

УДК 629.7.083

НАГОРНИЙ Л.В., старший науковий співробітник

ВНУКОВ А.В., провідний науковий співробітник, кандидат технічних наук

ШУЛЬГІН А.А., науковий співробітник, кандидат технічних наук

МЕТОДИЧНИЙ ПІДХІД ЩОДО ОЦІНКИ МОЖЛИВОСТІ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ВЕРТОЛЬОТІВ З ВТОМНИМИ ПОШКОДЖЕННЯМИ СИЛОВИХ ЕЛЕМЕНТІВ

У статті наведено результати аналізу напружено-деформованого стану силового шпангоута вертольота при появі втомного дефекту з метою оцінки можливості подальшої експлуатації

Ключові слова: вертоліт силовий, шпангоут, напружено-деформований стан., втомні пошкодження

В умовах проведення антитерористичної операції на території України для підтримки забезпечення дій Сухопутних військ Збройних Сил України активно використовуються вертольоти. При цьому режими застосування вертольотів характеризуються великою напруженістю та інтенсивністю. Це призводить до накопичення ушкоджень (бойових, втомних) як обшивки планера, так і його силових елементів (шпангоутів, стрингерів). Перерозподіл навантажень й відповідних напруженостей, що відбуваються в пошкоджених окремих ділянках силових елементів вертольота, може призвести до руйнування цих силових елементів.

Під час експлуатації вертольотів Ми-8МТ(МТВ) виявлено випадки виникнення тріщин від втоми силових елементів, а саме шпангоутів № 7 і № 10 зазначених вертольотів. Так на одному з вертольотів, який має запаси призначеного й міжремонтного ресурсів, виявлено тріщину від втоми в місці кріплення двома горизонтальними болтами верхньої балки шпангоута № 7 і його правої боковини (рисунок 1).

Подальшу експлуатацію вертольотів з тріщинами силових елементів фюзеляжу заборонено експлуатаційною документацією. Керівництвом з виконання капітального ремонту вертольотів також не передбачено виконання ремонту шпангоутів з такими дефектами, тому що усунути їх на вертольоті шляхом зварювання без зняття шпангоута неможливо в зв'язку з необхідністю проведення термічної обробки шпангоута після зварювальних робіт.

Для визначення можливості подальшої експлуатації вертольотів з втомною тріщиною шпангоута проведено дослідження з визначення характеристик загального й локального напружено-деформованого стану такого шпангоута із застосуванням методу кінцевих елементів, який, як відомо, дозволяє проводити розрахунки на основі твердотільного (фізично й геометрично ідентичного)

моделювання структури матеріалу силового елемента на різних рівнях, з урахуванням взаємодії складових елементів і різноманітного поєднання дій зовнішніх чинників.

Комп'ютерні системи інженерного аналізу типу ANSYS створені на основі використання методу кінцевих елементів. Програмно-апаратний комплекс ANSYS дозволяє з високою достовірністю визначати характеристики як загального, так і локального напружено-деформованого стану (НДС) елементів конструкції в пружній і пружнопластичній постановці [1].

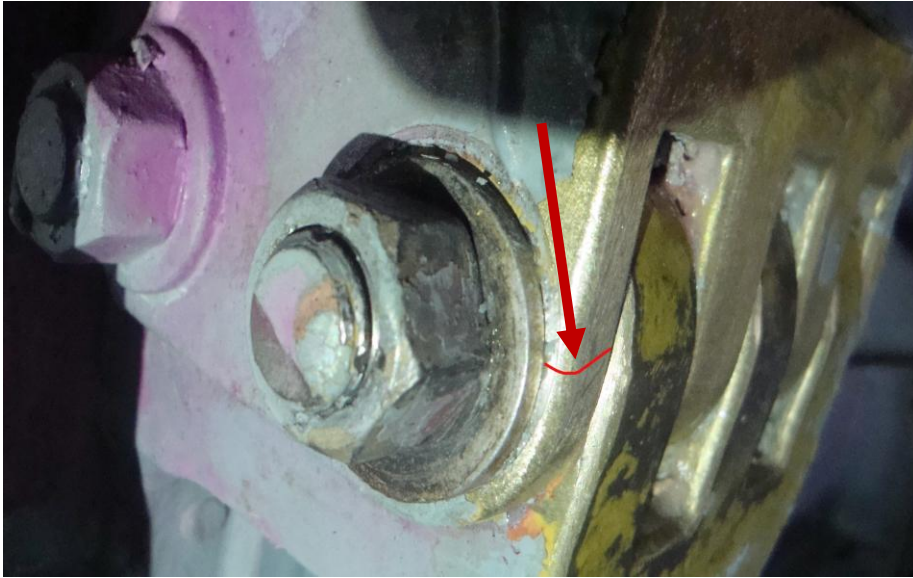


Рис. 1. Тріщина однієї з пластин гребінчастого з'єднання верхньої балки шпангоута № 7 і його правої боковини

На початковому етапі досліджень проведено аналіз конструкції фюзеляжу [2], який показав, що силовий шпангоут № 7, до якого закріплено передні “лапи” підредукторної рами, має навантаження в вигляді двох вертикальних сил, які спрямовано під кутом 45° відносно горизонтальної осі шпангоута (рисунок 2).

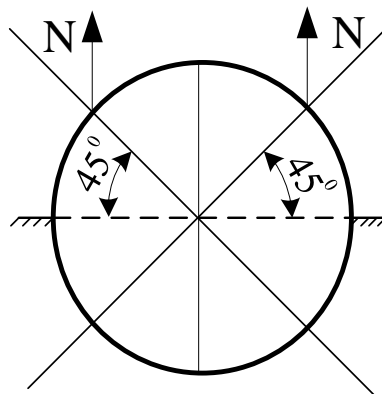


Рис. 2. Схема навантаження силового шпангоута № 7

Для отримання вихідних даних і подальшого розрахунку НДС шпангоута № 7 побудовано епюри згинального моменту (рисунок 3а), поперечної сили (рисунок 3б) і нормальної сили (рисунок 3в), які діють на шпангоут. При цьому враховано максимальне експлуатаційне перевантаження $n_y=1,65$, коефіцієнт безпеки $K=1,7$.

Зусилля N в даному випадку дорівнює тязі несучого гвинта при зльоті вертольота (з нормальною злітною масою без урахування маси втулки несучого гвинта, лопатей несучого гвинта, головного редуктора, автомата перекошу й ще деяких агрегатів закріплених до головного редуктора), поділений на чотири вузли кріплення підредукторної рами, по два на кожному шпангоуті № 7 і № 10.

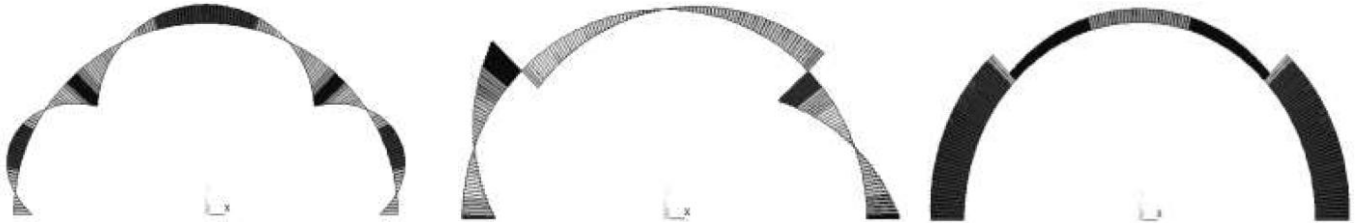


Рис. 3. Епюри зусиль шпангоута № 7 від навантажень

а) згинального моменту

б) поперечної сили

в) нормальної сили

З рисунка 3 видно, що найнебезпечнішими є перерізи шпангоута в районі кріплення підредукторної рами.

На наступному етапі проведено аналіз характеристик локального НДС шпангоута з втомною тріщиною із застосуванням комплексу ANSYS, який включав такі етапи:

створення тривимірної моделі шпангоута;

генерацію кінцево-елементної моделі (тип, розмірність сітки);

розробку розрахункової схеми;

завдання фізико-механічних характеристик матеріалу, залежностей деформації;

накладення граничних умов, типу контакту (кріплення, симетрія);

завдання навантаження (σ_p);

аналіз характеристик локального НДС у зонах імовірного втомного руйнування шпангоута.

Для розрахунку силового шпангоута така конструкція, як фюзеляж вертольота (рисунок 4а), вимагає спрощення початкової геометрії (рисунок 4б). Спрощення здійснювалося з використанням методу підконструкцій [3], тобто на основі багаторівневого поетапного моделювання НДС з послідовним збільшенням величини дискретизації сітки кінцевих елементів. Необхідність спрощень пов'язано з обмеженими можливостями сучасної обчислювальної техніки.

Застосований для спрощень метод підконструкцій дозволяє істотно зменшити кількість вузлів і елементів при подальшому розбитті тіла на кінцево-елементну сітку.

Згідно з кресленням силового шпангоута № 7 вертольота Ми-8МТ за допомогою комп'ютерних систем CAD/CAM/CAE побудовано параметричну модель з'єднання силового шпангоута (рисунок 4в). Отже, модель фюзеляжу першого рівня є початковою геометрією для створення моделі 2-го рівня шпангоута й 3-го рівня з'єднання шпангоута (рисунок 4в).

До верхньої балки силового шпангоута № 7 закріплено передні підкоси підредукторної рами. Навантаження, які діють на силовий шпангоут № 7 вертольота

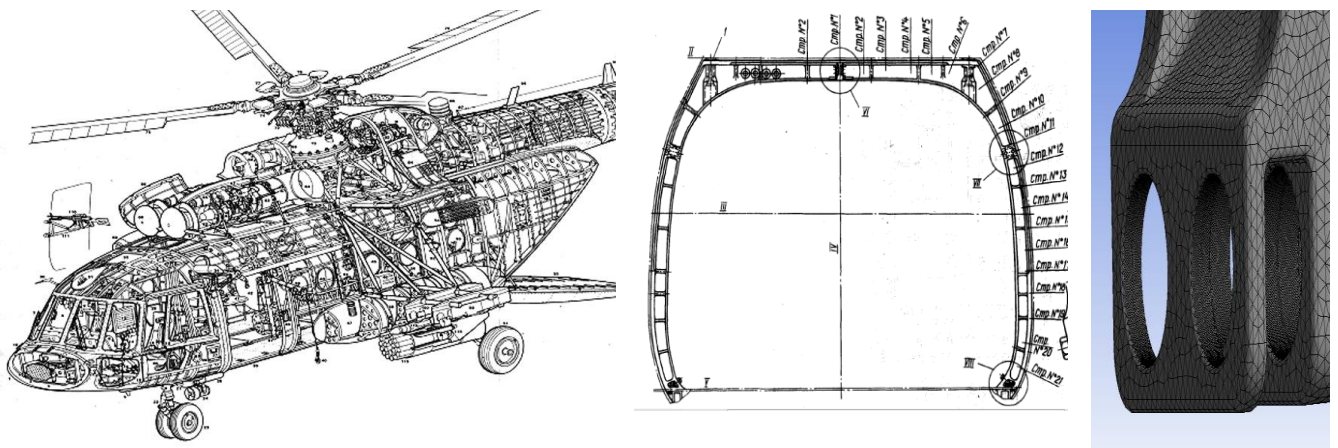


Рис. 4. 3D-моделі різного рівня

- а) фюзеляж вертольота Ми-8МТ б) силовий шпангоут № 7 в) з'єднання шпангоута фюзеляжу

Ми-8МТ, визначені виходячи з нормальної злітної ваги вертольота та ваги агрегатів, маса яких у польоті не створює в зазначеному шпангоуті зусиль навантаження. Аналіз навантажень у шпангоуті № 7 проведений для злітного режиму вертольота Ми-8МТ.

Для проведення розрахунку задано основні характеристики матеріалу АК-6: модуль пружності (модуль Юнга) ($E = 72$ МПа), коефіцієнт Пуассона ($\mu = 0,33$), густина ($\rho = 2750$ кг/м³), межа текучості ($\sigma_T = 378$ МПа); зусилля N (але вже без врахування коефіцієнта безпеки і перевантаження).

Аналіз навантаження з'єднання шпангоута № 7 показав, що для значень $\sigma_{екв} = 33$ МПа величина повної деформації, що встановилася, складає $\Delta\varepsilon = 0,731 \times 10^{-3}$, або 0,731 % при $\sigma_m = 33,05$ МПа. Так як $\sigma_T = 378$ МПа, пластичних деформацій в шпангоуті не виникає.

Для моделювання появи дефекту в з'єднанні силового шпангоута при експлуатації, згенеровано тріщину, подібну до тріщини, яка виявлена на вертольоті Ми-8МТ в експлуатації, у вигляді відсутності зв'язків між кінцевими елементами. Параметри силового навантаження задано ідентичними моделюванню силового шпангоута без дефекту. Результати розрахунку НДС з дефектом показують, що в зонах імовірного втомного руйнування спостерігається підвищене значення напружень $\sigma_{екв} = 37$ МПа і деформацій $\Delta\varepsilon = 0,831 \times 10^{-3}$.

На кінцевому етапі проведено визначення циклічної довговічності шпангоута N_p із застосуванням уніфікованої формули Мэнсона [4]:

$$\Delta\varepsilon = \frac{3,5(\sigma_{дл} - \sigma_m) N_p^{-0,12}}{E} + \left(\ln \left[\frac{1}{1-\psi} \right] \right)^{0,6} \cdot N_p^{-0,6},$$

де $\Delta\varepsilon$ – інтенсивність розмахів деформації в циклі, $\sigma_{дл}(t, T)$ – межа довготривалої міцності при відповідній максимальній температурі та часу дії (t_i) найважчого розрахункового режиму; σ_m – інтенсивність середнього напруження в циклі, яке

дорівнює $\sigma_{екв}$, ψ – коефіцієнт поперечного звуження матеріалу. Розмах пружних деформацій $\Delta\varepsilon = 0,7 \times 10^{-3}$, число циклів до руйнування, отримане при розрахунку за формулою Мэнсона, $N \approx 20 \cdot 10^{11}$. При розрахунку шпангоута з тріщиною значення розмаху деформацій дорівнює $\Delta\varepsilon = 0,8 \times 10^{-3}$, число циклів до руйнування $N \approx 17 \cdot 10^{11}$. Бачимо, що число циклів до руйнування зменшилося не досить суттєво. Беручи до уваги кількість циклів, які відбуваються в одному польоті вертольота, можна стверджувати, що за один політ руйнування шпангоута не відбудеться.

Отже, в статті розглянуто методичний підхід щодо оцінки можливості експлуатації вертольотів з тріщинами силових елементів із застосуванням методу кінцевих елементів, реалізованого в програмно-апаратному комплексі ANSYS. Підхід складається з кількох послідовних етапів:

- 1) при виявленні тріщини в силовому шпангоуті проводиться аналіз конструкції шпангоута та навантажень на нього;
- 2) будуються епюри сил та моментів, які діють на шпангоут на різних режимах польоту вертольота;
- 3) визначається найбільш небезпечні перерізи шпангоута;
- 4) проводиться розрахунок та аналіз напружено-деформованого стану шпангоута без тріщини (особливо у найбільш небезпечних перерізах) та з тріщиною в ньому із застосуванням програмно-апаратного комплексу ANSYS;
- 5) визначаються значення циклічних довговічностей шпангоута без тріщини та з тріщиною у ньому та їх порівняння;
- 6) прийняття рішення щодо подальшої експлуатації (або зняття з експлуатації) вертольота з тріщиною у силовому шпангоуті.

Застосування цього підходу потребує постійного контролю в експлуатації за розвитком тріщини та періодичному здійсненні аналізу напружено-деформованого стану пошкодженого шпангоута, що пов'язане з значними часовими витратами. Але дозволяє розглядати можливість подальшої експлуатації вертольотів з тріщинами силових елементів, які не можуть бути усунуті шляхом ремонту.

ЛІТЕРАТУРА

1. Бруяка В.А. Инженерный анализ в ANSYS Workbench / В.А. Бруяка. – Самара: СГТУ, 2010. – 271 с.
2. Михеев Р.А. Прочность вертолетов / Р.А. Михеев. – М.: Машиностроение, 1984. – 280 с.
3. Метод определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния отсека фюзеляжа вертолета [Текст] / А.Г. Гребеников, Л.Р. Джемилев, Д.Ю. Дмитренко и др. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”. – Вып. 51. – Х., 2011. – С. 17-29.
4. Биргер И.А., Шор Б.Ф., Иосипович Г.Б. Расчет на прочность деталей машин. – М.: Машиностроение, 1993. – 629 с.