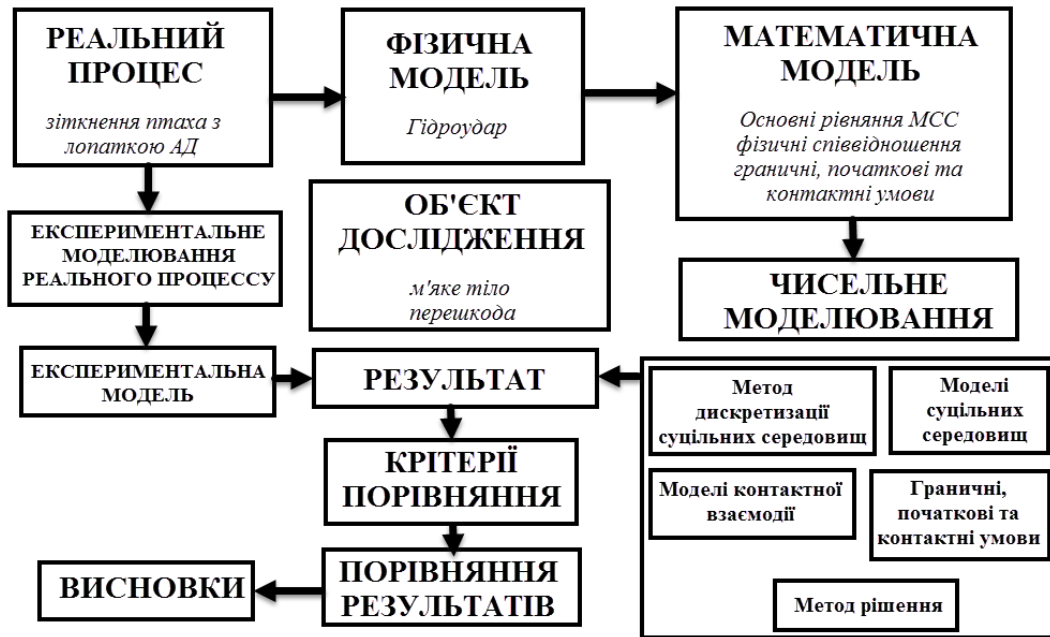


Рис. 2. Расчетно-экспериментальный метод исследования соударения птацы с лопаткой двигателя

Основні рівняння математичної моделі, що описують рух і термомеханічний стан деформівних суцільних середовищ, записано в актуальній конфігурації і наведено в роботі [8]. Вони включають основні рівняння механіки, що виражають фундаментальні закони збереження маси, імпульсу та енергії, а також кінематичні, геометричні та фізичні співвідношення, доповнені граничними, контактними та початковими умовами.

При чисельному розв'язанні задачі використовуємо слабку форму рівнянь руху:

$$\delta\pi = \int_{\Omega} \rho \ddot{x}_i \delta x_i d\Omega + \int_{\Omega} \sigma_{ij} \frac{\partial \delta x_i}{\partial x_j} d\Omega = 0 \quad (2)$$

де δ – символ Кронекера, ρ – щільність суцільного середовища у поточний момент часу, x – Лагранжеві координати точок суцільного середовища в актуальній конфігурації, \ddot{x} – прискорення точок суцільного середовища у поточний момент часу, σ_{ij} – напруження Коші, Ω – об'єм у поточний момент часу.

Розроблено чисельну модель, в якій застосовано два методи: сітковий (метод скінчених елементів) та безсітковий метод (метод згладжених часток SPH) дискретизації суцільних середовищ.

У разі скінчено-елементної дискретизації рішення інтегрального рівняння руху зводиться до розв'язання системи матричних рівнянь.

Скінчено-елементна модель лопатки двигуна представлена набором чотирьох вузлових оболонкових елементів із трьома точками інтегрування по товщині [9].

Для опису руху та деформування птаха застосовано безсітковий метод згладжених частинок [10], який передбачає опис деформівного суцільного середовища у вигляді набору рівномірно розподілених за об'ємом дискретних частинок. Кожна з частинок є носієм властивостей про суцільне середовище та описується своїми просторовими координатами $x_i(t)$ і масою $m_i(t)$.

Для дискретизації за часом застосовано метод скінчених різниць, який реалізовано у вигляді явної схеми 2-го порядку [11]. Для забезпечення стійкості явної різницевої схеми зі змінним кроком за часом повинна виконуватися умова Куранта-Фрідрікса-Леві:

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

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

Для опису матеріального відгуку суцільних середовищ у процесі їх ударно-контактної взаємодії вибрано такі моделі: для лопатки двигуна – модель пружно-пластичного середовища, яка враховує вплив швидкості деформування [12]; для м'якого тіла – гідродинамічна модель суцільного середовища з рівнянням стану поліноміального типу [13, 14].

Розроблена чисельна модель (рис. 3) дозволяє моделювати випадки фронтального ($\alpha=90^\circ$) та косого удару птаха по лопатці, яка виготовлена з титанового сплаву Ті 8-1-1 без урахування можливого руйнування лопатки.

Результат чисельного моделювання зіткнення птаха (маса $m=82,6$ г, швидкість удару $V_{im} = 302.1$ м/с) з лопаткою двигуна у разі косого удару $\alpha=36,4^\circ$ показано на рис. 4.

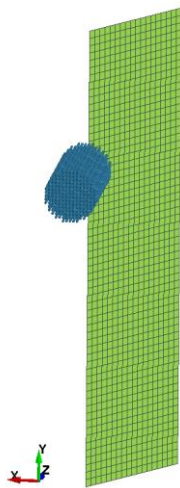


Рис. 3. Чисельна модель для моделювання зіткнення птаха з лопаткою двигуна (випадок косого удару $\alpha=36,4^\circ$)

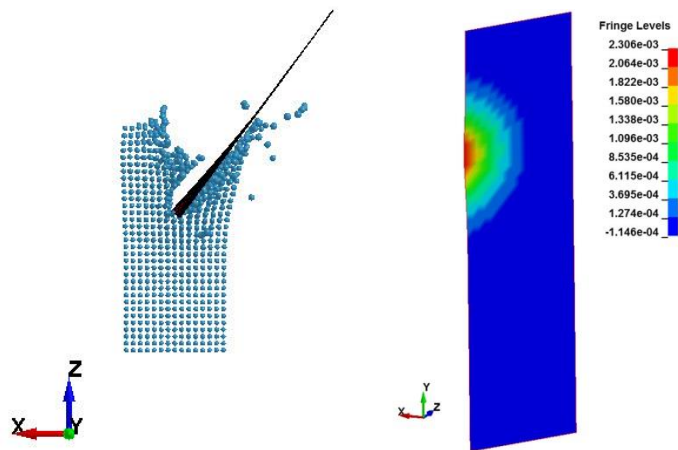


Рис. 4. Результат чисельного моделювання зіткнення птахи з лопаткою двигуна при косому ударі $\alpha=36,4^\circ$:
 а. характер деформування м'якого тіла та лопатки в момент часу $T=107,9$ мкс
 б. прогин лопатки у напрямку Z в момент часу $T=107,9$ мкс

У процесі розробки моделі виконано верифікацію шляхом порівняння результатів чисельного моделювання з результатами натурних експериментів [15, 16], а також розрахунковими даними інших авторів [17].

Досліджено вплив кількості SPH частинок у моделі м'якого тіла на розподіл тиску у разі удару по абсолютно жорсткій перешкоді (рис. 5), а також зміна максимального тиску

при ударі залежно від кількості частинок (рис. 6). Змодельовано випадок фронтального удару птиці масою $m=1,0$ кг зі швидкістю $V_{im} = 100$ м/с.

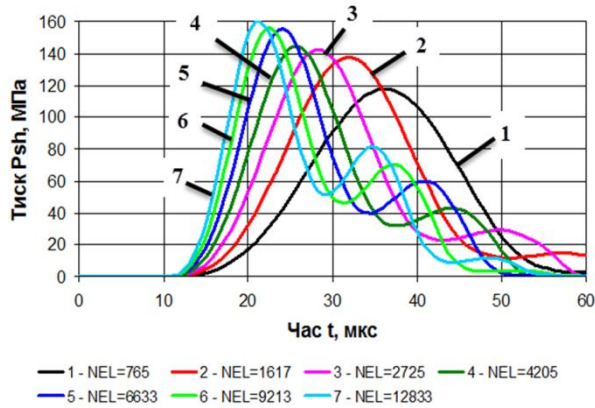


Рис. 5. Вплив кількості частинок на розподіл тиску при ударі м'якого тіла по жорсткій перешкоді

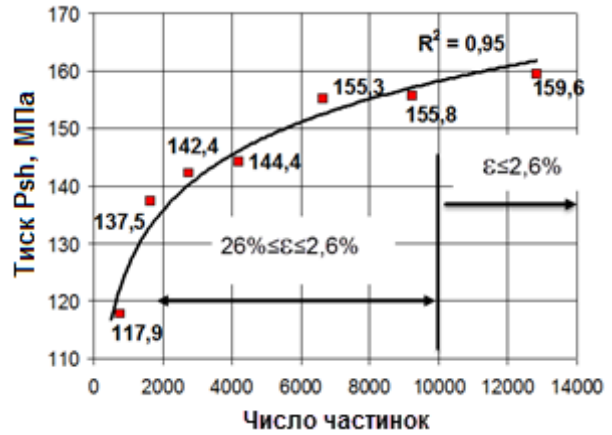
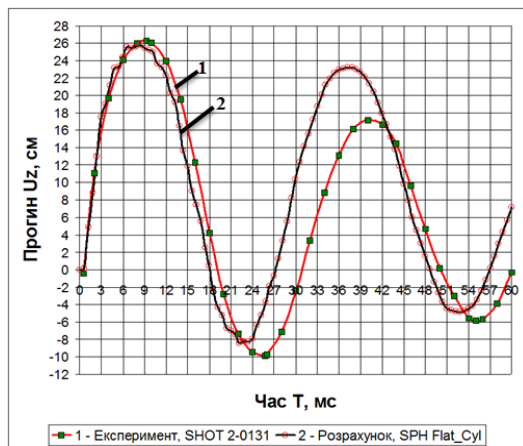


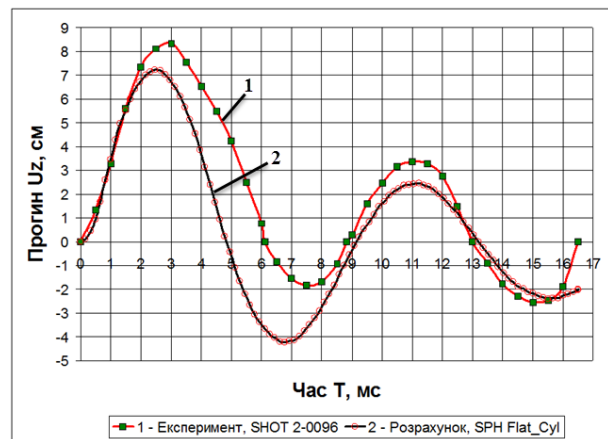
Рис. 6. Вплив кількості частинок на зміну тиску Гюгонію при ударі м'якого тіла по жорсткій перешкоді

Отриманий результат дозволяє виконати налаштування моделі шляхом вибору необхідної кількості частинок моделі м'якого тіла і оцінити при цьому похибку розрахунку.

На рис. 7 показано результати чисельного моделювання зіткнення птаха з лопаткою двигуна у разі фронтального удару. Під час моделювання розглянуто два варіанти лопаток: довгі зразки з розмірами $L=311,2$ мм, $b=88,9$ мм і $t=4,27$ мм та короткі зразки з розмірами $L=155,6$ мм, $b=88,9$ мм і $t=4,27$ мм.



а



б

Рис. 7. Графік зміни динамічного прогину лопатки в кінцевому перерізі при фронтальному ударі: а. маса птаха $m=85,9$ г, швидкість удару $V_{im} = 189,6$ м/с; б. маса птаха $m=98,6$ г, швидкість удару $V_{im} = 99,4$ м/с

Отримано задовільне узгодження результатів чисельного моделювання з натурним експериментом, що вказує на здатність моделі достовірно описувати процеси, які супроводжують процес зіткнення птаха з лопаткою двигуна.

Невирішеними залишаються питання щодо можливості урахування ймовірного руйнування лопатки при ударі, а також розгляд випадків удару по лопатках, виконаних з композиційних матеріалів, що є предметом подальшого вдосконалення моделі.

Список використаних джерел

1. Ивченко, Д. В. Разработка модели птицы-ударника для математического моделирования процессов повреждения деталей турбореактивного двухконтурного двигателя / Д. В. Ивченко, В.М. Меркулов, Н.В. Сметанкина. // *Авиационно-космическая техника и технология*. 2020 № 8 (168). С. 82–90.
2. Ванін, В. А. Чисельне дослідження птахо стійкості лопаток авіаційного двигуна / В. А. Ванін, С.П. Світличний // *Математичне моделювання в економіці: міжнародний науковий журнал*. – Київ, 2019. – №1 (14), січень-березень 2019 р. – С. 48–62.
3. Кирсанов, А.Р. Прогнозирование последствий попадания птицы на вход в ГТД с использованием численного моделирования / А.Р. Кирсанов, М.В. Кузьмин // *Международный научно-технический форум, посвященный 100-летию ОАО “Кузнецов” и 70-летию СГАУ: Сборник трудов в 3-х томах*. – Самара, 2012. – том 1. – С. 279-280.
4. Minki, K. An Extensive Crashworthiness Methodology for Advanced Propulsion Systems, Part I: Soft Impact Damage Assessment of Composite Fan Stage Assemblies / K. Minki, A. Zammit, A. Siddens and J. Bayandor // *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition 4 - 7 January 2011, Orlando, Florida*.
5. Нихамкин, М.Ш. Моделирование повреждения посторонними предметами полых лопаток вентилятора ГТД / М.Ш. Нихамкин, И.В. Семенова, О.Л. Любчик, И.Л. Гладкий // *Известия Самарского научного центра Российской академии наук*, т. 13, №1(2), 2011. с. 326–329.
6. Anghileri, M. Preliminary Investigation on the Feasibility of a Bird Surrogate for Fullscale Bird Impact Test / M. Anghileri, A. Milanese, G. Moretti, L. Castelletti // *28th International congress of the aeronautical sciences*.
7. Yupu, G. Foreign Object Damage to Fan Rotor Blades of Aeroengine Part II: Numerical Simulation of Bird Impact / G. Yupu, Z. Zhenhua, C. Wei, G. Deping // *Chinese Journal of Aeronautics* 21(2008) p. 328-334.
8. Світличний, С.П. Моделі взаємодії м'якого тіла з перешкодою і результати їх дослідження [Текст]: дис. ... канд. техн. наук: 01.05.02; захищена 16.10.2019; утв. 00.12.2019 / Світличний Сергій Петрович. – Х., 2019. – С. 41 – 45.
9. J.O. Hallquist. LS-DYNA Theory Manual. 7. Belytschko-Lin-Tsay Shell – Livermore: LSTC, 2006. – p. 111–116.
10. J.O. Hallquist. LS-DYNA Theory Manual. 38. SPH – Livermore: LSTC, 2006. – p. 637–642.
11. J.O. Hallquist. LS-DYNA Theory Manual. 24. Time Integration – Livermore: LSTC, 2006. – p. 501.
12. J.O. Hallquist. LS-DYNA Theory Manual. 19. Material Models. Material Model 3: Elastic Plastic with Kinematic Hardening – Livermore: LSTC, 2006. – p. 273–276.
13. J.O. Hallquist. LS-DYNA Theory Manual. 19. Material Models. Material Model 9: Null Material – Livermore: LSTC, 2006. – p. 283.
14. J.O. Hallquist. LS-DYNA Theory Manual. 20. Equation of State Models. Equation of State Form 1: Linear Polynomial – Livermore: LSTC, 2006. – p. 475–476.
15. Impact Behavior of Low Strength Projectiles: Technical report / University of Dayton Research Institute; Wilbeck J. S. – Jule 1978. – 129 p. – AFML-TR-77-134. – ADA060423.
16. 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.
17. Онгирский, Г. Г. Экспериментальное исследование птицестойкости элементов конструкции самолета / 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.