

УДК 629.7.015: 533.69.048

Торохтій М. П.¹, бакалавр, Бондар Ю. І.¹, к.т.н.

¹КПІ ім. Ігоря Сікорського

ОПТИМІЗАЦІЯ РЕСУРСНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОСНОВНОЇ ОПОРИ ШАСІ ЛІТАКІВ ТИПУ АН

Під час проектування нового літального апарату необхідно забезпечити ресурсні характеристики відповідно до норм льотної придатності [1]. Від точності розрахунків залежить термін служби конструкції, надійність конструкції, величина витрат на технічне обслуговування і продуктивність. Оптимізація характеристик конструкції на етапі проектування дозволить у подальшому знизити ризики відмови конструкції через передчасне зародження та ріст тріщини, забезпечити оптимальне використання матеріалів та зменшити витрати на технічне обслуговування.

Для визначення ресурсних характеристик можуть бути використані аналітичні, чисельні та експериментальні методи.

У разі визначення кількості циклів до руйнування деталі важливо знати, які напруження виникають у деталі під навантаженням. Для деталей складної форми аналітичний метод складно застосувати. Експериментальний метод дасть найбільш точний результат, але цей метод є дорогим і вимагає більше часу. У таких випадках може допомогти чисельний метод із використанням скінченно-елементного аналізу.

Метою даної роботи є визначення критичних зон основної опори шасі літака Ан-32, оптимізація цих зон та визначення кількості циклів до руйнування.

Для визначення критичних зон опори шасі створено типову програму польоту та визначено діючі навантаження [2], [3]. У типовій програмі польоту визначено режими польоту – старт, рулювання перед розбігом, розбіг, посадка, пробіг, рулювання після пробігу.

Отримані навантаження на опору шасі були використані для створення скінченно-елементної моделі опори та проведення скінченно-елементний аналіз за допомогою системи *NASTRAN* із використанням типу аналізу *101 Linear Statics* у програмному забезпеченні *Simcenter 3D*.

Після отримання результату напружено-деформованого стану найбільші напруження були виявлені у верхніх зонах лівої та правої труби траверс, де розташований радіусний перехід. Для цих зон було визначено кількості циклів до руйнування.

Для оптимізації критичних зон було обрано алгоритм *SHERPA* [4]. Цей алгоритм представлений у програмному забезпеченні *HEEDS*. Для оптимізації

було задано діапазон значень радіусів від 15 мм до 55 мм, і за результатами оптимізації найбільш оптимальний радіус становить 48,5 мм. Більші значення радіуса не призводять до суттєвого зменшення напружень.

Після перерахунку напружено – деформованого стану у разі зміненого радіусу було проведено перерахунок числа циклів до руйнування. За результатами дослідження для верхньої зони лівої труби траверси кількість циклів до руйнування зростає у 2,5 рази, а для правої труби – 2,1 рази.

Результат проведеної роботи – визначено оптимальну форму критичних зон опори шасі завдяки чому знизилась напруженість та збільшилось число циклів до руйнування.

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. Собитов Н. Г. Конструкция и прочность воздушных судов / Н. Г. Собитов, В. В. Гаража, И. П. Челюканов. – Киев: КИИГА, 1988. – 268 с.
3. Дмитриев В. М. Научно-технический отчет: методические рекомендации по расчетному оцениванию долговечности деталей опоры шасси на этапе проектирования, – ЦАГИ, 1983. - 78 с.
4. Red Cedar Technology. SHERPA – An Efficient and Robust Optimization/Search Algorithm. ISBN 978-1-118-56811-8 (cloth).