УДК 629.7.015: 533.69.048.5

DOI: https://doi.org/10.20535/0203-3771452023296682

М. П. Торохтій[1], *магістр*, **Ю. І. Бондар**[2], *к.т.н., доцент*

ОПТИМІЗАЦІЯ РЕСУРСНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОСНОВНОЇ ОПОРИ ШАСІ ЛІТАКІВ ТИПУ АН

Ua Розглянуто задачу оптимізації міцності критичних зон основної опори шасі літака Ан-32. За допомогою скінчено-елементного аналізу було визначено напружено-деформований стан опори шасі. На основі результатів скінчено-елементного аналізу визначено зони критичних напружень. Визначено кількість циклів навантаження до руйнування. Проведено оптимізацію критичних зон шляхом зміни технологічних радіусів конструкції опори до найбільш оптимальних, та проведено перерахунок напружено-деформованого стану і ресурсу до руйнування.

Для оптимізації критичних зон було використано метод *SHERPA* який використовує декілька стратегій пошуку рішення одночасно.

En The task of optimizing the strength of the critical zones of the main support of the An-32 aircraft chassis is considered. With the help of finite element analysis, the stress-strain state of the chassis support was determined. Based on the results of the finite element analysis, critical stress zones were determined. The number of load cycles before failure is determined. The critical zones were optimized by changing the technological radii of the support structure to the most optimal ones, and the stress-strain state and resource before failure were recalculated.

To optimize the critical zones, the SHERPA method was used, which uses several strategies for finding a solution at the same time.

Вступ

Подовження термінів льотної придатності для літаків, що знаходяться в тривалій експлуатації та забезпечення достатніх ресурсних характеристик літака, що проектується, відбувається згідно вимог міжнародних норм льотної придатності *CS*-25 [1] та інших регламентних документів.

Літаки та їх елементи, що експлуатуються 20 та більше років, проектувалися згідно Авіаційних правил, частина 25 (АП-25) [2] для держав СНД. Різниця у вимогах до проектування між [1] та [2] може бути суттєвою, що визначається технологіями проектування різних часів. Відповідно, існують критичні зони у конструкції літака, які мають позитивний або від'ємний запас міцності відносно вимог [1].

У роботі [3] надана методологія, яка використовувалася для проектування основної опори шасі (ООШ) Ан-32 згідно вимог [2], але не має мож-

[1] *КПІ ім. Ігоря Сікорського*
[2] *КПІ ім. Ігоря Сікорського*

ливості визначення напружено деформованого стану (НДС) у зонах конструктивних переходів, які мають геометричну кривизну другого порядку.

Оптимізація ресурсних характеристик ООШ шляхом зміни технологічних радіусів конструкції до найбільш оптимальної та перерахунок НДС і ресурсу до руйнування, дає можливість збільшити строк служби опори, збільшити економічну ефективність та покращити надійність.

Питання створення оптимізаційно-інформаційної технології із використанням сучасних методів скінчено-елементного аналізу (СЕА) та стратегій пошуку оптимального рішення, на даний час, не вирішено.

Постановка задачі

Метою статті є створення оптимізаційно-інформаційної технології (ОІТ) вирішення оптимізаційної задачі.

Основна частина

Вирішення задачі за допомогою ОІТ складається із кроків:

Крок 1. Створити програму польоту, згідно методики *Egbert Torenbeek* [4].

Крок 2. Створити скінчено-елементну модель використовуючи майстер–геометрію ООШ та визначити НДС критичних зон у конструкції під дією навантажень згідно [1].

Крок 3. Методами СЕА визначити зони критичних напружень у конструкції опори шасі літака Ан-32.

Крок 4. Оптимізація геометрії ООШ ї шляхом зміни технологічних радіусів до найбільш оптимальних.

Крок 5. Провести перерахунок НДС і ресурсу до руйнування.

Крок 6. Визначення ресурсних характеристик оптимізованої моделі.

Крок 7. У разі отримання оптимістичних результатів – *stop*, інакше – повернутися до Крок 1. та уточнити вхідні параметри.

Крок 1. Створення програми польоту

Створюється програма польоту згідно [4], в якій визначено режими польоту: старт, рулювання до розбігу, розбіг, посадка, пробіг, рулювання після пробігу, що відповідають вимогам *CS*-25. Значення перевантажень та їх приросту визначені шляхом статистичної обробки даних по літакам попередникам Ан-24 та Ан-26 (рис. 1).

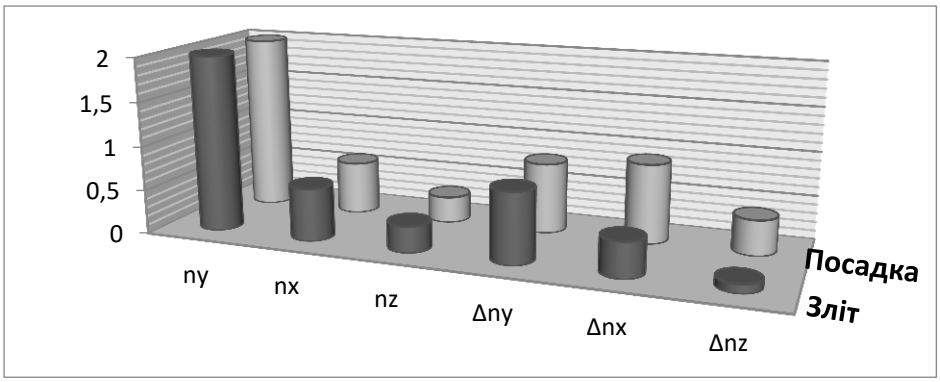


Рис. 1. Значення перевантажень на режимах зльоту та посадки

Під час розрахунку програми випробувань значення P_y, P_{x0} та P_z розкладаються на дві частини P_{y1}, P_{y2}, P_{x01}, P_{x02} та P_{z1}, P_{z2}.

Режим старту. Під час старту опора шасі сприймає сили P_y та P_{xm}, величина яких змінюється за зміни тяги двигуна літака. Навантаження визначаються за формулами:

$$P_{y1} = P_{\text{ст}}^{\text{зл}}, \quad P_{y2} = P_{\text{ст}}^{\text{зл}}, \quad P_{x\text{т}} = \frac{T\text{д}}{N}, \tag{1}$$

де Tд – розрахункова тяга двигуна літака на старті;

N – кількість основних опор на літаку

Рулювання до зльоту. Під час рулювання на опору шасі діє сила P_y. Підставимо у вираз (1) перевантаження на режимі :

$$P_{y1} = P_{\text{ст}}^{\text{зл}}\left(1+\Delta n\right); \quad P_{y2} = P_{\text{ст}}^{\text{зл}}\left(1-\Delta n\right). \tag{2}$$

Режим розбігу. Під час режиму розбігу на опору діють сили P_y, P_{x01}, P_z та визначаються аналогічно виразам (1) та (2):

$$\begin{gathered} P_{y1} = P_{\text{ст}}^{\text{зл}}\left(1+\Delta n\right); \quad P_{y2} = P_{\text{ст}}^{\text{зл}}\left(1-\Delta n\right); \\ P_{x01} = -P_{x02} = P_{\text{ст}}^{\text{зл}}\left(0,2+0,53\Delta n\right); \\ P_{z1} = -P_{z2} = P_{\text{ст}}^{\text{зл}}\left(0,12+0,53\Delta n\right). \end{gathered} \tag{3}$$

Режим посадки. Під час посадкового удару на опору діють сили P_y, P_{x0} та P_z. Навантаження на основну опору визначаються наступним чином:

$$P_y = P_{\text{ст}}^{\text{пос}}, \quad P_{x01} = -P_{x02} = 0,6P_y, \quad P_{z1} = -P_{z2} = 0,4P_y. \tag{4}$$

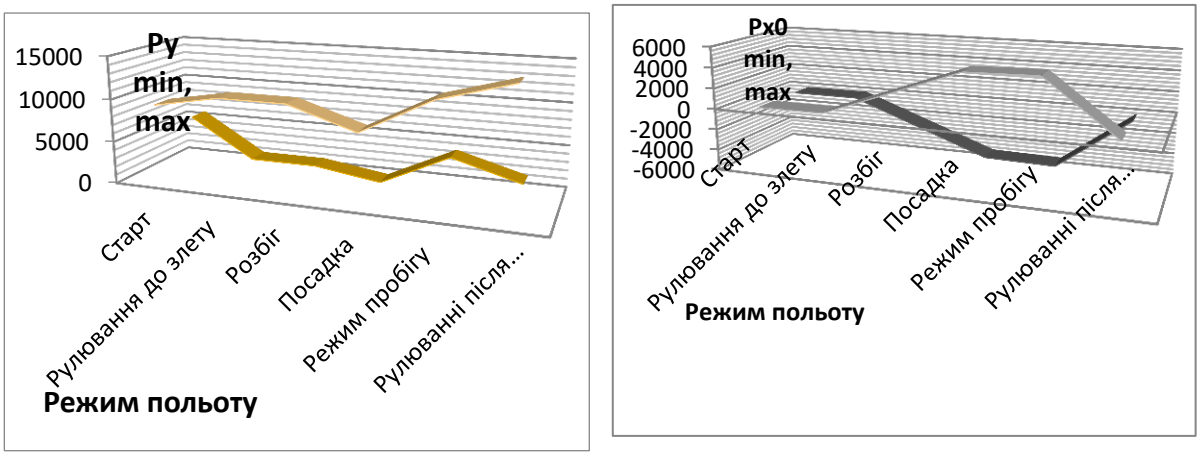
Режим пробігу. Після посадкового удару відбувається гальмування літака і у такому випадку додатково до сил P_{y1}, P_{y2}, P_{x0} та P_z виникає сила $P_{x\text{т}}$:

$$P_{y1} = P_{\text{ст}}^{\text{пос}}\left(1+0,65\Delta n\right); \quad P_{y2} = P_{\text{ст}}^{\text{пос}}\left(1-0,65\Delta n\right);$$
$$P_{x01} = -P_{x02} = P_{\text{ст}}^{\text{пос}}\left(0,14+0,53\Delta n\right); \quad P_{x\text{т}} = 0,3;$$
$$P_{z1} = -P_{z2} = P_{\text{ст}}^{\text{пос}}\left(0,26+0,53\Delta n\right).$$

Рулювання після пробіг. Під час рулювання на опору шасі діє сила P_y та визначається за формулами:

$$P_{y1} = P_{\text{ст}}^{\text{пос}}\left(1+\Delta n\right); \quad P_{y1} = P_{\text{ст}}^{\text{пос}}\left(1+0,65\Delta n\right). \qquad (5)$$

Результати розрахунків у графічному вигляді (рис. 2).



а) ***б***)

Рис. 2. Визначення мінімальних та максимальних навантажень на стійку опори для різних режимів польоту для сил:
а) P_y; ***б***) P_{x0}

Крок 2. Створення скінчено-елементної моделі

У разі побудови скінчено-елементної моделі ООШ використана майстер – геометрія опори, яка створена згідно вимогам [2].

Загальний вигляд ідеалізованої моделі ООШ , яка є основою для побудови скінчено-елементної моделі показана рис. 3. Майже вся модель зроблена із використанням елементів TET10. Підкоси змодельовані за допомогою елементів *CBEAM*. Модель хибного кола змодельована за допомогою жорстких елементів *RBE*2. Загальна кількість вузлів становить 522957, а зальна кількість елементів 1023072. На рис. 4 надано схему прикладання навантажень на розрахункову модель.

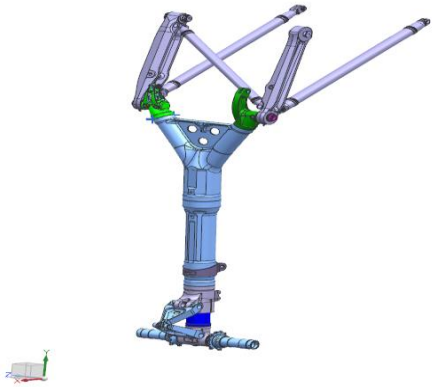


Рис. 3. Ідеалізована модель ООШ

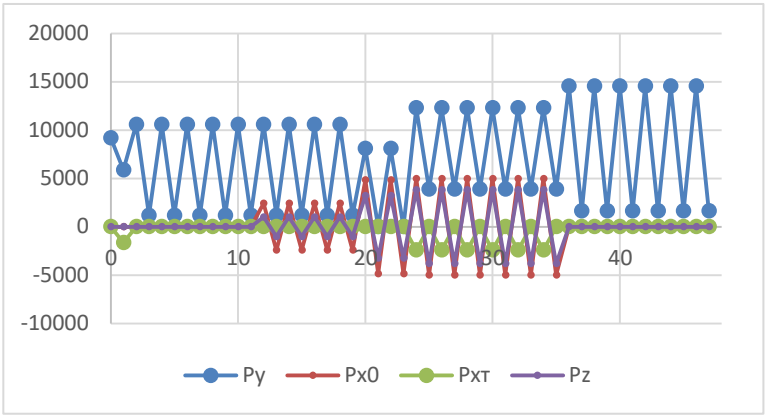


Рис 4. Схема прикладання навантажень типового польоту P_y, P_{x0}, $P_{xт}$ та P_z.

Крок 3. Визначення зони критичних напружень

Скінчено елементний аналіз проводиться за допомогою системи *NASTRAN*, використовуючи тип аналізу 101 *Linear Statics* у програмному забезпечені *Simcenter* 3*D*. Модель навантажена у 48 випадках відповідно до складеної програми випробувань. За результатами розрахунку визначені критичні зони. Критичними зонами виявились верхні частини лівої та правої труби траверси. У цих зонах сконцентровані найбільші напруження. Значення напружень в критичних зонах зведені у табл. 1.

***Таблиця* 1.**

Напруження у критичних зонах

Режим польоту	σ, кгс/мм^2 Зона лівої труби траверси	σ, кгс/мм^2 Зона правої труби траверси	Число повторів
Старт	17,27	17,25	1
	7,68	7,67	1
Рулювання до злету	19,26	19,28	5
	3,27	3,24	5
Розбіг	8,28	27,29	4
	29,3	-5,83	4
Посадка	58,47	-12,19	2
	41,97	1,87	2
Режим пробігу	-21,71	48,5	6
	7,67	12,12	6
Рулюванні після пробігу	29,92	29,92	6
	3,42	3,42	6

Аналіз випадків навантаження показав, що максимальне значення напружень майже у всіх випадках навантаження спостерігається у верхній частині лівої та правої труби траверси у зоні радіусного переходу. У зоні радісного переходу верхньої лівої труби максимальне напруження становить 58,47 кгс/мм^2, а для правої 48,5 кгс/мм^2 .

На рис. 5 зображено НДС критичної зони правої труби траверси під час режиму пробігу.

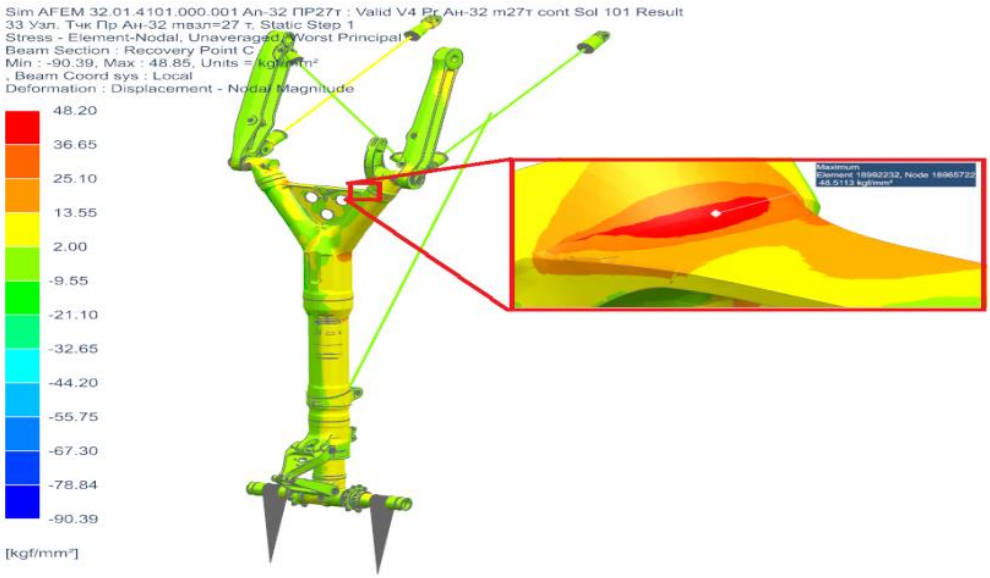
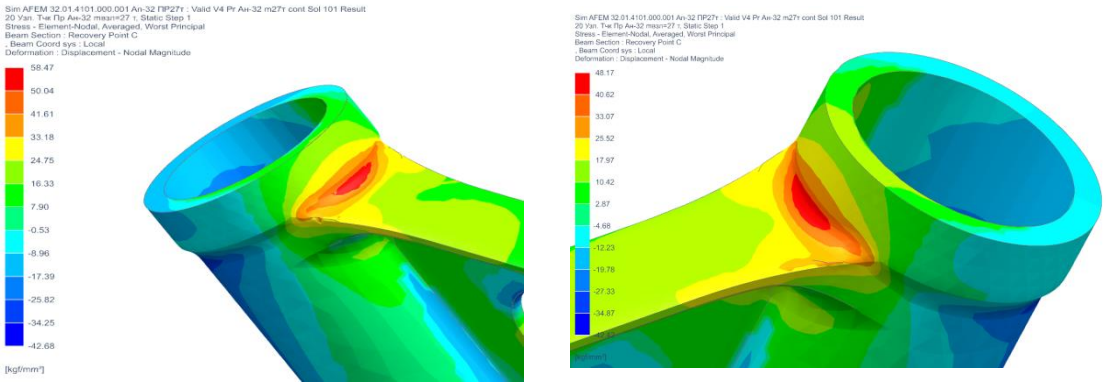


Рис. 5. Критична зона правої труби траверси

Результати розрахунку напружено-деформованого стану демонструють найбільші напруження у верхніх зонах лівої та правої труби траверси де знаходиться радіусний перехід (рис. 6)



а) ***б)***

Рис. 6. Критична зона траверси:

а) зона лівої труби; ***б)*** зона правої труби

Для цих зон проводиться розрахунок ресурсних характеристик та їх оптимізація.

Крок 4. Оптимізація геометрії ООШ

Оптимізацію критичних зон проведено згідно алгоритму *SHERPA* [5]. Алгоритм [5] реалізовано у програмному забезпеченні *HEEDS*, яке дозволили виконати глобальну та локальну оптимізацію НДС ООШ, використовуючи декілька стратегій одночасно для ефективного та результативного пошуку.

Для оптимізації встановлено діапазон значень радіусів від 15 мм до 55 мм і за результатами оптимізації найбільш оптимальним радіусом є 48,5 мм. Більші значення радіуса не приводять зо значного пониження напруження.

Для оптимізації було взято найбільш повторювальний випадок у разі якого виникало найбільше напруження.

Радіуси закруглень варіювалися у межах від 15 до 55 мм. На рис. 7 зображено графік залежності напруження від радіусу закруглення.

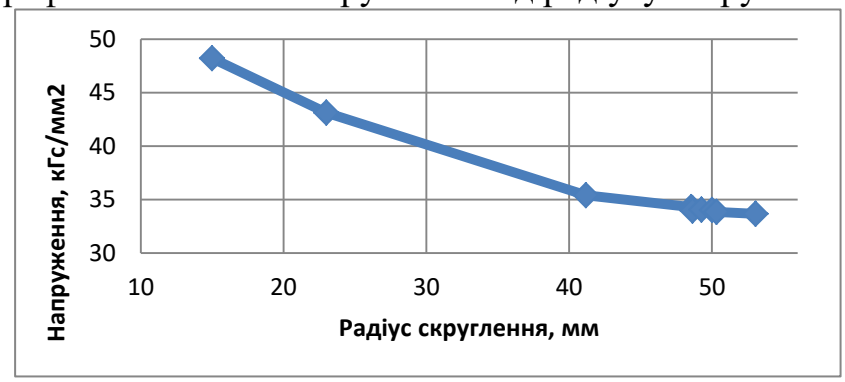


Рис.7. Графік залежності напруження від радіусу закруглення

За результатами проведення розрахунків найбільш оптимальним варіант є значення радіуса 48,5 мм зі значенням напруження 34,13. Подальше збільшення радіуса значно не впливає на напруження.

Крок 5. Проведення перерахунку НДС і ресурсу до руйнування

Використовуючи методику [3] знаходимо значення напруження для числа циклів до руйнування 10^6 згідно формули :

$$K_f = 1 + \frac{K_t - 1}{1 + \frac{a}{r}}, \qquad (6)$$

де $a = 10^{-3}\left(\frac{30000}{\sigma_в}\right)^{1.8} = 0,0359$;

r – радіус надрізу зразка, рівний 0,75 мм.

Напруження для $N = 10^3$ та $N = 10^6$ визначаються за:

$$\sigma'_{\text{ном}1000} = \sigma_{\text{ном}1000} K_f \ ;$$
$$\sigma'_{\text{ном}100000} = \sigma_{\text{ном}1000000} K'_f \ . \qquad (7)$$

Коефіцієнти матеріалу $m = 3{,}22$ та $C = 10{,}91$ були перераховані за стандартом *ASTM* [7]. У результаті було отримано криву довговічності для $K_t = 1$, яка наведена на рис. 8.

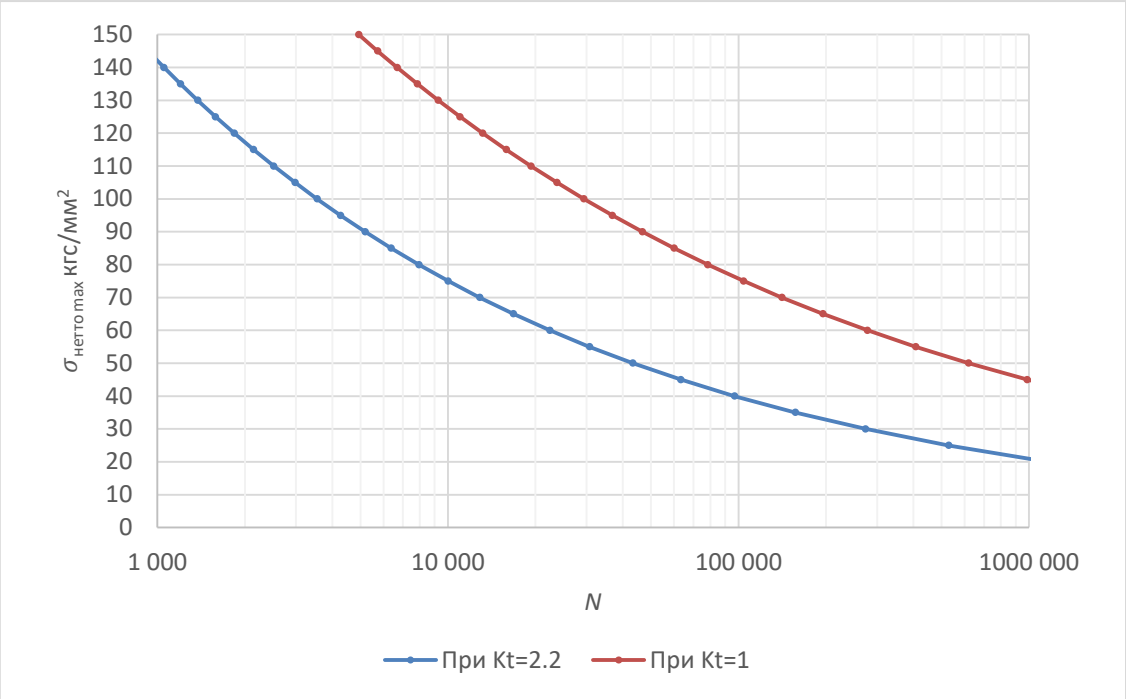


Рис. 8. Криві довговічності для $K_t = 2{,}2$ та $K_t = 1$

Для розрахунку довговічності деталей складної форми через результати *CEA* використовують поправочний коефіцієнт n, який визначається через градієнт напружень [6].

Крок 6. Визначення ресурсних характеристик

За результатами оптимізації та вибором оптимального значення радіуса закруглення у критичних зонах проводиться повторний розрахунок напружено-деформованого стану ООШ. Використовуючи програмне забезпечення *HEEDS* та метод оптимізації *SHERPA* було обрано значення радіусу 48,5 мм.

Градієнт напруги визначається за формулою:

$$G = \frac{\left(\frac{\Delta\sigma}{\Delta z}\right)}{\sigma_{max}},$$

де Δz – відстань між напруженнями на поверхні та в глибині деталі;

$\Delta\sigma$ – різниця між максимальними і мінімальними значеннями напружень на глибині Δz.

На рис. 9 зображено схему вимірювання параметрів для визначення градієнту.

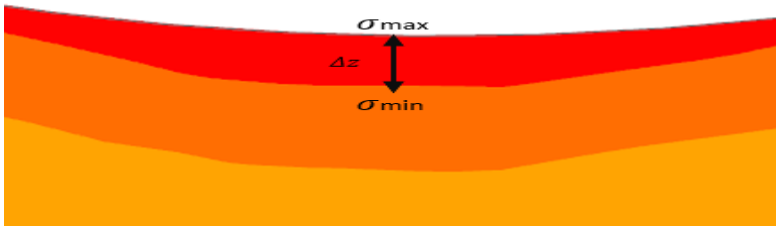


Рис. 9. Визначення параметрів градієнту

Розрахунок кількості циклів до руйнування визначається за рівнянням:

$$D = \frac{n_1}{N_1} + \frac{n_2}{N_2} + \ldots + \frac{n_i}{N_i},$$

де D – це загальне пошкодження. Якщо $D \geq 1$ то деталь вийшла із ладу;

n – кількість циклів;

N – кількість циклів до руйнування за один цикл.

Кількості циклів до руйнування за один цикл визначається за рівнянням:

$$N_i \sigma_{\text{екв i}}{}^{m} = 10^{C}$$

Звідки:

$$N_i = \frac{10^{C}}{\sigma_{\text{екв } i}{}^{m}}.$$

Крок 7. Оптимізація результатів

Для збільшення числа циклів до руйнування у процесі оптимізації було збільшено радіус закруглення у критичних зонах, що дозволило знизити напруження і підвищити число циклів до руйнування.

Оптимізація показала, що максимальні та мінімальні значення напруження знизились на 27,8 % та на 27,9 %. Під час розбігу та рулювання після пробігу теж спостерігаються великі значення максимальних напружень, які після проведення оптимізації знизились на 27,9 % під час розбігу та на 15,4 % під час рулювання після пробігу (рис. 10.).

Порівнювальний графік кількості циклів до руйнування наведений на рис. 11. Кількість циклів для критичної зоні лівої труби збільшилось е 2,6 разb, а для правої е 2,4 рази.

Забезпечення ресурсних характеристик елементів літака, що знаходиться в експлуатації тривалий час, вимагає проведення оптимізаційних досліджень міцності ss використанням сучасних технологій.

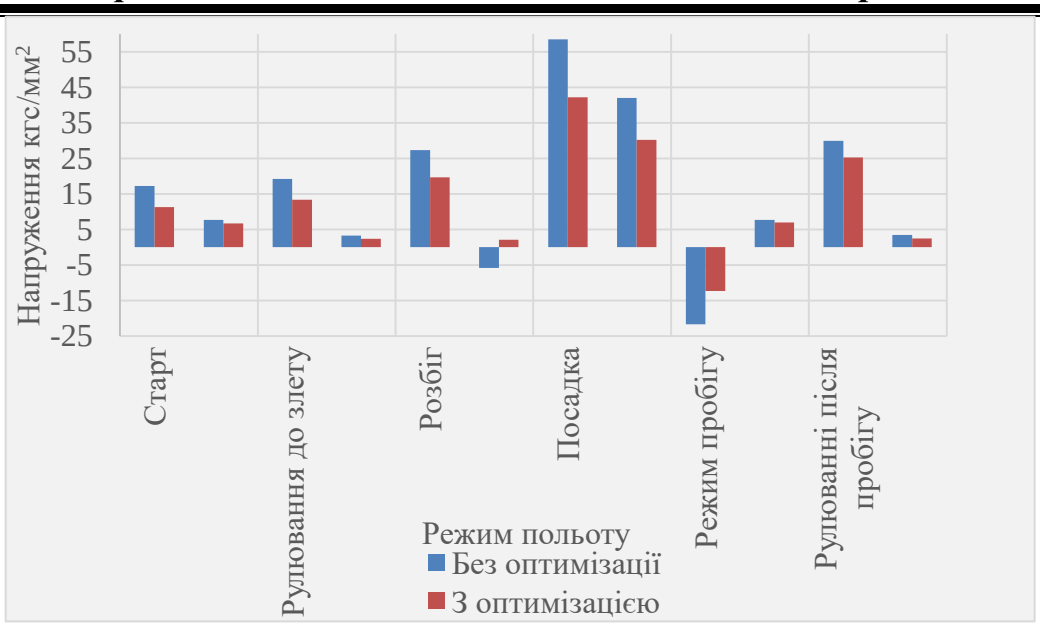


Рис. 10. Графік порівняння напружень критичної зони лівої труби

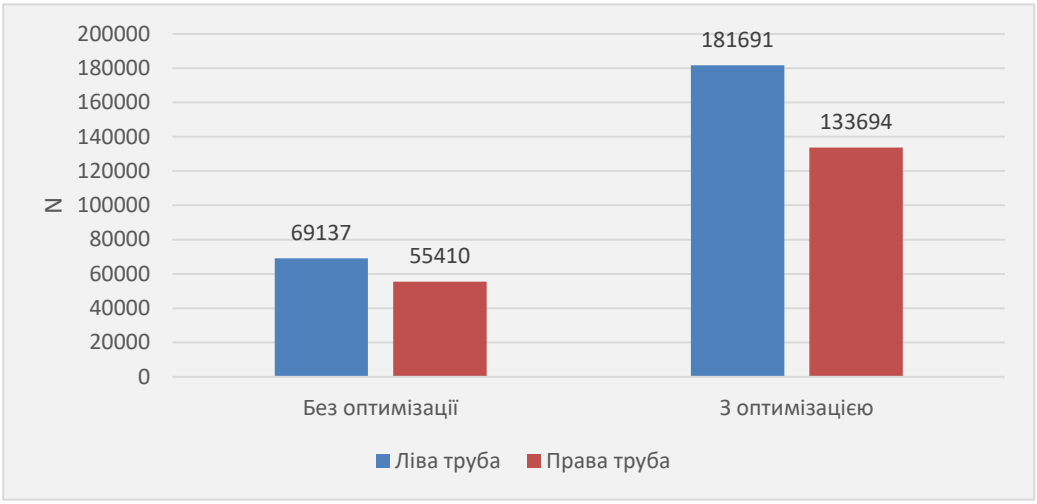


Рис. 11. Порівняння чисел циклів до руйнування

Висновки

Визначення критичних зон в конструкції опори шасі літака Ан-32 та оптимізація геометрії опори покращує ресурсні характеристики для верхньої зони лівої труби траверси число циклів до руйнування збільшилось у 4,9 рази, а для правої у 2,26 рази.

Оптимізація геометрії позволила зменшить ризики виходу із ладу конструкції опори через передчасне зародження та ріст тріщини за рахунок оптимального використання матеріалів, що дозволяє зменшити витрати на обслуговування.

Проведення оптимізації критичних зон шляхом підбору оптимального радіусу допомагає збільшити число циклів до руйнування, що у разі

правильного підбору параметрів у рази покращить ресурсні характеристики.

Отримані результати показали, що оптимізація геометрії форми може значно покращити вагову ефективність опори за рахунок покращення ресурсних характеристик.

Список використаної літератури

1. Certification specifications and acceptable means of compliance for large Aeroplanes CS-25. // European Union Aviation Safety Agency. – 2020. https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/cs-25_amendment_26_0.pdf.
2. АП-25. Норми льотної придатності літаків транспортної категорії. Режим доступу https://avia.gov.ua/wp-content/uploads/2017/02/Aviatsijni-pravila_25.pdf
3. Sabitov N.G. Design and strength of aircraft. MGA, KIIGA, Book, Kyiv, 1988. 169-230.
4. Egbert Torenbeek. Advanced aircraft design. Conceptual design, analysis, and optimization of subsonic civil airplanes. Delft university of technology, the Netherlands,1988, Typeset in 10/12pt Times by Aptara Inc., New Delhi, India. ISBN: 9781119969303.
5. Red Cedar Technology. SHERPA – An Efficient and Robust Optimization/Search Algorithm. ISBN 978-1-118-56811-8 (cloth).
6. Freddi A. Experimental Stress Analysis for Materials and Structures: Stress Analysis Models for Developing Design Methodologies / A. Freddi, G. Olmi, L. Cristofolini., 2015.
7. ASTM Standard practice for statistical analysis of linear or linearized stress-life (S-N) and strain-life (ε-N) fatigue data. ASTM Internalional, 2015.