

Б.С. Карпінос, П.П. Ковель, Л.В. Нагорний, І.В. Щербак

Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

ОСОБЛИВОСТІ НАПРУЖЕНОГО СТАНУ СИЛОВИХ ЕЛЕМЕНТІВ НЕСУЧОЇ СИСТЕМИ ВЕРТОЛЬОТА З УРАХУВАННЯМ РЕАЛЬНИХ УМОВ ЕКСПЛУАТАЦІЇ

У статті наведено результати розрахункових та експериментальних досліджень напруженого стану важеля повороту лопаті несучого гвинта і тяги автомата перекосу транспортного вертольота з урахуванням показників навантаження під час польоту. Визначено значення напружень в небезпечних зонах, їх розміри і місця розташування. Аналіз напруженого стану дозволив підвищити коректність та достовірність прийняття рішень стосовно продовження ресурсу силових елементів несучої системи вертольота та конкретизувати вимоги допуску до подальшої їх експлуатації.

Ключові слова: *напружений стан, силовий елемент вертольота, автомат перекосу, втулка несучого гвинта, комп'ютерне моделювання, міцність, ресурс, продовження показників, допуск до експлуатації.*

Вступ

Постановка проблеми. Забезпечення статичної та циклічної міцності силових елементів вертольота в штатних і позаштатних умовах експлуатації була і залишається нагальною проблемою його функціонування. 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 [1, с. 6...27; 2, с. 199...205]. Її зміст і мета корегуються на основі регламентних оглядів і спостережень і особливо загострюються під час, коли напруження наближається до закінчення призначеного ресурсу, або у випадках експлуатації зі збільшеним призначеним ресурсом [3, с. 301...305].

На теперішній час у державній авіації України для підтримання та відновлення справності вертольотів Ми-8 існує певна система підтримання льотної придатності вертолітного парку [4, с. 2...33].

З метою можливості збільшення призначеного ресурсу втулкам несучого гвинта (ВНГ) та автоматам перекосу (АП) зазначених вертольотів проведено відповідні чисельні та експериментальні дослідження їх напруженого стану. Подальше обґрунтування рекомендації щодо надійної експлуатації цих агрегатів з продовженими ресурсними показниками пов'язано з переліком робіт для попередження виникнення тріщин втоми у найбільш навантажених елементах ВНГ і АП [5, с. 2...8; 10, с. 6...145]. Це потребує коректної відповіді на питання в яких саме місцях силових елементах ВНГ і АП за час польоту виникають максимальні напруження?

Аналіз останніх досліджень і публікацій. На сьогодні в області проектування і конструювання

широкого застосування знайшло чисельне розв'язання технічних задач механіки. Використовуючи сучасні комп'ютерні технології з'явилась можливість суттєво підвищити коректність і достовірність результатів визначення і контролю поточного технічного стану різноманітних об'єктів машинобудування. У свою чергу, це дозволило кваліфіковано готувати пропозиції з корегування рішень щодо подальшого збільшення або зменшення призначеного ресурсу силових елементів несучої системи вертольота та можливості конкретизувати вимоги допуску до подальшої їх експлуатації [2, с. 199...205].

Будь-яка силова конструкція повинна відповідати вимогам міцності, жорсткості та стійкості, бути надійною і безпечною в експлуатації. Це забезпечується за рахунок вибору найбільш раціональної її форми, якісних матеріалів, з яких вона виготовляється, що врешті-решт забезпечує відповідні запаси міцності і довговічності. [3, с. 301...305].

Ідея диференціації твердого тіла і середовища на скінчені елементи для розв'язання задач механіки була з успіхом реалізована в аерокосмічній галузі га початку 1950 років. Поштовхом для реалізації стали досягнення обчислювальної техніки. Метод скінчених елементів (МСЕ) сформувався як напрям будівельної механіки та теорії пружності. Його математичне обґрунтування було визначено у подальших дослідженнях визначних математиків і програмістів. Новий етап розвитку МСЕ почався у 1963 році після того, як було доведено, що його можна розглядати як один із варіантів поширеного в будівельній механіці методу Релея – Ритца. Це дозволило шляхом мінімізації потенційної енергії звести завдання до системи лінійних рівнянь рівноваги.

Після встановлення зв'язку МСЕ з процедурою мінімізації він став застосовуватися до завдань, що

описуються рівняннями Лапласа або Пуассона. Область застосування МСЕ значно розширилася, коли було встановлено (у 1968 році), що рівняння, які визначають елементи у завданнях, можуть бути легко отримані за допомогою варіантів методу зважених нев'язок, таких як метод Галеркіна або метод найменших квадратів. Це відіграло важливу роль у теоретичному обґрунтуванні МСЕ, оскільки дозволило застосовувати його під час вирішення багатьох типів диференціальних рівнянь. Таким чином, метод скінчених елементів перетворився на загальний метод чисельного розв'язання диференціальних рівнянь чи систем диференціальних рівнянь.

До сімдесятих років XX століття належить поява математичної теорії скінчених елементів. Тут можна виділити праці Л. Сетерлінга [6, с. 105...182], О. Зінкевича, Р. Галлагера [7, с. 8...32], Дж. Одена, Г. Стренга, Дж. Фікса.

З розвитком обчислювальних засобів можливості методу постійно розширювалися, також розширювалися і класи розв'язуваних завдань. Сучасні розрахунки на міцність проводять, використовуючи метод скінчених елементів. [4, с. 6...30]

Останній час МСЕ характеризується активним розвитком та застосуванням для розрахунку статки та динаміки конструкцій, оптимізації проектування та обліку нелінійної поведінки [8, с. 3...180], [9, с. 3...50].

Мета статті полягає у визначенні найбільше навантажених ділянок важеля повороту лопаті ВНГ та тяги АП, яким передбачалася можливість збільшення призначеного ресурсу з умовою забезпечення на належному рівні надійності цих елементів під час експлуатації.

Виклад основного матеріалу

Забезпечення статичної та циклічної міцності силових елементів вертольота за штатних і позаштатних умов експлуатації була і залишається нагальною проблемою його функціонування. 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 під час, коли напруження наближається до закінчення призначеного ресурсу, або у випадках експлуатації зі збільшеним призначеним ресурсом.

Виконано чисельне дослідження напруженого стану тяги АП та ВНГ – найбільше напружених ланок цих агрегатів (Рис. 1).

Потреба такого дослідження виникла у зв'язку з збільшенням призначеного ресурсу втулок несучого гвинта та автоматів перекоосу, а також виявленням тріщини на важелі повороту лопаті в експлуатації. Наявність тріщини і її розвиток може мати швидкоплинне виникнення катастрофічних наслідків.

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. Зазначені деталі виготовлено зі сталі 40Х2НМА. Для вирішення цієї задачі використовувався сучасний CAD пакет SolidWorks.

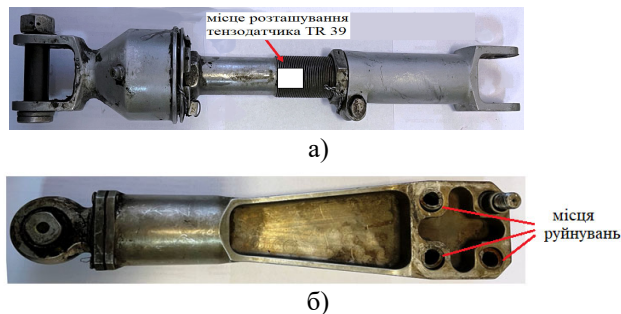


Рис. 1. Загальний вигляд: а) – тяги автомата перекоосу; б) – важеля повороту лопаті

Джерело: розроблено авторами

Формулювання граничних умов і оцінка їх коректності здійснювалися 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.

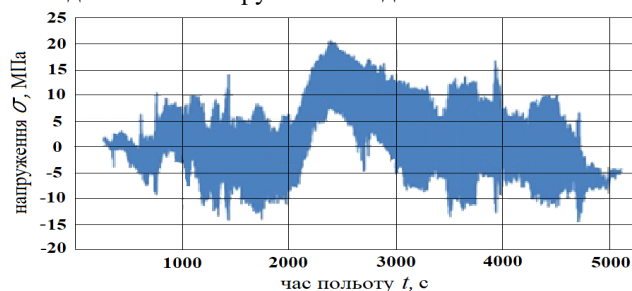


Рис. 2. Зміна напружень у тязі автомата перекоосу вертольота під час польоту

Джерело: розроблено авторами

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 до стержня.

Під час розрахунків визначено, що максимальні напруження виникають в місці переходу тяги АП в вилку, а також в отворах для встановлення болтів, де зафіксовано максимальні значення інтенсивності напружень, $\sigma_i = 69$ МПа.

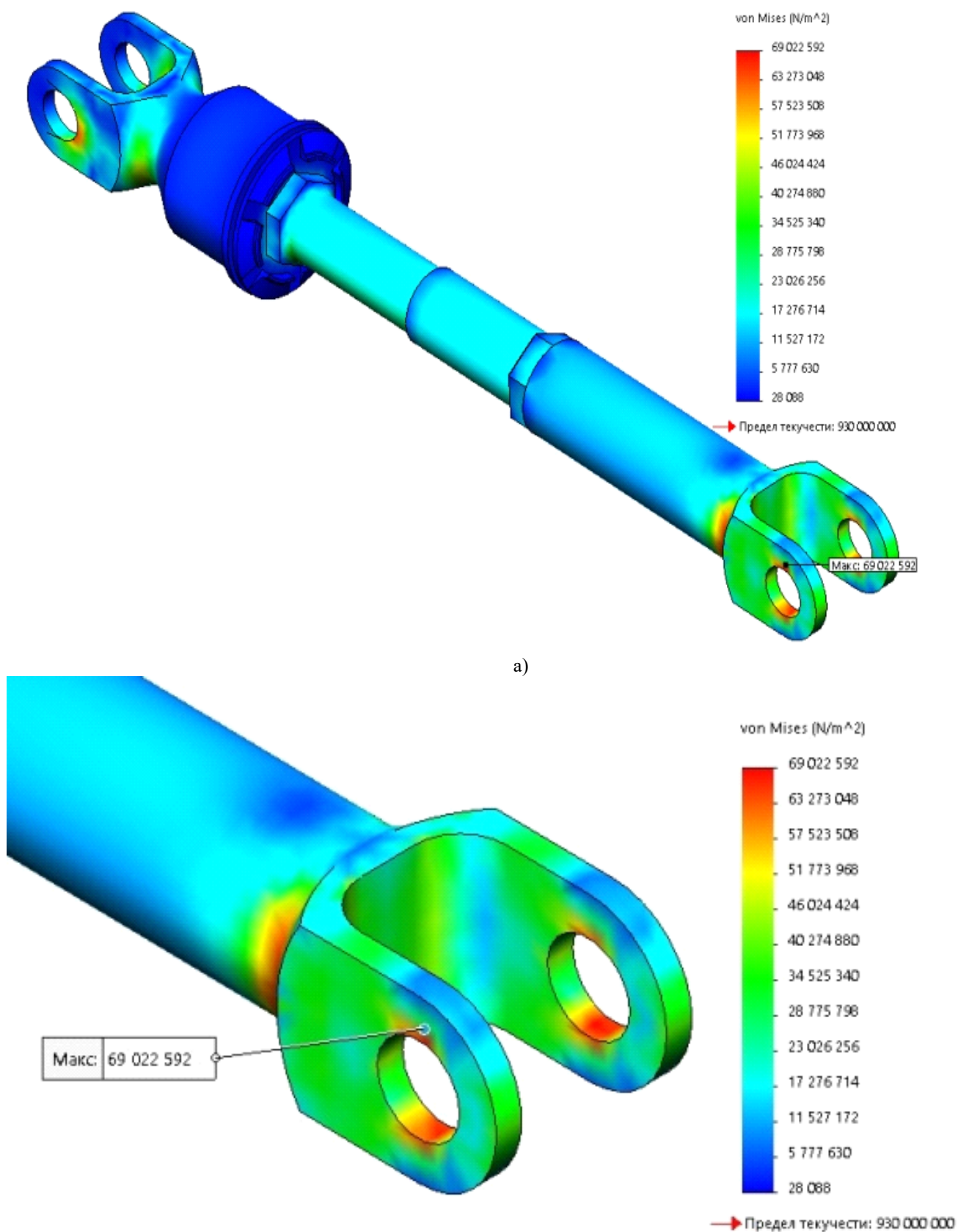
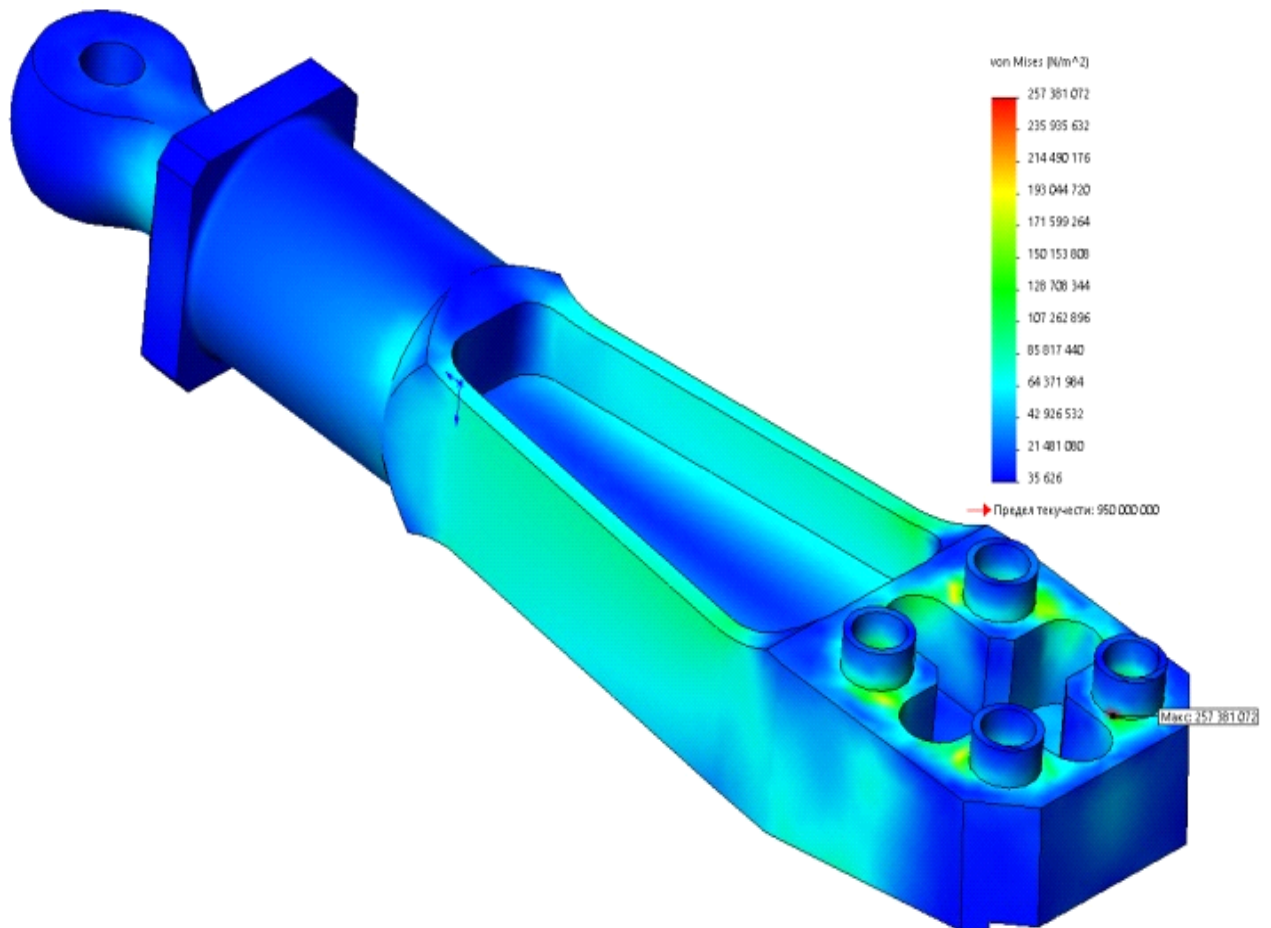
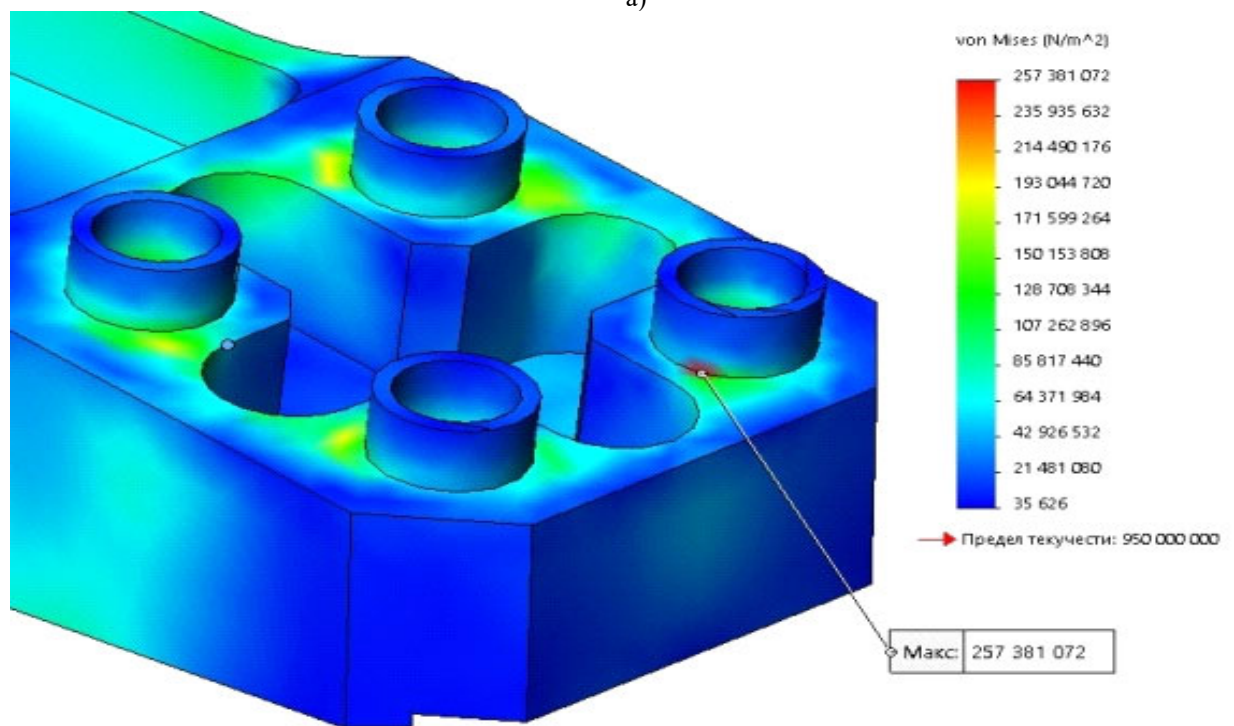


Рис. 3. Загальний розподіл інтенсивності напружень σ_i : а) – в тязі автомата перекосу; б) – локалізація напружень в місці кріплення тяги до важеля повороту лопаті несучого гвинта
Джерело: розроблено авторами



а)



б)

Рис. 4. Загальний розподіл інтенсивності напружень σ_1 : а) – у важелі повороту лопаті; б) – локалізація напружень в місці кріплення важеля до осевого шарніру

Джерело: розроблено авторами

Встановлено, що для тяги автомата перекошу коефіцієнти запасу статичної міцності дорівнюють – 13 од., багатocyклової втоми - 3,8 од. Вірогідність виникнення тріщин втоми в тязі АП дуже незначна і може виникати тільки за наявності підвищеного виробітку отвору для стикування тяги АП з важелем розвороту лопаті ВНГ.

Результати чисельного експерименту напруженого стану важеля повороту лопаті несучого гвинта, приведено на Рис. 4.

Напружений стан важеля, як і стан тяги характеризується неоднорідністю, наявністю місць концентрації напружень. Небезпечні зони важеля, в яких напруження максимальні, знаходяться біля його кріплення до корпусу осьового шарніру та полицях важеля в середній частині. В цих зонах під час польоту значення інтенсивності напружень $\sigma_i=257$ МПа, на ребрах жорсткості важеля $\sigma_i=88$ МПа. Відповідно коефіцієнти запасу статичної міцності - 1,8, 3,8 од.; багатocyклової втоми - 1,2 од.

Таким чином, результати комп'ютерного моделювання засвідчили суттєву напруженість силових елементів втулки несучого гвинта та автомата перекошу і обґрунтували жорсткі умови до контролю їх технічного стану, прийняття рішень стосовно продовження ресурсу та місць проведення періодичного огляду.

Висновки

За результатами досліджень встановлено таке.

1. Найбільші навантаження на важелі повороту лопаті несучого гвинта виникають на полицях важеля і спостерігаються в середній його частині та на футорках кріплення до осьового шарніру.

2. Максимальні навантаження на тязі автомата перекошу виникають в місці переходу тяги АП в вилку, а також в отворах для встановлення болтів, де зафіксовано максимальні значення інтенсивності напружень.

3. Результати проведених досліджень дозволили відпрацювати перелік робіт для підтримання надійності важелів повороту лопаті та тяг автоматів перекошу зі збільшеними ресурсами та внести доповнення до експлуатаційної документації щодо порядку та періодичності огляду зазначених елементів несучої системи вертольота.

Напрями подальших досліджень. Подальші дослідження доцільно спрямувати на моделювання напруженого стану інших деталей втулки несучого гвинта та автомата перекошу з метою виявлення найбільш навантажених ділянок цих агрегатів та підтримання їх надійної експлуатації зі збільшеними ресурсними показниками.

Список літератури

1. "Альбом основных сочленений и ремонтных допусков вертолета Ми-8", 1991. - 27 с.
2. П.П. Ковель, Л.В. Нагорний, П.О. Жикол. Аналіз напружено-деформованого стану кронштейна кріплення підвісного паливного бака вертольота Ми-8 за наявності корозійного ураження. Зб. наук. праць ДНДІА. К.: ДНДІА, 2023. Вип. 19(26). – С. 199-205
3. Гудков А.И., Лешаков П.С. Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1968. - 470 с.
4. ДСТУ 2860-94. Надійність техніки. Терміни та визначення. – 33 с.
5. ДСТУ 2864-94. Надійність техніки. Експериментальне оцінювання та контроль надійності. Основні положення. 1994. – 8с.
6. Л.Сетерлинг. Применение метода конечных элементов. М.: Изд. Мир.1979. – 392с.
7. Галлагер. Р. Метод конечных элементов. Основы. / перевод с англ. В.М. Картвелишвили, под ред. Н.В. Баничука – М.: Мир. 1984. – 428 с.
8. ГОСТ Р.57700-2018. Численное моделирование физических процессов. – Верификация получаемых сеточными методами численных решений задач механики сплошной среды. 2018. – 12 с.
9. ГОСТ 25.507-85. Методы испытания на усталость при эксплуатационных режимах нагружения. 1985. – 19 с.
10. Про результати виконання робіт щодо продовження призначеного строку служби вертольота Ми-8МТ під час виконання капітального ремонту, звіт ДНДІА, 2022. - 145 с.

Надійшла до редколегії 08.10.2024

Схвалена до друку 08.11.2024

Відомості про авторів:

Карпінос Борис Сергійович

доктор технічних наук
професор
провідний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-3115-6852>

Ковель Петро Петрович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
провідний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-3099-4467>

Нагорний Леонід Вікторович

старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-7489-5172>

Щербак Ігор Васильович

науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-0886-5140>

Information about the authors:

Borys Karpinos

Doctor of Technical Sciences
Professor
Leading Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-3115-6852>

Petro Kovel

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Leading Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-3099-4467>

Leonid Nagorniy

Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-7489-5172>

Ihor Shcherbak

Research Associate
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-0886-5140>

CHARACTERISTICS OF THE STRESSED STATE OF THE POWER ELEMENTS OF THE HELICOPTER CARRYING SYSTEM TAKING INTO ACCOUNT REAL OPERATING CONDITIONS

B. Karpinos, P. Kovel, L. Nagorniy, I. Shcherbak

In order to increase the designated service life of the main rotor bushings and the Mi-8 helicopter tilt-rotor assemblies, the corresponding numerical and experimental studies of their stress state were carried out. Further substantiation of the recommendation for reliable operation of these units with extended service life is associated with the list of works to prevent the occurrence of fatigue cracks in the most heavily loaded elements of the main rotor hub and the rolling machine. This requires a correct answer to the question of where exactly the maximum stresses occur in the power elements of the hub and the flapper in flight.

The article presents the results of the analysis of the stress-strain state of the rotor blade turning lever and the thrust of the transport helicopter's yaw machine, 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 extension of the resource of the power elements of the helicopter's carrier system and to specify the requirements for admission to their further operation.

Keywords: stressed state, power element of the helicopter, automatic yaw, sleeve of the main rotor, computer modeling, strength, resource, continuation of indicators, admission to operation.