

УДК 539.3; 533.696.7

- Левицька Т. І. канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри математики Національного університету «Запорізька політехніка», м. Запоріжжя, Україна, e-mail: tig\_lev@ukr.net, ORCID: 0000-0002-8002-156X
- Пожуєва І. С. канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри математики Національного університету «Запорізька політехніка», м. Запоріжжя, Україна, e-mail: bisiren@gmail.com, ORCID: 0000-0002-9337-0443
- Митряшкін О. В. магістр прикладної механіки, інженер другої категорії ТОВ «Прогрестех-Україна», м. Київ, Україна, e-mail: olegmytryashkin@gmail.com
- Манжос О. Д. магістр комп'ютерних наук, аспірант кафедри фундаментальної та прикладної математики Запорізького національного університету, м. Запоріжжя, Україна, e-mail: Ojiekca1996@gmail.com

## РОЗРАХУНОК НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ НОСОВОЇ СТІЙКИ ШАСІ ЛІТАКА З РАДІУСНИМ ПЕРЕХОДОМ ЗА ТОВЩИНОЮ ПРИ ПОБУДОВІ ЛОКАЛЬНОЇ МОДЕЛІ

**Мета роботи.** Дослідження напружено-деформованого стану та втомної довговічності локальної зони конструкції відсіку, а саме – радіусного переходу між товщинами стінки від регулярної зони до місця потовщення в зоні з'єднання з елементом підкріплення. Основна задача цієї роботи – оцінити рівень напружень в зоні радіусного переходу за допомогою чисельного розв'язку задачі, для подальшої оцінки ресурсу конструкції.

**Методи дослідження.** Побудова локальної моделі та чисельні розрахунки напружено-деформованого стану розглянутої конструкції при використанні програмних комплексів PATRAN/NASTRAN. Використання інструменту Mesh Seed, для розмітки положення вузлів на краях поверхонь. Крім плоских елементів в моделі були використані Bar-елементи для імітації заклепок. Для чисельного розв'язку представленої задачі використаний нелінійний вирішувач 106 – Nonlinear Static.

**Отримані результати.** Проведено чисельний розрахунок напружено-деформованого стану носової стійки шасі літака з радіусним переходом за товщиною при локальній моделізації. Отримано візуалізація лінійного переміщення і полів нормальних напружень, а також графіки нормальних напружень на нижній та верхній поверхні стінки, та залежності величин нормальних напружень в зоні радіусного переходу. Побудовано графік прогину пластини між елементом підкріплення і отримано максимальний прогин по середині прольоту.

**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.** Отримані розрахунки дали можливість провести оцінку ресурсу локальної зони конструкції – радіусного переходу між різними товщинами стінки. Результати аналізу та методика чисельного обчислення напружено-деформованого стану розглянутої моделі можна використовувати для подальшої оцінки ресурсу та статичної міцності конструкції відсіку шасі літака.

**Ключові слова:** напружено-деформований стан, стійка шасі, фюзеляж, радіусний перехід, скінчені елементи, ребра жорсткості, критичні навантаження.

### Вступ

Для забезпечення вимог безпеки в авіації в першу чергу необхідно забезпечити міцність авіаційної конструкції [12]. Фюзеляж це – герметична кабіна, а з точки зору механіки - це близька до циліндричної форми підкріплена стрінгерним набором та шпангоутами оболонка, яка знаходиться під тиском [7]. По лінії герметизації фюзеляжу можна знайти багато конструкцій які схожі на плоскі стінки з силовим набором, який підтримує її. Такі конструкції навантажуються переважно надлишковим тиском [2, 10, 11]. Це означає, що до питань міцності, стійкості, жорсткості та втомності цих елементів необхідно приділяти особливу увагу [3, 5, 6].

У цій роботі представлені розрахунки з міцності, жорсткості та втомності стінки відсіку носової стійки шасі за допомогою аналітичної моделі та МСЕ [1, 15]. Для проведення аналізу була обрана конструкція зі змінною товщиною стінки в місцях кріплення елементів жорсткості. Потовщення стінки в таких зонах робиться для зменшення рівня механічних напружень біля отвору підкріплення елементів, що досить помітно збільшує кількість циклів навантаження до появи втомних тріщин. Але радіусний перехід між двома різними товщинами стінки також є концентратором, котрий навантажується осьювою силою та згином з площиною стінки. Тому крім зони отворів стає необхідним оцінити ресурс і в зоні радіусного переходу товщин.

### Мета роботи

Дослідження напружено-деформованого стану та втомної довговічності локальної зони конструкції відсіку, а саме – радіусного переходу між товщинами стінки від регулярної зони до місця потовщення в зоні з’єднання з елементом підкріплення. Основна задача цієї роботи – оцінити рівень напружень в зоні радіусного переходу за допомогою чисельного розв’язку задачі, для подальшої оцінки ресурсу конструкції.

### Матеріал і методика досліджень

Під час проведення аналізу враховувався тільки надлишковий тиск. Навантаження інерційні, польотні, від змонтованих в середині відсіку систем літака та інші не були враховані, оскільки кінцевою задачею є оцінка ресурсу конструкції. А найбільш критичним навантаженням з точки зору втомної міцності є саме надлишковий тиск. Для досягнення мети роботи був створений ряд СЕ моделей, кожна з яких необхідна на певних етапах роботи, наприклад, валідація глобальної моделі відсіку носової стійки шасі відбувалась за рахунок більш детальної місцевої моделі, яка в свою чергу пройшла етап валідації за допомогою порівняння результатів простої СЕ моделі та аналітики. Глобальна модель була використана для визначення внутрішніх силових факторів (ВСФ) діючих у перерізах стінки які в свою чергу були використані як вхідні

дані для тривимірної детальної моделі концентратора для розрахунку ресурсу.

Для аналізу був обраний тип конструкції зображений на рисунку 1. Як показує практика ця конструктивно-силова схема є досить вдалою з точки зору втомної міцності. Для того щоб знизити рівень напружень в стінці по периферії отвору під установку кріпильних елементів, стінка виконана ступінчатою, тобто змінної товщини. Саме в місцях з’єднання ребра жорсткості та стінки вона має більшу товщину ніж у регулярній зоні. Перехід від однієї товщини до іншої здійснюється радіусно. Таким чином утворюється інший концентратор напружень – радіусний перехід. Саме він є одним з критичних місць цієї конструкції. Глобальна модель представляє собою частину конструкції яка включає ребро жорсткості та стінку змінної товщини, які з’єднані одне з одним за допомогою 1D елементів типу Bar2, котрі імітують заклепки. Елемент жорсткості та стінка змодельовані плоскими елементами. Лінійні розміри конструкції та діаметр кріпильних елементів наведені в таблиці 1. Товщина регулярної зони стінки обрана 0.08", яка збільшується в місцях кріплення з підкріплюючими балками до 0.14" Під час побудови моделі була врахована симетрія конструкції, та створені відповідні граничні умови, щоб не порушувати реальні особливості роботи конструкції [8, 9].

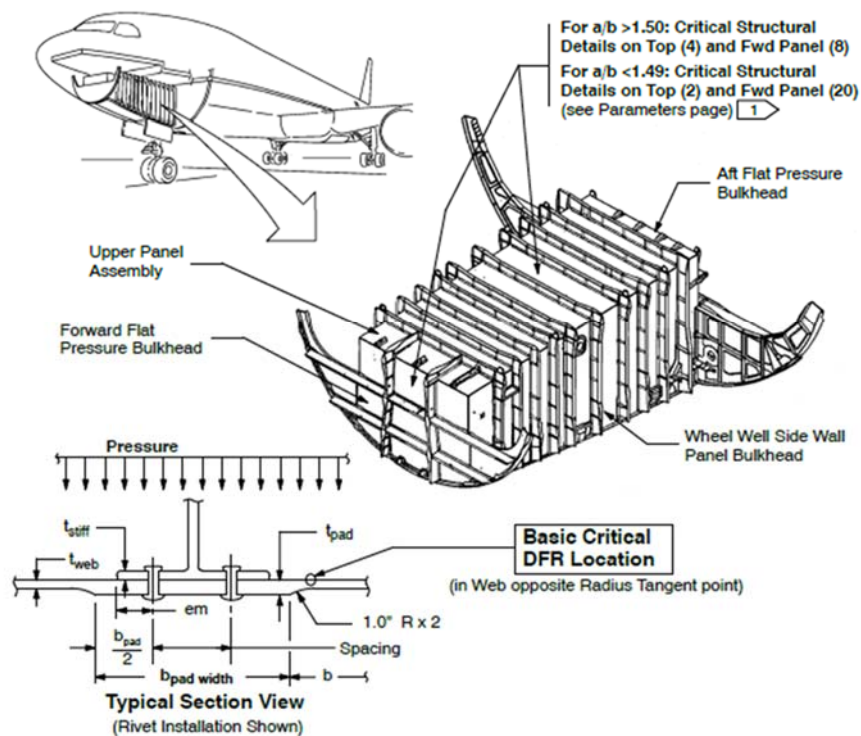


Рисунок 1. Конструкційна схема відсіку шасі носової стійки

Таблиця 1 – Основні геометричні розміри підкріпленої стінки

	<b>Acceptable</b>	
	<b>Web</b>	<b>Stiffener</b>
<b>Material:</b> Type Gauge: Web Pad-up Surface Roughness Shot Peen	Bare 7075-T7351 Plate  .080" to .110" .120" to .160" 125 RA No	7136-T76511 Extruded Bar  .125" to .150" (Lwr Flanges) .125" (Beam Web) 125 RA No
<b>Fastener:</b> Type Diameter Edge Margin (em) Pitch Spacing Installation	Double Row on WL & BSTA, Integral Stiffeners on BBL and Fore & Aft Stiffeners BACR15BB*D* or BACB30VT*K* + BACC30BL*  6/32" 2D +.05 1.0" .90"  BAC5004-1 or BAC 5004-2	
	<b>Flat Panel Configuration</b>	
	Panel Web Bay a/b $\geq 1.5$	Panel Web Bay a/b = 1.0 to 1.49
<b>Geometry:</b> a - Bay Length  b - Web Bay Width  bpad-up - Pad-up Width	15.37" to 9.83"  8.67" to 6.02  2.20" for Integral Stiffener 2.37 for Bolted Stiffener	10.95" to 8.915"  8.525" to 8.14  2.20" for Integral Stiffener 2.37 for Bolted Stiffener

Геометрія побудована в програмному пакеті PATRAN, та представляє собою сукупність поверхонь, які співпадають з середніми поверхнями стінки та ребра жорсткості [13]. Для спрощення процедури створення сітки деякі поверхні були розбиті на зони [14].

Використовуючи отриману геометрію була виконана розмітка кріпильних елементів в місцях з'єднання ребра жорсткості на стінки – побудовані точки, які були асоційовані з поверхнями, для автоматичної генерації вузлів в цих точках. У подальшому ці вузли були використані для створення 1D елементів. З ціллю правильної побудови сітки, використовувався інструмент Mesh Seed, для розмітки положення вузлів на краях поверхонь. Крім плоских елементів в моделі були використані Ваг-елементи для імітації заклепок. Крім того були зроблені перевірки якості сітки за Якобіаном, наявності дублікатів в моделі, напрямку нормалей плоских елементів та границь моделі на предмет не з'єднаних ділянок сітки.

В першу чергу були задані властивості для ізотропного матеріалу. Матеріал стінки та ребра міцності – сплав алюмінію 7 серії 7075 – Т6. Цей сплав має наступні пружні властивості: модуль пружності  $E=10.6 \cdot 10^3$  ksi; коефіцієнт Пуассона  $\mu=0.33$ .

Для всіх плоских елементів були задані властивості типу Shell. Для зони стовщення стінки та радіусного переходу задані параметри товщини, матеріалу та зміщення елементів відносно середньої поверхні (Offset). Елементам регулярних зон стінки та ребру жорсткості були привласнені параметри товщини та матеріал.

Ваг-елементам були привласнені властивості типу Beam та задані поперечний переріз, орієнтація та

матеріал. Матеріал заклепок прийнятий сплав алюмінію 2 групи 2024 – Т3.

Зважаючи на те що змодельована лише частина конструкції необхідно створити еквівалентні умови (задати необхідні переміщення, навантаження або заборону відповідних ступенів свободи). Границя стінки в моделі закінчується посередині прольоту між ребрами жорсткості. Проаналізувавши роботу конструкції та враховуючи її симетрію по геометрії та навантаженню можливо замінити вплив решти конструкції наступними умовами: заборона переміщень в площині стінки границь по середині прольотів; заборону куту повороту відносно осей X та Y. Поворот відносно осі Z та вертикальні переміщення дозволені. Кінцеві поперечні перерізи ребра жорсткості позбавлені всіх ступенів свободи.

Модель навантажується надлишковим тиском в 8.35 psi. Такий тиск вважається операційним навантаженням для літаків на середніх місіях. Навантажуються тільки ті елементи, які візуально можна побачити зі сторони ребра жорсткості. Частина стінки під елементом жорсткості залишається ненавантаженою.

Для чисельного розв'язку представленої задачі використаний нелінійний вирішувач 106 – Nonlinear Static. Число кроків нелінійного розв'язку – 10.

### Результати досліджень

Нижче наведені отримані результати чисельного розв'язку задачі – рис. 2–6.

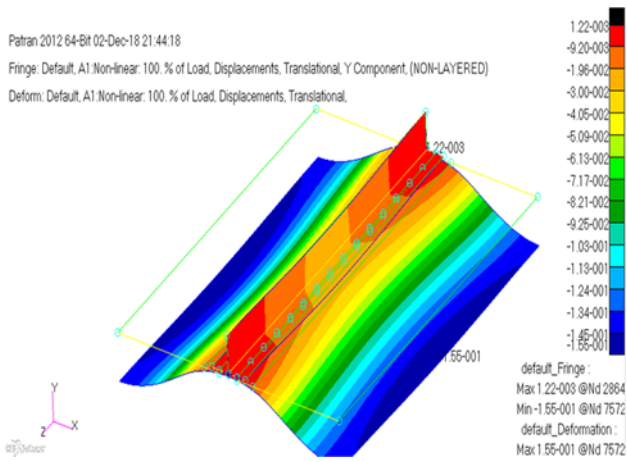


Рисунок 2. Лінійні переміщення моделі (Y-компонента)

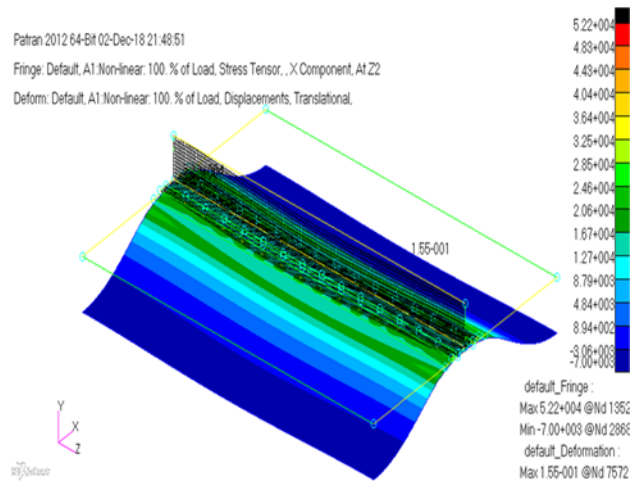


Рисунок 5. Поле нормальних напружень на верхній поверхні стінки (Stress Tensor)

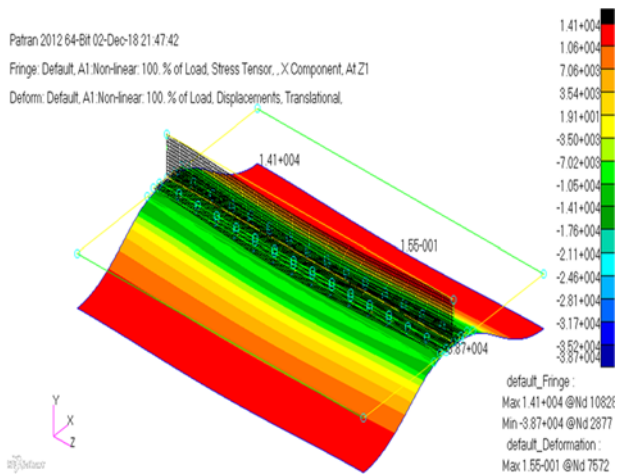


Рисунок 3. Поле нормальних напружень на нижній поверхні стінки (Stress Tensor)

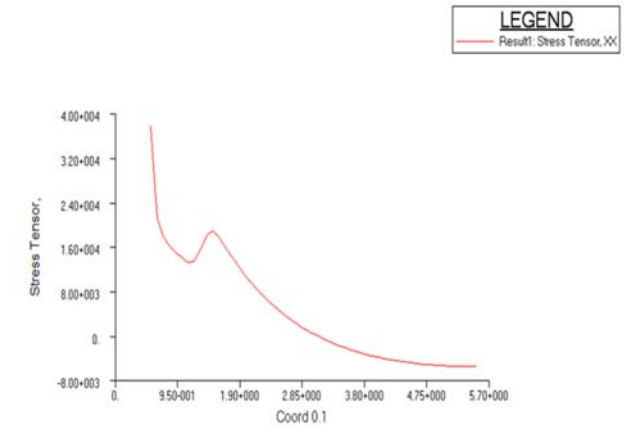


Рисунок 6. Графік нормальних напружень на верхній поверхні стінки

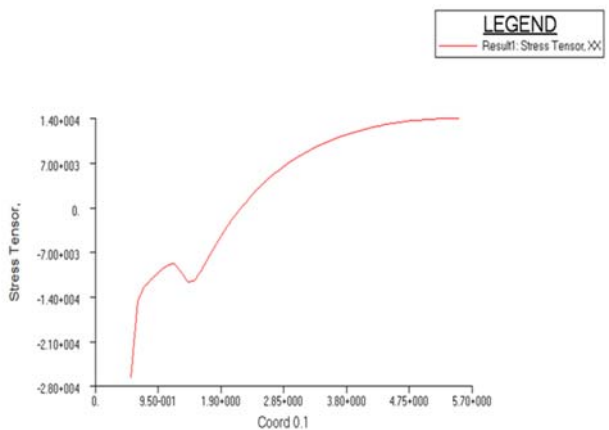


Рисунок 4. Графік нормальних напружень на нижній поверхні стінки

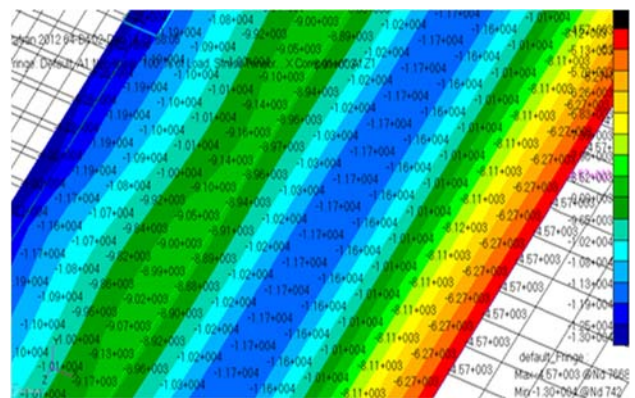
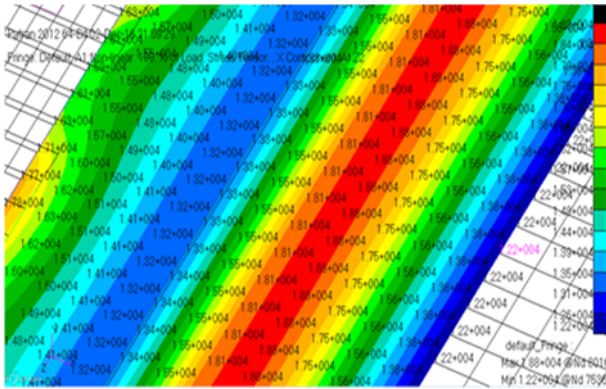


Рисунок 7. Величина нормальних напружень в зоні радіусного переходу на нижній поверхні стінки

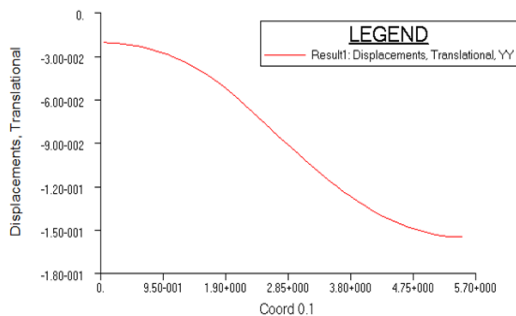


**Рисунок 8.** Величина нормальних напружень в зоні радіусного переходу на верхній поверхні стінки

Максимальний прогин по середині прольоту склав  $-0.155''$ . Прогин елемента підкріплення  $0.0215''$ . Таким чином:

$$\varpi_{\max}^{FEM LM} = 0.155 - 0.0215 = 0.134 \text{ in.} \quad (1)$$

На рис. 9 наведено графік прогину перерізу пластини.



**Рисунок 9.** Графік прогину пластини між елементом підкріплення до середини прольоту

Всі основні результати обчислень зведені в таблицю 2.

**Таблиця 2** – Числові результати дослідження

$M_z, \text{lb}\cdot\text{in}$	16,64
$F_x, \text{lb}$	534,88
$\varpi_{\max}, \text{in}$	0,134
$\sigma_{\max}, \text{psi}$	$1,39 \cdot 10^4$
$\sigma_{\min}, \text{psi}$	$-5,57 \cdot 10^3$

### Висновки

Базуючись на отриманих результатах, була проведена оцінка ресурсу локальної зони конструкції – радіусного переходу між різними товщинами стінки. Ресурс зазначеної зони склав 1442308 циклів навантаження, що показує надлишкову втомну довговічність розглянутої зони. Але в даній роботі не був виконаний аналіз втомності для заклепкового з'єднання та інших локальних високонавантажених зон конструкції, які визначали би втомну довговічність відсіку шасі в цілому. Отримані результати та методика чисельного 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. – 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 / Бойко А. П., Манулін Ю. О., Стрела М. С. // 36. наук. праць ДНДІА, вип. – №12(19), 2016. – С. 160–165.
3. S. I. Trubachev The calculation of the stress-strain state of the front landing gear transport aircraft / S. I. Trubachev, O. N. Alekseychuk. // Інформаційні системи, механіка та керування, розд. : Механіка, № 11, 2014. – С. 88–91.
4. Цыбанева Г. В. Анализ особенностей нагружения элементов опоры шасси самолета с целью их учета при оценке несущей способности конструкции // 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/ Л. А. Малашенко, В. И. Рязков, А. А. Кобылянский и др. – Харьков, ХАИ, 1987. 102 с.
6. Евсеев Л. А. Расчет на прочность крыла большого удлинения : Учеб. Пособие / Евсеев Л. А. – Харьков, ХАИ, 1985. – 106 с;
7. Тимошенко С. П. «Пластини и оболочки» / С. П. Тимошенко, С. Войновский-Кригер. – М. : Наука, 1996. – 636 с.
8. Стрижиус В. Е. Методы расчета усталостной долговечности элементов авиаконструкций / 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 / Д. В. Масалига, Р. І. Хома // Інформаційні системи, механіка та керування : науково-технічний збірник. – 2013. – Вип. 9. – С. 52–61. – Бібліогр.: 6 назв.
10. Тейлор Дж. Нагрузки, действующие на самолет / Дж. Тейлор. – М. : Машиностроение, 1971. – 341 с.
11. Гудков А. И. Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов / А. И. Гудков, П. С. Лешаков. – М. : Машиностроение, 1968. – 470 с.
12. Гладкий В. Ф. Прочность, вибрация и надежность конструкции летательного аппарата / В. Ф. Гладкий. – М. : Наука, 1975. – 456 с.
13. Яхно Б.О. MSC.Patran в инженерных задачах. Учебное пособие / Б. О. Яхно, М. Н. Гладский – К. : НТУУ «КПИ», 2015 – 128 с.
14. Рудаков К. М. Чисельні методи аналізу в динаміці та міцності конструкцій : навч. Посібник / Рудаков К. М. – К. : НТУУ «КПИ», 2007 – 379 с.
15. Rusinski E. Zaawansowana metoda elementow skonczonych w konstrukcjach nosnych / Rusinski E. – Poland. Wroclaw : Oficyna Wydawnicza Politechniki Wroclawskiej. 2000. – 444 p.

Одержано 10.07.2023

## CALCULATION OF THE STRESS-STRAIN STATE OF THE NOSE STAND OF AN AIRCRAFT LANDING GEAR WITH A RADIUS TRANSITION BY THICKNESS WHEN BUILDING A LOCAL MODEL

- Levytska T. Ph. D., Associate Professor of the Department of Applied Mathematics, National University “Zaporozhye Polytechnic”, Zaporizhzhia, Ukraine, *e-mail*: [tig\\_lev@ukr.net](mailto:tig_lev@ukr.net), ORCID: 0000-0002-8002-156X
- Pozhuieva I. Ph. D., Associate Professor of the Department of Applied Mathematics, National University “Zaporozhye Polytechnic”, Zaporizhzhia, Ukraine, *e-mail*: [bisiren@gmail.com](mailto:bisiren@gmail.com), ORCID: 0000-0002-9337-0443
- Mytryashkin O. Master of Applied Mechanics, Engineer of the second category LLC “Progrestech-Ukraine”, Kyiv, Ukraine, *e-mail*: [olegmytryashkin@gmail.com](mailto:olegmytryashkin@gmail.com)
- Manzhos O. 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](mailto:Ojiekca1996@gmail.com)

**Purpose.** Study of the stress-strain state and fatigue life of the local zone of the compartment structure, namely, the radial transition between the wall thicknesses from the regular zone to the place of thickening in the connection zone with the reinforcement element. The main task of this work is to estimate the level of stress in the zone of the radial transition using the numerical solution of the problem, for the further assessment of the resource of the structure.

**Research methods.** Construction of a local model and numerical calculations of the stress-strain state of the considered structure using PATRAN/NASTRAN software complexes. Using the Mesh Seed tool to mark the position of nodes on the edges of surfaces. In addition to flat elements, bar elements were used in the model to simulate rivets. 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 with a radial transition in thickness during local modeling was carried out. Visualization of linear displacement and fields of normal stresses, as well as graphs of normal stresses on the lower and upper surface of the wall, and the dependence of the values of normal stresses in the radial transition zone were obtained. The deflection of the plate between the reinforcement element is plotted and the maximum deflection in the middle of the span is obtained.

**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 obtained calculations made it possible to estimate the resource of the local area of the structure - the radius transition between different wall thicknesses. The results of the analysis and the method of numerical calculation of the stress-strain state of the considered model can be used for further assessment of the resource and static strength of the structure of the aircraft landing gear compartment.

**Key words:** stress-strain state, stand landing gear, fuselage, radial transition, finite elements, stiffeners, critical loads.

### References

1. Zenkevich, O. (1975). Metod konechnykh elementov v tehnikе [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 pryznacheni pokaznikiv [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 konstruksii [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, v. 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., Gladsky, 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). Chislnei 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) Udoskonaleniy metod kintsevykh elementiv u nesuchih konstruktsiyah [An improved method of end elements in load-bearing structures]. Poland. Wroclaw: Oficyna Wydawnicza Politechniki Wroclawskiej, 444.