

МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСІВ В МЕТАЛУРГІЇ ТА МАШИНОБУДУВАННІ

MODELING OF PROCESSES IN METALLURGY AND MECHANICAL ENGINEERING

УДК 539.3; 533.696.7

- Тетяна Левицька канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри математики Національного університету «Запорізька політехніка», м. Запоріжжя, Україна, *e-mail*: *tigr_lev@ukr.net*, ORCID: 0000-0002-8002-156X
- Ірина Пожуєва канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри математики Національного університету «Запорізька політехніка», м. Запоріжжя, Україна, *e-mail*: *pozhueva.ira@gmail.com*, ORCID: 0000-0002-9337-0443
- Олексій Манжос магістр комп'ютерних наук, аспірант кафедри фундаментальної та прикладної математики Запорізького національного університету, м. Запоріжжя, Україна, *e-mail*: *Ojiekca1996@gmail.com*, ORCID: 0009-0001-2438-1747

ПОБУДОВА ГЛОБАЛЬНОЇ МОДЕЛІ ВІДСІКУ НОСОВОЇ СТІЙКИ ШАСІ ЛІТАКА, ТА ПОРІВНЯННЯ ЇЇ З ЛОКАЛЬНОЮ МОДЕЛЛЮ

Мета роботи. Побудова глобальної моделі відсіку шасі літака, дослідження напружено-деформованого стану зон конструкції відсіку та порівняльний аналіз її з локальною моделлю. Основна задача цієї роботи – оцінити можливість використання глобальної моделі для подальшої оцінки ресурсу та статичної міцності конструкції відсіку шасі літака.

Методи дослідження. Розроблена глобальна модель та отримані чисельні розрахунки напружено-деформованого стану відсіку носової стійки шасі літака з використанням програмного комплексу PATRAN/NASTRAN. Для створення сітки плоских елементів були використані елементи типу Quad4. Для отримання сітки задовільних розмірів використовувався інструмент Mesh Seed. Метод створення сітки – Iso Mesh. Всі балочні елементи конструкції були змодельовані з використанням Bar елементів. Для чисельного розв'язку представленої задачі використаний нелінійний вирішувач 106 – Nonlinear Static.

Отримані результати. Проведено чисельний розрахунок напружено-деформованого стану носової стійки шасі літака при глобальній моделізації. Отримано візуалізація лінійного переміщення, нормальних напружень на верхній та нижній поверхні стінки, прогини стінки та пластини між елементами підкріплення, локальне зображення рівноваги елемента по осьовій силі та згинаючому моменту. Побудовано графіки цих характеристик напружено-деформованого стану конструкції. Зроблено порівняльний аналіз результатів розрахунків локальної та глобальної моделей.

Наукова новизна. Застосування методики розрахунку напружено-деформованого стану складних конструкцій елементів авіаційної техніки з використанням комп'ютерних програмних комплексів в умовах сучасного розвитку авіаційної науки та техніки.

Практична цінність. Результати порівняльного аналізу глобальної та локальної моделей і методу чисельного обчислення напружено-деформованого стану складної конструкції можна використовувати для подальшої оцінки ресурсу та статичної міцності конструкції відсіку шасі літака.

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

Вступ

Міцність складної конструкції літака є однією з головних вимог безпеки польотів, і розрахунок напружено-деформованого стану елементів треба приділяти найбільшу увагу [12]. Фюзеляж уявляє собою герметичну кабінку, а з точки зору складеної конструкції - це близька до циліндричної форми, підкріплена стрінгерним набором та шпангоутами оболонка, що

знаходиться під тиском [7]. 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 [2, 10, 11]. Тому таким елементам треба надавати увагу з точки зору міцності, стійкості, жорсткості та втомності [3, 5, 6].

У цій роботі розроблено глобальну модель відсіку носової стійки шасі літака, представлено розрахун-

ки напружено-деформованого стану конструкції з використанням програмного комплексу PATRAN/NASTRAN на основі MCE та порівняно результати розрахунку з результатами локальної моделі [1, 15, 17]. В розрахунку товщина стінок по всій моделі вважалась однаковою, та розглядалися 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.

Мета роботи

Побудова глобальної моделі відсіку шасі літака, дослідження напружено-деформованого стану зон конструкції відсіку та порівняльний аналіз її з локальною моделлю, розглянутою раніше в [16]. Основна задача цієї роботи – оцінити можливість використання глобальної моделі для подальшої оцінки ресурсу та статичної міцності конструкції відсіку шасі літака.

Матеріал і методика досліджень

Побудова глобальної моделі відсіку шасі, як і місцевої, починається зі створення геометрії. За прототип літака був обраний найбільш масовий літак концерну Boeing та взагалі в історії цивільної авіації Boeing 737. Для визначення геометричних розмірів відсіку будемо користуватись доступними схемами та ілюстраціями фюзеляжу літака. Нижче представлена схема 41 секції фюзеляжу B737.

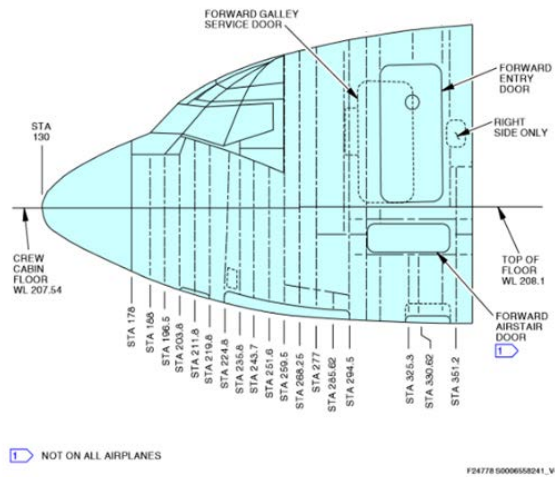


Рисунок 1. Носова секція фюзеляжу

Між станціями фюзеляжу 224.8 та 294.5 можна побачити люк відсіку носової стойки шасі. Сам відсік очевидно знаходиться в тій же локації. Масштабуючи наведену схему, можна отримати приблизно реальні геометричні розміри відсіку.

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,

підкріплюючи балки та інші елементи – прями.

Для спрощення роботи з моделлю були створені декілька груп, в яких міститься скінченно елементна (CE) сітка. На основі попередніх етапів валідації для створення сітки плоских елементів були використані елементи типу Quad4. Для отримання сітки задовільних розмірів використовувався інструмент MeshSeed. Метод створення сітки – IsoMesh. Всі балочні елементи конструкції були змодельовані з використанням Bar елементів. Для створення Bar елементів використовувались вузли вже побудованої сітки плоских елементів та допоміжна геометрія у вигляді точок. Наступним кроком є перевірка якості побудованої сітки. Було виконано стандартні перевірки на наявність дублікатів в моделі, перевірка границь, перевірка за Якобіаном (рис.2).

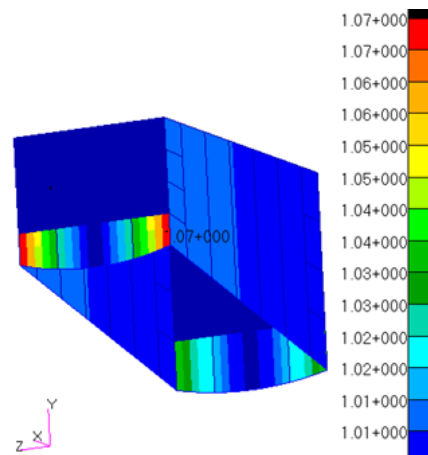


Рисунок 2. Перевірка якості елементів за Якобіаном

Після перевірки CE сітки та усунення всіх помилок було задано властивості для кожного елемента моделі. Вважається 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. Необхідними властивостями для цього типу елементів є геометрія поперечного перерізу, матеріал та орієнтація однієї з осей перерізу. Додатковою опцією є зсув положення центра ваги перерізу (за замовчуванням повздовжня ось елемента співпадає з віссю центрів ваги поперечних перерізів) але ця опція не може бути використана за умови застосування нелінійного вирішувача для розв'язання задачі, через неможливість побудови матриці жорсткості. Саме тому зсув для балочних елементів не був використаний.

Після побудови CE сітки та завдання всім елементам властивостей були створені відповідні граничні умови та навантаження. Оскільки метою роботи є оцінка ресурсу конструкції, то в якості навантаження будемо розглядати операційний надлишковий тиск

фіюзеляжу. Для літаків, які виконують середню по дальності перельоту місію, операційний тиск дорівнює 8.35 psi. Саме цим тиском навантажена глобальна модель відсіку шасі. Польотними, інерційними та навантаженням від систем літака знехтуємо, оскільки вони не є критичними для втомної міцності. Граничні умови введені як заборона відповідних лінійних та кутових переміщень для місць стику відсіку шасі з рештою конструкцією фіюзеляжу.

Результати досліджень

В першу чергу для перевірки адекватності отриманих результатів було проаналізовано переміщення вузлів моделі. Результати представлені на рисунках 3-5.

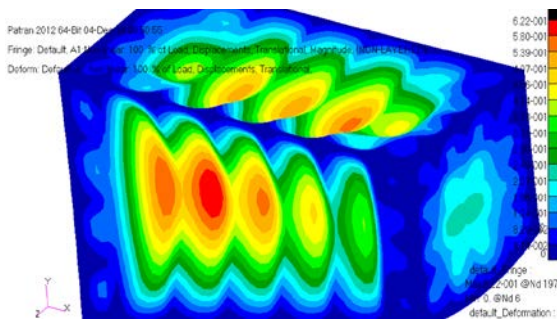


Рисунок 3. Результуючі лінійні переміщення

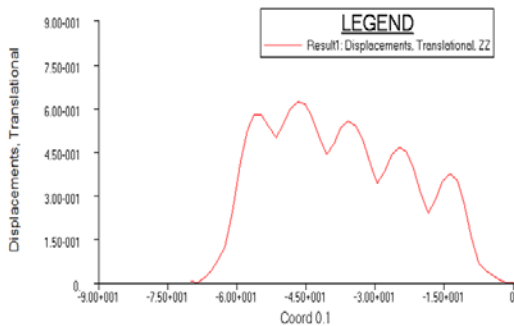


Рисунок 4. Лінійні переміщення бокової стінки відсіку

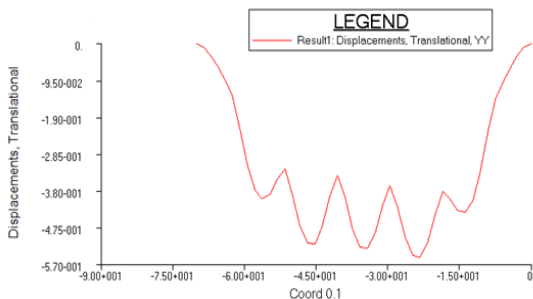


Рисунок 5. Лінійні переміщення вузлів верхньої стінки відсіку

Характер лінійних переміщень цілком очікуваний та відповідає особливостям реальної роботи конструкції. Важливим етапом роботи є отримання схо-

жих результатів в глобальній моделі та локальній. Наступним кроком буде порівняння величин внутрішніх силових факторів (ВСФ), прогину та напружень. Спочатку проаналізуємо внутрішні силові фактори (осьова сила - F_x та згинаючий момент - M_z), що виникають у перерізі стінки у місцевій моделі. На рисунках 6 та 7 показано величини ВСФ для елементів, які знаходяться на віддалені 5.5" від осі підкріплюючої балки (середина прольоту між підкріплюючими балками).

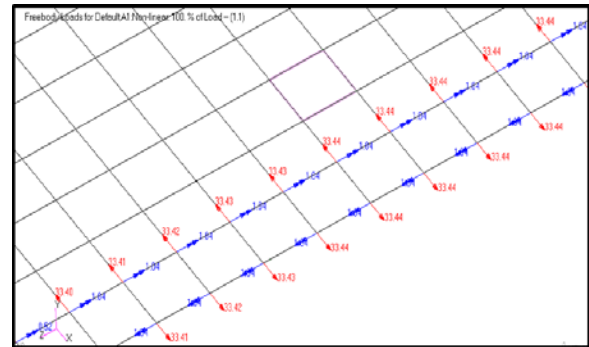


Рисунок 6. Локальне зображення рівноваги елементів по осьовій силі та згинаючому моменту в середині прольоту між підкріплюючими балками в локальній моделі

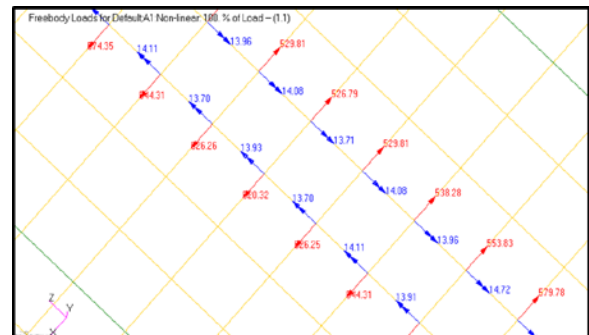


Рисунок 7. Локальне зображення рівноваги елементу по осьовій силі та згинаючому моменту в глобальній моделі по середині прольоту

Середні значення ВСФ по елементам у перерізі пластини довжиною 1.6" (довжина грані плоского елемента глобальної моделі) для локальної моделі наведені у таблиці 1.

Таблиця 1 – ВСФ у перерізі пластини в локальній моделі

Відстань від осі підкріплюючого елемента, in	5.5
M_z , lb·in	16.64
F_x , lb	534.88

Результати аналізу локального навантаження елемента зведені в таблицю 2.

Таблиця 2 – ВСФ у перерізі пластини в глобальній моделі

Відстань від осі підкріплюючого елемента, in	5.5
M_z , lb·in	14.72
F_x , lb	553.83

Важливим моментом є також порівняння прогинів (ω) двох різних моделей. Оскільки інтерес представляють тільки прогини стінки, необхідно виключити вплив прогину елементів підкріплення. Так на рисунку 8 зображені прогини стінки на одному прольоті (для аналізу обраний середній по довжині переріз)

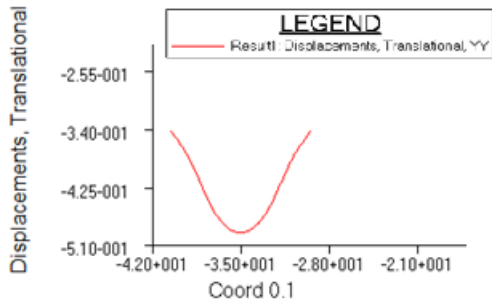


Рисунок 8. Прогини стінки між елементами підкріплення

Максимальне переміщення вузла стінки, зафіксоване в розглянутій локації, складає 0.488", а максимальний прогин елемента підкріплення – 0.344". Отже, максимальний прогин стінки складатиме різницю цих двох переміщень.

$$\omega_{max}^{FEM\ GM} = 0.488 - 0.344 = 0.144\ in \quad (1)$$

Аналогічним чином поступимо з локальною моделлю. Максимальний прогин по середині прольоту склав – 0.155". Прогин елемента підкріплення 0.0215". Таким чином:

$$\omega_{max}^{FEM\ LM} = 0.155 - 0.0215 = 0.134\ in \quad (2)$$

На рисунку 9 наведений графік прогину перерізу пластини в локальній моделі.

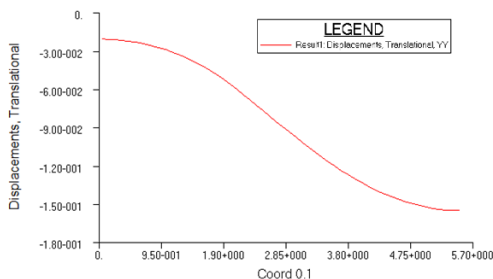


Рисунок 9. Прогин пластини між елементом підкріплення до середини прольоту

Крім ВСФ та переміщень конструкції також було проведено порівняння нормальних напружень (σ), діючих на різних поверхнях пластини. Порівняння рівнів напружень на нижній та верхній поверхнях

стінки у двох моделях представлено нижче у вигляді візуалізації полів напружень. Як і раніше прийнята зона дослідження – середина прольоту між елементами підкріплення.

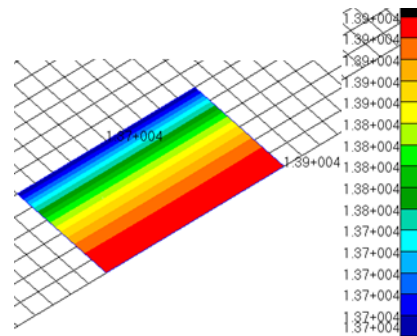


Рисунок 10. Поля нормальних напружень на нижній поверхні стінки (локальна модель)

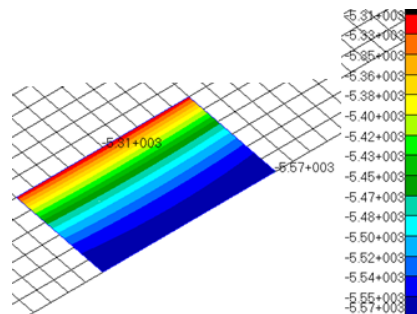


Рисунок 11. Поля нормальних напружень на верхній поверхні стінки (локальна модель)

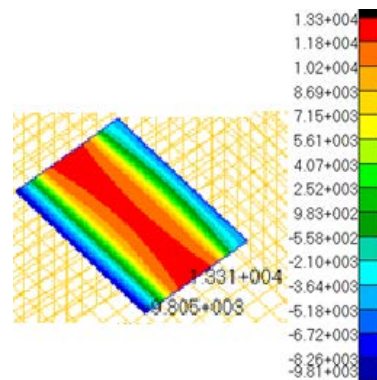


Рисунок 12. Поля нормальних напружень на нижній поверхні стінки (глобальна модель)

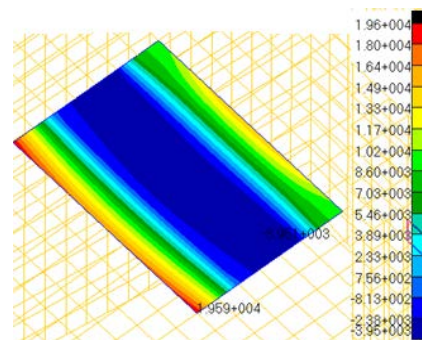


Рисунок 13. Поля нормальних напружень на верхній поверхні стінки (глобальна модель)

Всі результати зведені в таблицю 3 для порівняння та висновків.

Таблиця 3 – 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
ω_{\max} , in	0.144	0.134	7.46
σ_{\max} , psi	1.33·10 ⁴	1.39·10 ⁴	-4.32

З таблиці 3 можна побачити, що при порівнянні величини моменту глобальна модель показує достатньо велике відхилення від локальної моделі. Але отриману похибку можна пояснити наступним чином. Глобальна модель має структуру SE сітки, де кількість плоских елементів по ширині прольоту складає 7 одиниць, а це означає, що не має змоги отримати величину моменту та напружень точно по середині прольоту, адже ось, яка розділяє прольот на дві рівні частини, не містить вузлових точок. Інші величини напружено-деформованого стану конструкції знаходяться в межах допустимого відхилення.

Висновки

Була побудована глобальна модель відсіку носової стойки шасі літака, та проведено порівняльний аналіз її напружено-деформованого стану з локальною моделлю, побудова якою описано в [16].

Базуючись на отриманих результатах, а також, звертаючи увагу на те, що абсолютні величини згинаючого моменту та напруження мають тенденцію росту при наближенні до середини прольоту, можна зробити висновок про те, що зазначені параметри в глобальній моделі мають дещо вищі показники ніж було продемонстровано. Слідє відмітити, що обраний тип елементів дозволяє проводити тільки лінійну інтерполяцію результатів по елементу, в силу того що при процедурі інтерполяції задіяні лише 4 вузлові точки. Останнім аргументом буде, те що глобальна модель через свою геометрію має несиметричне навантаження, через що результати глобальної моделі будуть дещо відрізнятися від результатів, що дає локальна модель. Беручи до уваги наведені вище доводи надалі будемо вважати глобальну модель такою моделлю, що в достатній мірі відображає реальну картину навантаження відсіку носової стойки шасі. Процедуру валідації на цьому етапі будемо вважати виконаною.

Отримані результати та методику обчислення напружено-деформованого стану розглянутої моделі, можна використовувати для подальшої оцінки ресурсу та статичної міцності конструкції відсіку шасі [3, 4].

Список літератури

1. Зенкевич, О. Метод конечных элементов в технике / О. Зенкевич. – М. : Мир, 1975. – 542 с.

2. Бойко, А. П. Аналіз напружено-деформованого стану основного стояка шасі літаків типу Су-27 при визначенні можливості подальшої експлуатації за межами призначених показників [Текст] : Зб. наук. праць / А. П. Бойко, Ю. О. Манулін, М. С. Стрела // ДНДІА, 2016. – Вип. №12(19). – С. 160–165.

3. Trubachev, S. I. The calculation of the stress-strain state of the front landing gear transport aircraft [Text] / S. I. Trubachev, O. N. Alekseychuk // Інформаційні системи, механіка та керування, розд.: Механіка. – 2014. – №11. – С. 88–91.

4. Цыбанева, Г. В. Анализ особенностей нагружения элементов опоры шасси самолета с целью их учета при оценке несущей способности конструкции [Текст] / Г. В. Цыбанева, М. А. Агеев, Р. В. Титенков // Проблемы прочности. – 2008. – № 4. – С. 87–94.

5. Проектирование деталей, узлов и агрегатов самолета: учеб. пособие по лабораторному практикуму [Текст] / под ред. Л. А. Малашенко. – Харьков: ХАИ, 1987. – 102 с.

6. Расчет на прочность крыла большого удлинения: учеб. пособие [Текст] / под ред. Л. А. Евсеева. – Харьков : ХАИ, 1985. – 106 с.

7. Тимошенко, С. П. Пластины и оболочки [Текст] / С. П. Тимошенко, С. Войновский-Кригер. – М. : Наука, 1996. – 636 с.

8. Стрижиус, В. Е. Методы расчета усталостной долговечности элементов авиаконструкций [Текст] / В. Е. Стрижиус. – М.: Машиностроение, 2012. – 272 с.

9. Масалига, Д. В. Оцінка напружено-деформованого стану елементів конструкції шасі літака з врахуванням міжелементних зв'язків [Текст] / Д. В. Масалига, Р. І. Хома // Інформаційні системи, механіка та керування : науково-технічний збірник. – 2013. – Вип. 9. – С. 52–61.

10. Тейлор, Дж. Нагрузки, действующие на самолет [Текст] / Дж. Тейлор. – М. : Машиностроение, 1971. – 341с.

11. Гудков, А. И. Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов [Текст] / А. И. Гудков, П. С. Лешаков. – М. : Машиностроение, 1968. – 470 с.

12. Гладкий, В. Ф. Прочность, вибрация и надежность конструкции летательного аппарата [Текст] / В. Ф. Гладкий. – М. : Наука, 1975. – 456 с.

13. MSC.Patran в инженерных задачах. учебное пособие [Текст] / под ред. Б. О. Яхно – К. : НТУУ «КПИ», 2015 – 128 с.

14. Чисельні методи аналізу в динаміці та міцності конструкцій [Текст]: навч. посібник / під ред. К.М. Рудакова – К. : НТУУ «КПИ», 2007. – 379с.

15. Rusinski, E. Zaawansowana metoda elementow skonczonej w konstrukcjach nosnych. – Poland. Wroclaw: Oficyna Wydawnicza Politechniki Wroclawskiej, 2000. – 444p.

16. Розрахунок напружено-деформованого стану носової стойки шасі літака з радіусним переходом за товщиною при побудові локальної моделі [Текст] / Т. І. Левицька, І. С. Пожуйова, О. В. Митряшкін, О. Д.

Манжос // Нові матеріали та технології в машинобудуванні. – 2023. – № 4. – С. 67–72.

17. Порівняння аналітичного та чисельного розрахунків напружено-деформованого стану стінки відсіку носової стійки шасі літака [Текст] / Т. І. Леви-

цька, І. С. Пожуєва, О. В. Митряшкін, О. Д. Манжос // Вісник Дніпровського університету «Ракетно-космічна техніка». – 2023. – № 4. – Т. 32. – Вип. 26 – С. 83–91.

Одержано 03.02.2025

CONSTRUCTION OF THE GLOBAL MODEL OF THE NOSE STAND COMPARTMENT OF THE AIRCRAFT LANDING GEAR AND ITS COMPARISON WITH THE LOCAL MODEL

Tetyana Levytska

Ph. D., Associate Professor of the Department of Applied Mathematics, National University Zaporozhye Polytechnic, Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: tigr_lev@ukr.net, ORCID: 0000-0002-8002-156X

Iryna Pozhuieva

Ph. D., Associate Professor of the Department of Applied Mathematics, National University Zaporozhye Polytechnic, Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: pozhueva.ira@gmail.com, ORCID: 0000-0002-9337-0443

Oleksiy Manzhos

Master of Computer Science, PhD student of the Department of Fundamental and Applied Mathematics of the Zaporizhzhia National University, Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: Ojiekca1996@gmail.com, ORCID: 0009-0001-2438-1747

Purpose. Construction of a global model of an aircraft landing gear compartment, study of the stress-strain state of the compartment structure zones, and a comparative analysis of it with a local model. The main task of this work is to assess the possibility of using a global model for further assessment of the resource and static strength of the structure of the aircraft landing gear compartment.

Research methods. A global model was developed and numerical calculations of the stress-strain state of the nose strut compartment of the aircraft landing gear were obtained using the PATRAN/NASTRAN software complex. Quad4 type elements were used to create a mesh of flat elements. The Mesh Seed tool was used to obtain a mesh of satisfactory dimensions. The mesh creation method is Iso Mesh. All beam elements of the structure were modeled using Bar elements. For the numerical solution of the presented problem, the nonlinear solver 106 - Nonlinear Static was used.

Results. A numerical calculation of the stress-strain state of the nose strut of the aircraft landing gear during global modeling was carried out. Visualization of linear movement, normal stresses on the upper and lower surface of the wall, deflection of the wall and the plate between the reinforcement elements, local representation of the equilibrium of the element in terms of axial force and bending moment was obtained. Graphs of these characteristics of the stress-strain state of the structure are constructed. A comparative analysis of the results of calculations of local and global models was made.

Scientific novelty. Application of the method of calculating the stress-strain state of complex structures of aviation equipment elements using computer software complexes in the conditions of modern development of aviation science and technology.

Practical value. The results of the comparative analysis of global and local models and the method of numerical calculation of the stress-strain state of a complex structure can be used for further assessment of the resource and static strength of the structure of the aircraft landing gear compartment.

Key words: global model, stress-strain state, stand landing gear, fuselage, stiffeners, finite elements (FE).

References

1. Zenkevich, O. (1975). Metod konechnykh elementov v tekhnike [Finite element method in engineering]. Moscow, Russia: World, 542.

2. Boyko, A. P., Manulin, Yu. O., Strela, M. S. (2016). Analiz napruzhenno-deformovanogo stanu osnovnogo stoyaka shasi litakiv tipu Su-27 pri viznachenni mozhlivosti podalshoyi ekspluatatsiyi za mezhami pryznachenih pokaznikov [Analysis of the stress-strain state of the main riser of the landing gear of Su-27 aircraft in determining the possibility of further operation beyond the specified parameters]. DNDIA, 12(19), 160–165.

3. Trubachev, S. I., Alekseychuk, O. N. (2014) The calculation of the stress-strain state of the front landing gear transport aircraft/ Information systems, mechanics and care: Mechanics, 11, 88–91.

4. Tsybaneva, G. V., Ageev, M. A., Titenkov, R. V. (2008). Analiz osobennostey nagruzheniya elementov oporyi shassi samoleta s tselyu ih ucheta pri otsenke nesuschey sposobnosti konstruktсии [Analysis of the loading features of the elements of the aircraft landing gear support in order to take them into account when assessing the bearing capacity of the structure]. Strength of materials, 4, 87–94.

5. Malashenko, L.A., Ryabkov, V.I., Kobylyansky, A.A. a.o., ed (1987). *Proektirovanie detaley, uzlov i agregatov samoleta* [Design of parts, components and assemblies of the aircraft]. Kharkiv: Kharkiv Aviation Institute, 102.
6. Evseev, L.A., ed (1985). *Raschet na prochnost kryila bolshogo udlineniya* [Calculation of the strength of the high aspect ratio wing]. Kharkiv: Kharkiv Aviation Institute, 106.
7. Tymoshenko, S. P., Voinovsky-Krieger, S. (1996). *Plastiny i obolochki* [Plates and shells]. Moscow, Russia: Science, 636.
8. Strigius, V. E. (2012). *Metody rascheta ustalostnoy dolgovechnosti elementov aviakonstruktsiy* [Methods for calculating the fatigue life of aircraft structural elements]. Moscow, Russia: Mechanical Engineering, 272.
9. Masaliga, D. V., Homa, R. I. (2013). *Otsinka napruzhenno-deformovanogo stanu elementiv konstruktsiyi shasi litaka z vrahuvannyam mizhelementnih zv'yazkiv* [Estimation of the stress-strain state of airplane landing gear structural elements with consideration of inter-element connections]. *Information systems, mechanics and care: scientific and technical collection*, 9, 52–61.
10. Taylor, J. (1971). *Nagruzki, deystvuyuschie na samolet* [Aircraft loads]. Moscow, Russia: Mechanical Engineering, 341.
11. Gudkov, A.I., Leshakov, P.S. (1968). *Vneshnie nagruzki i prochnost letatelnykh apparatov* [External loads and aircraft strength]. Moscow, Russia: Mechanical Engineering, 470.
12. Gladkyj V. F. (1975). *Prochnost, vibratsiya i nadezhnost konstruktsii letatel'nogo apparata* [Strength, vibration and reliability of the aircraft structure]. Moscow, Russia: Science, 456.
13. Yakhno, B.O., Gladky, M.N. ed (2015). *MSC Patran v inzhenernykh zadachah* [MSC Patran in engineering tasks]. Kyiv: Kyiv Polytechnic Institute, 128.
14. Rudakov, K.M. ed (2007). *Chiselni metodi analizu v dinamitsi ta mitsnosti konstruktsiy* [Numerical methods of analysis in the dynamics and strength of structures]. Kyiv: Kyiv Polytechnic Institute, 379.
15. Rusinski, E. (2000). *Udoskonalenyi metod kintsevykh elementiv u nesuchih konstruktsiyah* [An improved method of end elements in load-bearing structures]. Poland. Wroclaw: Oficyna Wydawnicza Politechniki Wroclawskiej, 444.
16. Levytska, T.I., Pozhuieva, I.S., Mityrashkin, O.V., Manzhos, O.D. (2023). *Rozrahunok napruzhenodeformovanogo stanu nosovoi' stijky shasi litaka z radiusnym perehodom za tovshhynuju pry pobudovi lokal'noi' modeli* [Calculation of the stress-strain state of the nose strut of an aircraft with a radial transition in thickness during the construction of a local model]. *New materials and technologies in mechanical engineering*, 4, 67–72.
17. Levytska, T.I., Pozhuieva, I.S., Mityrashkin, O.V., Manzhos, O.D. (2023). *Porivnjannja analitychnogo ta chysel'nogo rozrahunkiv napruzhenodeformovanogo stanu stinky vidsiku nosovoi' stijky shasi litaka* [Comparison of analytical and numerical calculations of the stress-strain state of the wall of the nose strut compartment of the aircraft landing gear]. *Bulletin of the Dnipro University "Rocket-space technology"*, 4(32), 26, 83–91.