

П.П. Ковель, Л.В. Нагорний, Ю.О. Манулін

Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

АНАЛІЗ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ СИЛОВИХ ЕЛЕМЕНТІВ КРІПЛЕННЯ ГОЛОВНОГО РЕДУКТОРА ВЕРТОЛЬОТА МИ-8 ЗА НАЯВНОСТІ КОРОЗІЙНОГО УРАЖЕННЯ

У статті наведено результати моделювання напружено-деформованого стану силових елементів кріплення головного редуктора військово-транспортних вертольотів Ми-8 під час виконання капітального ремонту. Визначено напружений стан вузла-п'ятки підредукторної рами за наявності корозійного ураження. Результати моделювання дозволять більш виважено приймати рішення про допуск до подальшої експлуатації підредукторних рам вертольотів Ми-8 з видаленими корозійними ураженнями, які перевищують розміри, передбачені ремонтною документацією.

Ключові слова: напружено-деформований стан, моделювання, втомна міцність, корозія сталевих сплавів, корозійне ураження, підредукторна рама.

Вступ

Постановка проблеми. На теперішній час у державній авіації України для підтримання та відновлення справності вертольотів Ми-8 потрібна значна кількість комплектуючих виробів для цих вертольотів. Зазначені комплектуючі вироби вертольотів тривалий час перебувають в експлуатації, а протягом останніх 10...15 років переважна більшість з них знаходилися на зберіганні. Під час виконання чергового капітального ремонту на вузлах-п'ятках основних підкосів рам головних редукторів вертольотів Ми-8 виявлені корозійні ураження, які перевищують допустимі величини (за глибиною і за площею) визначені [1, с.301...305].

Корозійні ураження вузлів-п'яток виникають на торцевій (опорній) частині та в отворі під болт кріплення підредукторної рами до фюзеляжу вертольота внаслідок попадання вологи та виникнення застійної зони, де волога знаходиться тривалий час. Після видалення зазначених корозійних уражень постає питання про можливість подальшої експлуатації підредукторних рам за призначенням.

Для цього потрібно відповісти на питання про напружений стан, що виникає під час експлуатації в вузлах-п'ятках з корозійними ураженнями, які перевищують допустимі норми.

Метою роботи було визначення впливу корозійних уражень на напружений стан конструкції. Вона досягнута за допомогою методу математичного моделювання роботи конструкції підредукторної рами, а саме вузлів-п'яток.

Аналіз досліджень і публікацій. Щоб конструкція в цілому відповідала вимогам міцності, жорсткості і стійкості, а, отже, була надійною в експлуатації, необхідно надати її елементам найбільш раціональну форму і, знаючи властивості матеріалів з яких вони виготовлятимуться, визначати відповідні розміри залежно від величини і характеру діючих сил. [2, с.18...38, с. 63...74], [3, с.301...305].

Під *міцністю* розуміють здатність конструкції і її деталей витримувати певне навантаження, не руйнуючись.

Під *жорсткістю* розуміють здатність конструкції і її елементів протистояти зовнішнім навантаженням відносно деформації (зміна форми і розмірів). При заданих навантаженнях деформації не повинні перевищувати певної величини, що встановлюється відповідно до вимог, які пред'являються до конструкції.

Стійкістю називають здатність конструкції або її елементів зберігати певну початкову форму пружної рівноваги.

На перший погляд, може здатися, що для надійного опору елементів конструкції зовнішньому навантаженню досить збільшити їх розміри. Дійсно, іноді це приводить до бажаних результатів. Проте в тих випадках, коли власна вага складає істотну частину діючих на конструкцію навантажень, збільшення розмірів її елементів, а значить і ваги, не підвищить міцність. Опір матеріалів в теоретичній частині базується на математиці і спирається на закони і теореми загальної механіки і, в першу чергу, на закони статyki.

У зв'язку з потребою розв'язування складних задач еластичності та структурного аналізу в

цивільній, морській та авіаінженерії виник метод скінчених елементів (МСЕ).

На думку відомого американського фахівця у галузі проєктування конструкцій Річарда Галлагера, історія методу починається в період 1850...1875 рр. У цей час було вироблено основні концепції теорії аналізу стрижневих конструкцій. Ці концепції було покладено в основу матричних методів будівельної механіки, які остаточно сформувалися лише за 80 років, і, своєю чергою, стали передумовами до створення МСЕ [3, с.3...7].

Розвиток теорії та дисциплін, що належать до методу скінчених елементів, у той час було дуже слабким через великі труднощі розв'язання рівнянь алгебри з великим числом невідомих.

Поява обчислювальних машин у 50-х роках ХХ століття дала поштовх розвитку методу скінчених елементів. Саме в цей час низка вчених (Тернер, Аргіріс) робили спроби сформулювати у зручній для комп'ютерів матричній формі алгоритми для розрахунку будівельних конструкцій.

Розвиток МСЕ спочатку відбувався у двох незалежних один від одного напрямках: інженерному та математичному. На ранньому етапі становлення формулювання методу відштовхувалося лише від принципів будівельної механіки, що суттєво обмежувало сферу його використання. І лише після формулювання основ МСЕ стало можливим його застосування у вирішенні інших завдань. Розвитку МСЕ сприяв активний розвиток комп'ютерної техніки, а також можливість його використання в більшості областей науки і практики.

У розвитку методу скінчених елементів свої ролі зіграли як варіаційні основи механіки, так і математичні методи, засновані на варіаційних принципах. Розбиття завдання за допомогою варіаційного методу Ритца було вперше застосовано Ріхардом Курантом у 1943 р., і лише у 50-ті роки ХХ століття побачили світ такі самі роботи інших вчених (Полі Герша та інших).

Розвиток МСЕ можна відслідкувати ще в роботах Олександра Хренікова (1941) та Річарда Куранта (1942). При тому, що бачення двох науковців були неймовірно різними, вони усе ж таки сходились на найважливішому: розподілення великої неперервної області на менші домени, які, як правило, називаються елементами.

У своїй роботі Хреніков розподіляв домен, використовуючи принцип решітки. В той самий час Курант розділяв область на скінченну кількість трикутних підобластей, які відповідають розв'язкам еліптичних диференціальних рівнянь з частинними похідними (ДРЧП) другого порядку, які постають від проблеми скручення циліндра. Внесок Куранта був еволюційним, тобто спирався на великий багаж

знань про такі ДРЧП, який накопичили Рейліг, Рітц та Гальборкін.

Сучасну концепцію методу було визначено групою американських учених Тернером, Клаффом, Мартіном і Топпом у 1956 році. Вони, розв'язуючи задачу теорії пружності на площині, застосували новий елемент трикутної форми і сформували його як матрицю жорсткості, так і вектор вузлових сил.

Назву методу скінчених елементів, під яким ми його знаємо і в даний час, ввів у дію вчений Клафф у 1960 році [4, с. 11...22].

Великий внесок у розвиток методу було зроблено Джоном (Іоаннісом) Аргірісом, який застосовував матричну форму до розрахунку стрижневих систем. Саме він визначив матрицю податливості та зворотну їй матрицю жорсткості. Праці Аргіріса та його колег стали відправною точкою для матричного відображення відомих на той час чисельних методів і дозволили застосовувати їх за допомогою електронно-обчислювальних машин для розрахунків конструкцій (опубліковані в 1954...1960 роках).

У наступне п'ятиріччя після цього було опубліковано безліч робіт з знаходження скінчених елементів для двовимірних та тривимірних конструкцій, серед авторів слід зазначити таких вчених, як Р. Мак-Лей, Р. Меллош, Дж. Бесселін, Ф. де Веубеке, М.А. Джонс, Т. Піан. У 1967 році побачила світ і перша монографія, присвячена МСЕ, авторами якої були І. Чанг та О. Зенкевич.

Математична теорія методу з'явилася лише в 70-х роках, її зародження простежується в працях таких вчених, як І. Бабушкін, Р. Галлагер, Ж. Деклу, Дж. Оден, Г. Стренг, Дж. Фікс. Вагомий внесок було зроблено і російськими вченими. Так, В.Г. Корнєєв зіставив математичні сутності методу скінчених елементів і варіаційно-різностного методу і вказав на їх збіг. Над тією ж темою працював Л.А. Рогозін, а А.С. Сахаровим було розроблено моментна схема скінченого елемента.

Останній час характеризується активним розвитком та застосуванням методу скінчених елементів для розрахунку динаміки конструкцій, оптимізації проєктування та обліку нелінійної поведінки.

Мета статті – обґрунтування можливості експлуатації рам головних редукторів вертольотів Ми-8 з корозійними ураженнями вузла-п'ятки, які перевищують допустимі величини, встановлені ремонтною документацією.

Виклад основного матеріалу

Під час розрахунку на міцність вузлів кріплення редуктора вертольота ВР-14 визначаються умови навантаження, що мають місце в експлуатації і

обумовлюють найбільш важкі умови роботи основних силових елементів конструкції і планера вертольота у цілому. Ці умови називають “випадками навантаження”.

Міцність кожного агрегату вертольота перевіряється за усіма випадками навантаження, які виникають в елементах конструкції, найбільші статичні або динамічні навантаження. Найбільше навантаження вузлів кріплення редуктора вертольота виникає у випадку виходу з планерування [5, с. 347].

Політ з максимальним перевантаженням при виході з планерування на висоті рівня моря з відхиленням ручки управління “на себе” та збільшенням загального кроку несучого гвинта. Задається швидкість польоту з можливим розгоном та максимальним експлуатаційним перевантаженням $n_{y\max}^e$. Для вертольота Ми-8

$n_{y\max}^e = 3$. Розрахункове значення перевантаження збільшується на значення коефіцієнту безпеки, який дорівнює 1,5. Таким чином маємо

$$n_{y\max}^p = (3 \times 1,5 = 4,5).$$

Тяга несучого гвинта, навантажує вузли кріплення редуктора вертольота, дорівнює

$$T_{HG} = n_{y\max}^p \times G, [H].$$

Оцінка міцності вузлів кріплення редуктора вертольота за наявності корозійного ураження для найбільш характерного розрахункового випадку – “вихід з планерування”.

Оцінити міцність вузлів кріплення редуктора вертольота класичної схеми за наявності корозійного ураження вертольота, яка проілюстрована на рис. 1.

Вихідні дані:

польотна маса вертольота $m = 13\,000$ кг,

максимальне експлуатаційне перевантаження

$$n_{y\max}^e = 3,$$

коефіцієнт безпеки конструкції $f = 1,5$.

Матеріал вузлів кріплення редуктора ВР-14 вертольота сталь -30ХГСА.

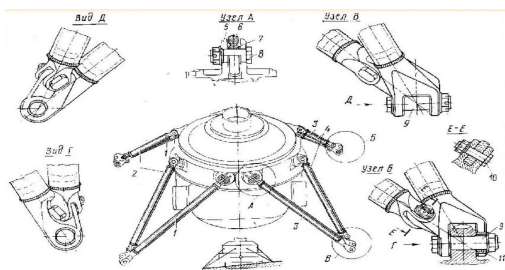


Рис. 1. Схема кріплення редуктора вертольота Ми-8.
Джерело: [5, с. 109].

В якості об'єкта дослідження обрано вузли-п'ятки кріплення редуктора вертольота Ми-8

(рис. 2), які мають корозійні ураження, (рис. 3, 4) [6, с. 347].

Для дослідження напружено-деформованого стану вузла-п'ятки підкоса кріплення редуктора вертольота Ми-8 побудовано віртуальну геометричну модель силової конструкції з відповідними граничними умовами, яка потребує подальшого дослідження під час вивчення напружено-деформованого стану.



Рис. 2. Вузол-п'ятка підкоса підредукторної рами вертольота Ми-8
Джерело: [6, с. 14].



Рис. 3. Корозійне ураження торцевої поверхні вузла-п'ятки підкоса підредукторної рами.
Джерело: [6, с. 15].

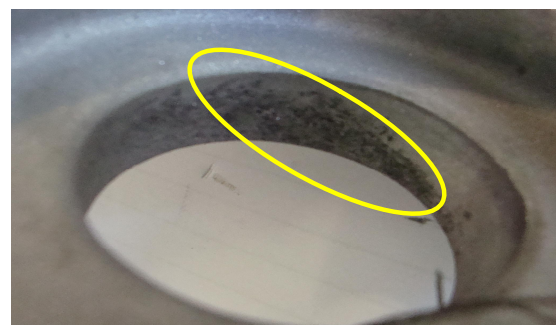


Рис. 4. Корозійні ураження на внутрішній поверхні отвору вузла-п'ятки підкоса підредукторної рами.
Джерело: [6, с. 15].

На вузли (рис.1) діють зосереджені сили від аеродинамічних сил несучого гвинта, внаслідок чого виникають реакції у вузлах кріплення, які пов'язані з масою власної конструкції корпусу вертольота і вантажів в вантажній кабіні.

Реакції у вузлах виникають внаслідок того, що аеродинамічні сили несучого гвинта вертольота урівноважують масові сили фюзеляжу вертольота і вантажів в ньому [7, с. 81..83, 8, с. 201...227, 9, с. 310...320].

Вузли-п'ятки виготовлено з легованої сталі 30ХГСНА. Сталь має високу питому міцність і достатню пластичність. Однак ця сталь потребує надійного захисту від корозійних уражень.

Військово-транспортні вертольоти Ми-8 експлуатуються в кліматичних умовах, для яких характерні різкі перепади температур, в зимовий час – підвищена вологість, наявність в атмосфері корозійно-агресивних сполук.

Ці кліматичні фактори під час тривалих строків експлуатації разом з динамічними, статичними навантаженнями призводять до виникнення та розвитку на окремих елементах конструкції вертольота значних корозійних уражень (рис. 3, 4).

Корозія – це процес руйнування металів під час їх фізико-хімічної взаємодії з навколишнім середовищем та поява додаткових концентраторів напружень.

Основна шкода від корозії пов'язана, більш всього, не з втратою матеріалу металу, а з погіршенням міцності.

Досвід експлуатації свідчить, що виникнення та розвиток корозійних уражень значної глибини і площі може виникати внаслідок недостатньої уваги особового складу, коли на ранніх стадіях корозійні ураження не виявляються та не усуваються.

Для комп'ютерного моделювання стану конструкції використовувався сучасний програмний пакет. Результатом моделювання (рис. 5) було визначення напружено-деформованого стану силових елементів конструкції вузла кріплення редуктора ВР-8 вертольота Ми-8.

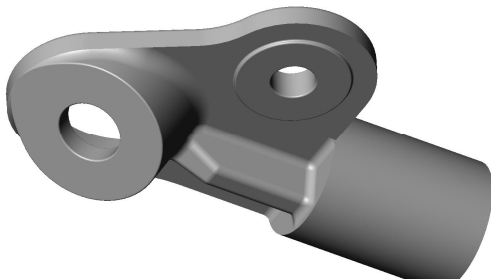


Рис. 5. Математична модель вузла кріплення редуктора вертольота Ми-8.

Джерело: розроблено авторами за даними [6, с. 14].

Це обумовлено потребою більш детального аналізу слабких місць даних конструктивних елементів.

За умовами протікання процес корозії ділиться, в залежності від впливу середовища на газову, рідинну, атмосферну, ґрунтову, щільну, контактну, під напругою, фретинг-корозію, біокорозію.

Атмосферна корозія є найбільш поширеною корозією. Однією з причин її виникнення є зволоження металічних поверхонь. Перший критичний рівень відносної вологості, при якому починають інтенсивно розвиватися корозійні

ураження на металічних конструкціях становить 70% і більше.

Після певного часу експлуатації на нижній поверхні вузла кріплення редуктора ВР-14 (рис. 2) зароджуються зони корозійного ураження. Далі вони поширюються до глибини ~1,5 мм по торцевій поверхні вузла-п'ятки. Ця обставина може бути причиною виникнення аварійної ситуації, а саме, можлива поява тріщини втоми. Для запобігання подальшого розповсюдження осередків корозії та можливого зменшення міцності силових елементів даного вузла впроваджується відповідний ремонт, результати якого показано на рисунку 6.



Рис. 6. Місце корозійного ураження вузла-п'ятки підкоса підредукторної рами після усунення корозії та антикорозійної обробки.

Джерело: [6, с. 17].

За рахунок зменшення розмірів скінчених елементів (рис. 7) вдалося одержати більш коректні значення напружень. Значення напружень і їх розподіл по елементу характерні для конструкцій, що мають зменшення товщини силових елементів. Саме біля цих зменшень (корозійних уражень) спостерігається концентрація напружень: [10, с. 158...175; 11, с. 58...81; 12, с. 5...22 13, с. 355...267].

За умов експлуатації максимальні значення напруження в цьому елементі не перевищують межу витривалості матеріалу.

Немає даних зображення. Будь ласка, перевірте шлях до файлу.

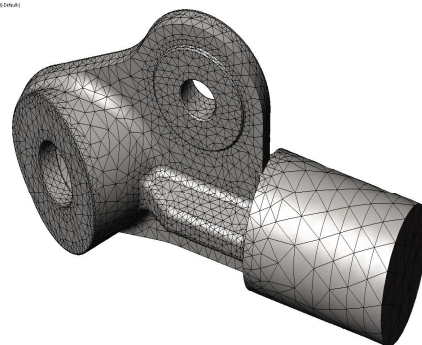


Рис. 7. Геометрична модель з розбиттям на елементи.

Джерело: розроблено авторами.

Результати розрахунків напружено-деформованого стану вузлів без корозійного пошкодження (рис. 8) доводять, що найбільше значення інтенсивності напружень також спостерігається у отворі вузла кріплення редуктора ВР-14 вертольота Ми-8 і становить $\sigma_i = 114$ МПа.

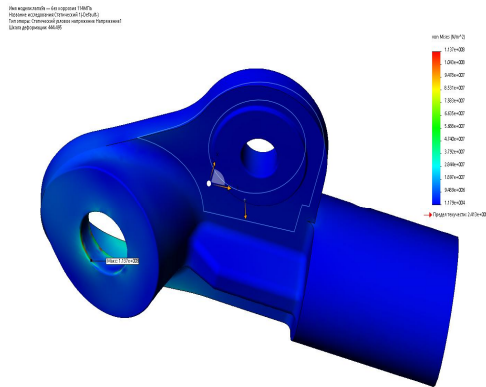


Рис. 8. Напруження вузла кріплення редуктора вертольота Ми-8 без корозійного ураження.
Джерело: розроблено авторами.

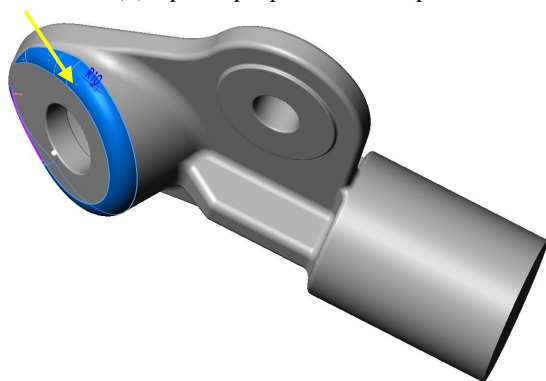


Рис. 9. Корозійне ураження вузла кріплення редуктора вертольота Ми-8.
Джерело: розроблено авторами.

За результатами розрахунків напружено-деформованого стану вузлів, які мають корозійне пошкодження (рис. 9, 10) встановлено, що найбільше значення інтенсивності напружень спостерігається у отворі вузла-п'ятки підкоса підредукторної рами кріплення редуктора ВР-14 вертольота Ми-8 і

становить $\sigma_i = 154$ МПа. Дане значення інтенсивності напружень не перевищує межі текучості легованої сталі 30ХГСА при цьому коефіцієнт запасу міцності становить 5,4.

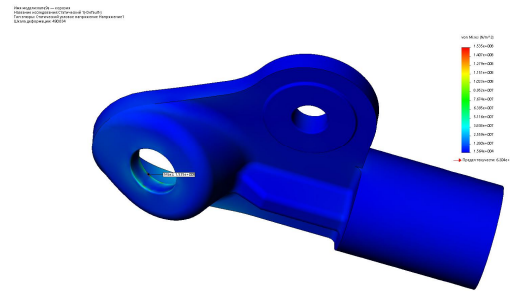


Рис. 10. Напруження вузла кріплення редуктора вертольота Ми-8 з корозійними ураженнями.
Джерело: розроблено авторами.

Розрахунки показують, що за наявності корозійного ураження вузла-п'ятки з глибиною корозії 0,8 мм, величина напружень розтягу збільшується у цих елементах на 26 %. Попри це дане значення інтенсивності напружень не досягає межі текучості легованої сталі 30ХГСА ця обставина буде впливати на характеристики втомної міцності вузлів кріплення редуктора ВР-14 вертольота Ми-8.

Висновок

Таким чином, за результатами досліджень напружено-деформованого стану вузлів кріплення редуктора ВР-14 вертольота Ми-8 визначено зменшення несучої спроможності вузлів на 26 % за наявності корозійного ураження глибиною 0,8 мм. Також слід зауважити щодо необхідності проведення відповідного контролю вузлів кріплення редуктора ВР-14 вертольота Ми-8 на відсутність корозійного ураження в експлуатації.

Напрями подальших досліджень. Подальші дослідження доцільно спрямувати щодо сутності впливу корозійних уражень на ресурсні показники інших конструктивних елементів літальних апаратів, а також ефективності заходів під час виконання ремонту на подальший розвиток корозійних ушкоджень в тих місцях, де їх було усунуто.

Список літератури

1. "Руководство по ремонту вертолетов Ми-8МТ, раздел 084.10.00. Ремонт редукторной рамы", 2001, - 305 с.
2. Конспект лекцій з дисципліни "Опір матеріалів" (для студентів всіх механічних спеціальностей денної і заочної форм навчання) / Укл. Л.В. Кутовий, Т.П. Зінченко і В.А. Овчаренко. – Краматорськ: ДДМА, 2007. – Ч.1. – 196 с.
3. История появления метода конечных элементов [электронный ресурс] – Режим доступа: www.it-nv.ru, свободный. – Загл. с экрана (дата обращения к ресурсу 09.07.2022)
4. Галлагер, Р. Метод конечных элементов. Основы. / перевод с англ. В.М. Картвелишвили, под ред. Н.В. Баничука – М.: Мир. 1984. – 428с.
5. Вертолет Ми-8МТ. Руководство по технической эксплуатации 8МТ-0007-00РЭ. Планер, издание третье, 1979 - 210с.
6. Про дослідження рам головних редукторів вертольотів з метою допуску їх до подальшої експлуатації, звіт ДНДІА, 2015, - 29 с.
7. Гудков А.И., Лешаков П.С. Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1968, - 470 с.

8. Александров В.Г. Справочник по авиационным материалам. М.: Изд-во "Транспорт", 1972. – 320с.
9. Марочник сталей и сплавов. Под ред. Зубченко А.С. – М.: Машиностроение, 2003. – 784 с.
10. Справочник по авиационным материалам. Том 1, Том 3. – М.: Машиностроение, 1965, – 365 с.
11. Иосилевич Г.Б. Детали машин. – М.: Машиностроение, 1988. – 368 с.
12. Панасюк В.В. Деякі актуальні проблеми міцності матеріалів і довговічності конструкцій – Фізико-хімічна механіка матеріалів // 2009, № 2. – С. 5-22.
13. Трощенко В.Т., Сосновский Л.А. Соппротивление усталости металов и сплавов. Справочник. К.: Наукова думка, 1987. – 350с.

Надійшла до редколегії 18.10.2022

Схвалена до друку 12.12.2022

Відомості про авторів:

Ковель Петро Петрович

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

Нагорний Леонід Вікторович

старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
leonid.maga.61@ukr.net
<https://orcid.org/0000-0002-7489-5172>

Манулін Юрій Олексійович

начальник науково-дослідного відділу
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
manulinmail@ukr.net
<https://orcid.org/0000-0001-9676-4846>

Information about the authors:

Petro Kovel

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

Leonid Nagorniy

Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
leonid.maga.61@ukr.net
<https://orcid.org/0000-0002-7489-5172>

Yurii Manulin

Head of Research Department
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
manulinmail@ukr.net
<https://orcid.org/0000-0001-9676-4846>

ANALYSIS OF THE STRESSED AND DEFORMED CONDITION OF POWER ELEMENTS OF THE MOUNTING OF THE MI-8 HELICOPTER REDUCER IN THE PRESENCE OF CORROSION DAMAGE

P. Kovel, L. Nagorniy, U Manylin

The power design of the Mi-8 helicopter, as the object of study, is quite reliable, as evidenced by experience, and the glider helicopter Mi-8 is quite repairable, ie adapted to eliminate the consequences. damage, which is confirmed by the experience of repair work. But significant periods of operation, maintenance and storage, intensity of use, combat use to varying degrees contributed to corrosion damage to the structural elements of the glider, the mounting components of the Mi-8 gearbox, reducing their operational strength.

Currently, the state aviation of Ukraine requires a significant number of components for these helicopters to maintain and restore the serviceability of Mi-8 helicopters. The specified components of helicopters have been in operation for a long time, and during the last 10-15 years, the vast majority of them were in storage. During the next major repair, corrosion lesions were found on individual nodes of the main braces of the main gearbox frames of Mi-8 helicopters, which exceed the permissible values (in depth and area) determined by the Manual for Major Repair of Mi-8 Helicopters.

Corrosion damage of these nodes occurs on the end (support) part and in the hole for the bolt of the sub-reduction frame to the helicopter fuselage due to the ingress of moisture and the formation of a stagnant zone where moisture remains for a long time. After the removal of the specified corrosion lesions, the question arises about the possibility of further operation of sub-gear frames as intended.

For this, it is necessary to answer the questions about the loads that arise in operation in these nodes with corrosion lesions that exceed the permissible norms.

Therefore, the main direction of scientific research of this work is the study of the physical essence of the structure's ability to withstand without destruction and deformation the entire range of operational loads and corrosive environment under the conditions of a regulated operation process.

Achieving the goal is possible using the method of mathematical modeling of the structural elements of the glider with the presence of corrosion damage and the finite element method to calculate the stress-strain state of the main structure glider elements.

Keywords: tensely-deformed state, modeling, fatigue strength, corrosion of steel alloys, corrosion damage, sub-gear frame.