

УДК 539.3; 533.696.7

COMPARISON OF GLOBAL AND LOCAL MODELS OF AIRCRAFT LANDING NOSE LAMP CUT-OFF

ПОРІВНЯННЯ ГЛОБАЛЬНОЇ ТА ЛОКАЛЬНОЇ МОДЕЛЕЙ ВІДСІКУ НОСОВОЇ СТІЙКИ ШАСІ ЛІТАКА

Levytska T.I. / Левицька Т.І.

c.t.s., as.prof. / к.т.н., доц.

ORCID: 0000-0002-8002-156X

Pozhuieva I.S. / Пожусьва І.С.

c.t.s., as.prof. / к.т.н., доц.

ORCID: 0000-0002-9337-0443

National University "Zaporizhzhia Polytechnic", Zaporizhzhia, University str., 64, 69011

Національний університет «Запорізька політехніка»,

Запоріжжя, Університетська, 64, 69011

Manzhos O.D. / Манжос О.Д.

Master of Computer Science, PhD student at the Department of Fundamental and Applied

Mathematics / магістр комп'ютерних наук, аспірант кафедри фундаментальної та

прикладної математики.

ORCID: 0009-0001-2438-1747

Zaporizhzhia National University, Zaporizhzhia, University str., 66, 69011

Запорізький національний університет, Запоріжжя, Університетська, 66, 69011

Анотація. У цій роботі розроблено глобальну модель відсіку носової стійки шасі літака, представлено розрахунки напружено-деформованого стану конструкції з використанням програмного комплексу PATRAN/NASTRAN на основі MFE [1] та порівняно результати розрахунку з результатами локальної моделі, яка була розглянута раніше [2, 3].

Ключові слова: глобальна модель, напружено-деформований стан, стійка шасі, фюзеляж, ребра жорсткості, скінченні елементи.

Abstract. This paper develops a global model of the nose landing gear compartment of an aircraft, presents calculations of the stress-strain state of the structure using the PATRAN/NASTRAN software package based on the MFE [1], and compares the calculation results with the results of the local model, which was considered earlier [2, 3].

Key words: global model, stress-strain state, landing gear strut, fuselage, stiffeners, finite elements.

Вступ.

Міцність складної конструкції літака є однією з головних вимог безпеки польотів, тому визначення напружено-деформованого стану деяких частин літака є актуальними задачами механіки. В місцях герметизації фюзеляжу знаходяться конструкції, які схожі на плоскі стінки з силовим набором, який підтримує його. При цьому ці конструкції часто мають надлишкове навантаження, тому таким елементам треба надавати увагу з точки зору міцності, стійкості, жорсткості та втомності.

У розрахунках товщина стінок по всій моделі вважалась однаковою, та розглядались потовщення стінки в місцях стику з підкріплюючими елементами, що впливає на зменшення рівня механічних напружень біля отвору та збільшує кількість циклів навантаження до появи втоми конструкції. За прототип літака був обраний - Boeing 737. Глобальна модель включає в себе частини двох гермошпангоутів, власне самі стінки, підкріплюючі балки, елементи посилення в зонах стику частин конструкції та ребра жорсткості. В програмній середі PATRAN була створена геометрія – стінки представляють собою плоскі поверхні, а ребра жорсткості, підкріплюючі балки та інші елементи – прямі.

Для спрощення роботи з моделлю були створені декілька груп, в яких міститься скінченно-елементна (CE) сітка. Для створення сітки плоских елементів були використані елементи типу Quad4. Метод створення сітки – IsoMesh. Всі балочні елементи конструкції були змодельовані з використанням Bar елементів. Вважалось що товщина стінок по всій моделі однакова і дорівнює 0.08". Локальні потовщення стінки в місцях стику з підкріплюючими елементами були враховані як додаткова площа для поясів балок. Тип елемента Quad4 був обраний Shell, матеріал стінки - 7075-T7351. Для завдання властивостей для Bar 2 було використано тип Beam.

Оскільки метою роботи є оцінка ресурсу конструкції, то за навантаження розглядався операційний надлишковий тиск фюзеляжу - 8.35 psi. Польотними, інерційними та навантаженням від систем літака знехтуємо. Граничні умови введені як заборона відповідних лінійних та кутових переміщень для місць стику відсіку шасі з рештою конструкцією фюзеляжу.

В першу чергу було проаналізовано переміщення вузлів моделі. Результати представлені на рисунках 1, 2.

Характер лінійних переміщень цілком відповідає особливостям реальної роботи конструкції. Важливим етапом роботи є отримання схожих результатів в глобальній моделі та локальній. Також проаналізовано внутрішні силові фактори: осьова сила - F_x , згинаючий момент - M_z , що виникають у перерізі стінки, прогини - ω та нормальні напруження - σ , діючи на різних поверхнях

пластини для двох різних моделей. Середні значення ВСФ по елементам у перерізі пластини довжиною 1.6" для локальної та глобальної моделей наведені у таблиці 1.

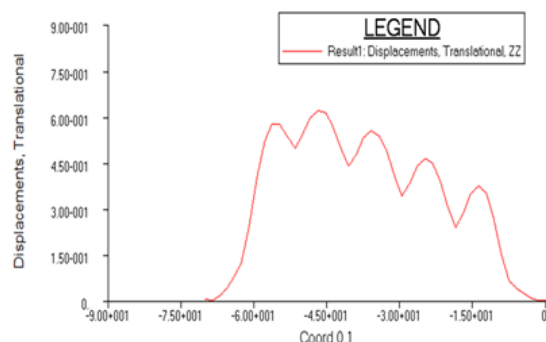


Рисунок 1 - Лінійні переміщення бокової стінки відсіку

Авторська розробка

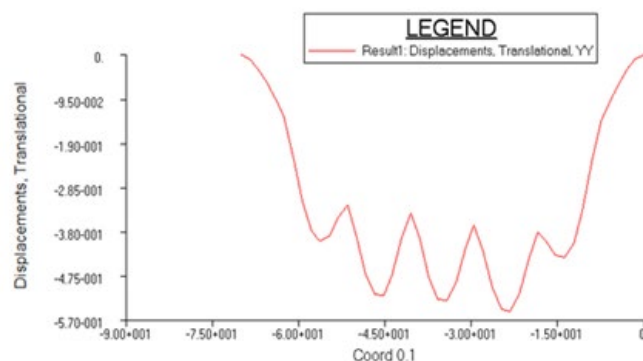


Рисунок 2 - Лінійні переміщення вузлів верхньої стінки відсіку

Авторська розробка

Таблиця 1 – Порівняння глобальної та локальної моделі

	Глобальна модель	Локальна модель	Похибка, %
Mz, lb·in	14.72	16.64	-11.54
Fx, lb	553.83	534.88	3.54
$\omega_{\max}$, in	0.144	0.134	7.46
$\sigma_{\max}$, psi	$1.33 \cdot 10^4$	$1.39 \cdot 10^4$	-4.32

Авторська розробка

Висновки.

Глобальна модель через свою геометрію має несиметричне навантаження, через що результати глобальної моделі дещо відрізняються від результатів, що дає локальна модель, але вони не значні і тому будемо вважати глобальну модель такою моделлю, що в достатній мірі відображає реальну картину навантаження відсіку носової стійки шасі.

Література:

1. Уокенбах Д. «Excel 2013 библия пользователя» / Д. Уокенбах.: Пер. с англ. – М.: ООО «И. Д. Вильямс», 2015. – 928 с.
2. Левицька Т.І. Розрахунок напружено-деформованого стану носової стійки шасі літака з радіусним переходом за товщиною при побудові локальної моделі [Текст] / Т.І. Левицька, І.С. Пожуєва, О.В. Митряшкін, О.Д. Манжос // Нові матеріали та технології в машинобудуванні. – 2023. – № 4. – С. 67-72.
3. Левицька Т.І. Порівняння аналітичного та чисельного розрахунків напружено-деформованого стану стінки відсіку носової стійки шасі літака [Текст] / Т.І. Левицька, І.С. Пожуєва, О.В. Митряшкін, О.Д. Манжос // Вісник Дніпровського університету "Ракетно-космічна техніка"– 2023. – №4. –Т32. – Випуск 26 –С. 83-91.

Тези відправлено: 24.08.2025 г.

© Левицька Т.І., Пожуєва І.С., Манжос О.Д.