

УДК 629.7.036.34

Борис Карпінос¹, д.т.н., проф.; Андрій Бологін², к.т.н., с.н.с.; Петро Ковель², к.т.н., с.н.с.; Леонід Нагорний², д.т.н., проф.

¹ Інститут проблем міцності імені Г.С. Писаренка НАН України, Україна

² Державний науково-дослідний інститут авіації, Україна

ОСОБЛИВОСТІ НАПРУЖЕНОГО СТАНУ СИЛОВОГО ЕЛЕМЕНТУ ГЕЛІКОПТЕРА З УРАХУВАННЯМ РЕАЛЬНИХ УМОВ ЕКСПЛУАТАЦІЇ

Анотація. Виконано комп'ютерне моделювання напруженого стану важеля автомату і перекосу лопаті несучого гвинта транспортного гелікоптера з урахуванням показників навантаження за час польоту. Визначено значення напружень в небезпечних зонах, їх розміри і розташування. Аналіз напруженого стану дозволив підвищити коректність та достовірність прийняття рішень стосовно продовження ресурсу силового елемента гелікоптера та конкретизувати вимоги допуску до подальшої його експлуатації.

Ключові слова: напружений стан, силовий елемент гелікоптера, автомат перекосу, комп'ютерне моделювання, міцність, ресурс, продовження показників, допуск до експлуатації.

Boris Karpinos, Ph.D., Prof.; Andrii Bolohin, Ph.D.; Petro Kovel, Ph.D.; Leonid Nagirnyi, Ph.D., Prof.

PECULIARITIES OF THE STRESSED STATE OF THE HELICOPTER POWER ELEMENT UNDER EXTREME OPERATING CONDITIONS

Abstract. A computer simulation of the stress state of the machine lever and the skew of the carrier blade of the transport helicopter was carried out, taking into account the load indicators during the flight. The values of stresses in dangerous zones, their sizes and location are determined. The analysis of the stressed state made it possible to increase the correctness and reliability of decision-making regarding the continuation of the indicators of the resource of the helicopter's power element and specify the requirements for admission to its further operation.

Keywords: stressed state, helicopter power element, skewing machine, computer modeling, strength, service life, extension of performance, approval for operation.

Забезпечення статичної та циклічної міцності силових елементів гелікоптеру за штатних і позаштатних умов експлуатації була і залишається нагальною проблемою його функціонування та несівної здатності. Розв'язання проблеми починається ще на стадії вибору матеріалу, на етапах проектування, розробки і створення конструкції, нормування напружень та коефіцієнтів запасу міцності і довговічності, впровадженні перспективних конструктивно-технологічних рішень виготовлення елементів. Її зміст і мета корегуються на основі регламентних оглядів і спостережень і особливо загострюються у час, коли напруження наближається до призначеного ресурсу, або у випадках експлуатації за позаштатних умов.

Виконано чисельне дослідження напруженого стану тяги повороту та важеля лопаті несучого гвинта – найбільше напружених ланок силового механізму (рис.1).

Потреба такого дослідження виникла у зв'язку з руйнуванням декількох силових елементів, що мало катастрофічні наслідки. Комп'ютерне моделювання напруженого стану передбачало виконання традиційних кроків кінцеве-елементного розв'язання задач механіки твердого тіла - створення моделей об'єктів дослідження, імпорту характеристик матеріалу, вибору типу задачі деформування, форми та розмірів кінцевих елементів, формулювання граничних умов. Деталі виготовлялися з сталі

40X2HMA. Використовувався сучасний CAD пакет SolidWorks.



Рисунок 1. – Вигляд тяги повороту *a*) і важеля *б*)

Формулювання граничних умов і оцінка їх коректності здійснювалося на основі попереднього експериментального дослідження локального деформування тяги. Тензометричні дослідження виконано в умовах штатного польоту. Результати їх у вигляді кінетики напружень наведено на рис.2.

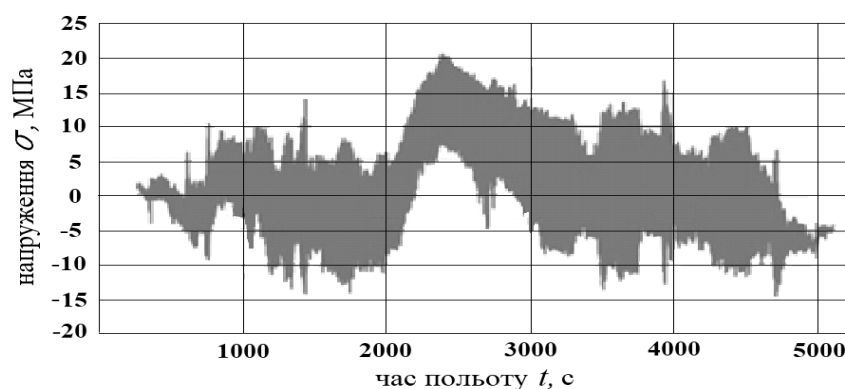


Рисунок 2. – Зміна напружень в тязі повороту за час польоту гелікоптера

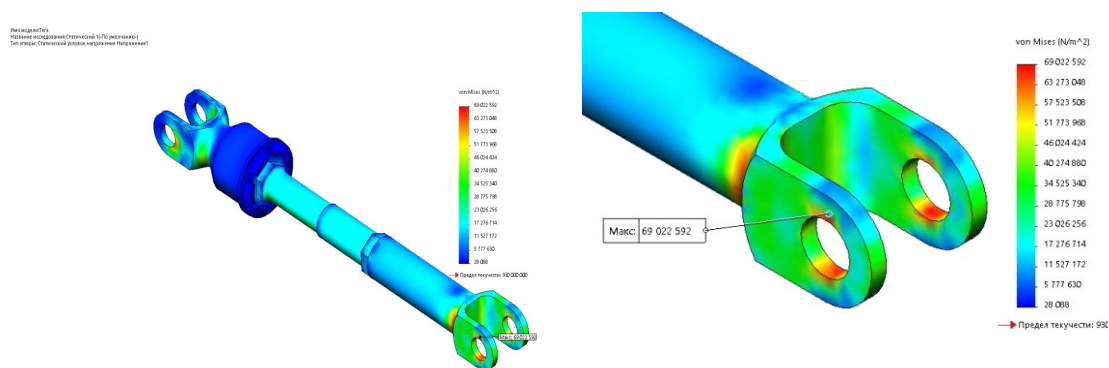
Напруження з частотою обертання несучого гвинта асиметрично змінюються у часі. Їх значення залежать від умов польоту – швидкості, висоти, фігур пілотування. Максимальне за час польоту значення напружень $\sigma = 12$ МПа прийнято контрольним при визначенні граничних умов навантаження тяги.

Напружений стан тяги характеризується суттєвою неоднорідністю, особливо в зонах концентрації напружень (рис.3). Такими зонами є перехід верхньої виделки тяги в стержень та отвори для встановлення пальців, де зафіксовано максимальні значення інтенсивності напружень, $\sigma_i = 69$ МПа. Для тяги коефіцієнти запасу статичної міцності - 13, багаточислової втоми - 3,8.

Результати чисельного експерименту напруженого стану важеля повороту лопаті подано на рис. 4.

Напружений стан важеля, як і стан тяги характеризується неоднорідністю, наявністю місць концентрації напружень. Небезпечні зони важеля, в яких напруження максимальні, спостерігаються біля його кріплення до корпусу осевого шарніру. В цих зонах за час польоту значення інтенсивності напружень $\sigma_i = 257$ МПа, на ребрах жорсткості важеля $\sigma_i = 88$ МПа. Відповідно коефіцієнти запасу статичної міцності - 3,8;

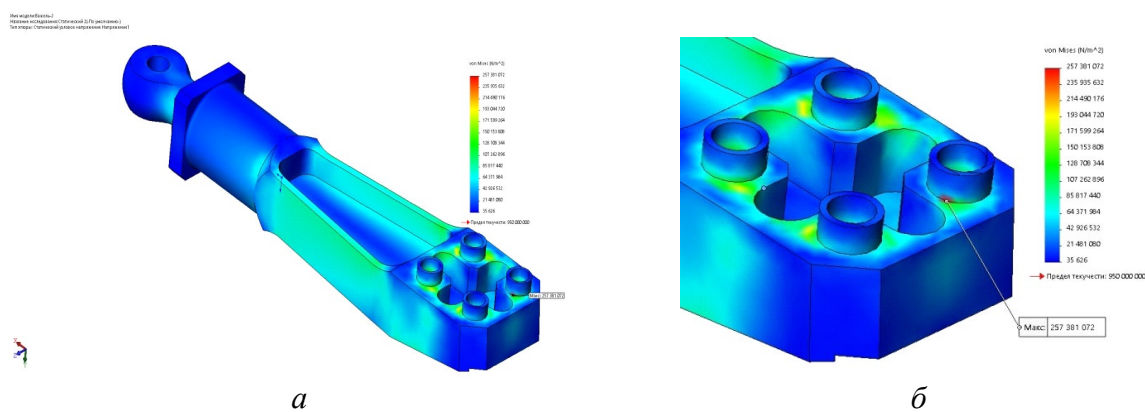
1,8, багатocyклової втоми - 1,2.



a

б

Рисунок 3. – Загальний розподіл інтенсивності напружень σ_i в тязі втулки *a*) та локалізація напружень в місці її кріплення до важеля повороту лопаті *б*)



a

б

Рисунок 4. – Загальний розподіл інтенсивності напружень σ_i у важелі повороту *a*) та локалізація напружень в місці його кріплення до осевого шарніра *б*)

Таким чином, результати комп'ютерного моделювання засвідчили суттєву напруженість силових елементів гелікоптера і обґрунтували жорсткі умови до контролю їх технічного стану, прийняття рішень стосовно продовження ресурсу та подальшої експлуатації.