

С.В. Пащенко¹, Б.С. Карпінос¹, О.М. Добриденко¹, П.П. Ковель¹

¹Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

ВПЛИВ БОЙОВИХ УРАЖЕНЬ НА ТЕХНІЧНИЙ СТАН СИЛОВИХ КОНСТРУКЦІЙ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ ЗБРОЙНИХ СИЛ УКРАЇНИ

У статті запропоновано підхід до визначення впливу бойових уражень на несучу здатність конструкцій авіаційної техніки. Зазначений підхід базується на чисельно-фізичному моделюванні напружених станів складних механічних об'єктів. Наведено результати моделювання технічного стану силових елементів літаків та вертольотів з бойовими ураженнями. Розглянуто можливості відновлення стану конструкцій за рахунок технологічних рішень.

Ключові слова: комп'ютерне моделювання, технічний стан, силовий елемент літака, лопать гелікоптера, бойове ураження, пошкодження, ресурс.

Вступ

Досвід використання штурмовиків Су-25, а також транспортно-бойових та ударних вертольотів типу Ми-8, Ми-24 у бойових діях в ході антитерористичної операції на сході України свідчить про непоодинокі випадки пошкоджень різноманітних силових елементів планера літаків та лопатей несучого гвинта вертольотів внаслідок влучень засобів ураження. Зазначені обставини окреслили загальну проблему щодо забезпечення подальшої безпечної експлуатації та використання за призначенням військових літальних апаратів з бойовими ураженнями. При вирішенні цієї проблеми необхідно враховувати той факт, що місце розташування пошкоджень, а також їх форма та розміри мають випадковий характер, а це, в свою чергу, ускладнює визначення фактичного технічного стану відповідних елементів конструкції літальних апаратів [1, 2, 3]. Тому висновок, щодо можливості подальшої експлуатації літака та вертольоту у кожному конкретному випадку потребує проведення відповідного комплексу досліджень. Як один із можливих варіантів пропонується науково-методичний апарат, що базується на сучасних методах комп'ютерного моделювання напруженого і граничного станів складних механічних конструкцій.

Мета роботи. Метою роботи є визначення рівня впливу бойових уражень на технічний стан силових елементів конструкцій і розробка практичних пропозицій щодо відновлення їх несучої здатності.

Результати досліджень. Об'єктами досліджень вибрано планери літака типу Су-25 та лопаті несучого гвинта вертольотів типу Ми-8, Ми-24. Для дослідження їх технічного стану виконано комп'ютерне моделювання напруженого стану відповідних елементів конструкції. Залучено потужні сучасні комп'ютерні технології, що

базуються на методах кінцевих елементів. Це дозволяє розв'язувати задачі механіки твердого тіла та механіки руйнування в пружній та пружно-пластичній постановках за різноманітних експлуатаційних умов навантаження [4]. Конструкція у вигляді базової віртуальної комп'ютерної моделі розглядається як просторовий об'єкт, а пошкодження – як параметричні випадки з банку спостережень. Візуалізація результатів розрахунків є достатньо наочною, що сприяє оперативній оцінці ситуації щодо об'єкта досліджень.

Загальний алгоритм розв'язку основної задачі передбачав побудову за конструкторською документацією розробника техніки моделі частини силового елемента з без та з пошкодженням, подальшу її фрагментацію кінцевими елементами, закладання умов механічної взаємодії між складовими конструкції, призначення крайових механічних умов і безпосередній розрахунок компонент пружних напружень, а також аналіз їх розподілу, особливо в місцях концентрації напружень, та пошук критично небезпечних зон.

На рис. 1 наведено комп'ютерну модель частини крила літака типу Су-25, як базового силового елемента. Елемент виготовлено зі сплаву Д16 [5, 6].

При моделюванні типові кулеметні та осколкові пошкодження відтворювалися в моделі у вигляді додаткових наскрізних отворів:

колових – діаметром $\varnothing = 30$ мм,

трикутних з сторонами $l \cdot h \cdot b = 100 \cdot 100 \cdot 100$ мм.

Бокові поверхні пошкоджень мали гострі кромки.

Форма і розміри кінцевих елементів сітки, їх кількість задавалися програмно.

Використовувалися трикутні, призматичні, тетраедричні та інші просторові кінцеві елементи.

В зонах очікуваної концентрації напружень фрагментація сітки здійснювалася додатково.

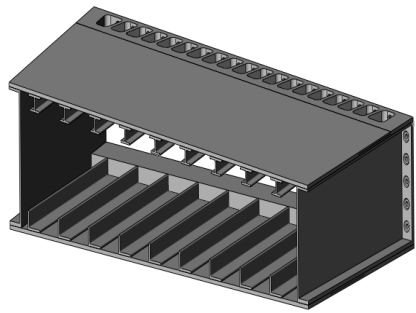
Приймалися лінійні фізичні співвідношення теорії пружності.

Закладено механічні крайові умови, що відповідають польотним умовам навантаження крила літака [8,9]:

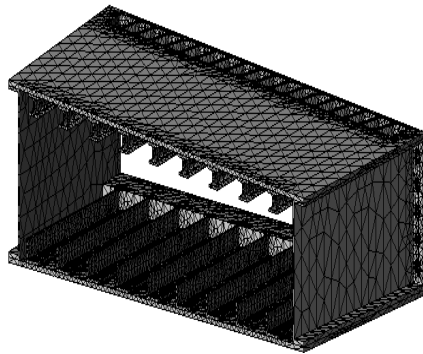
центральний згинальний момент
 $M_{зг} = 4343 \text{ Нм}$;

еквівалентна поперечна сила $Q = 12200 \text{ Н}$;

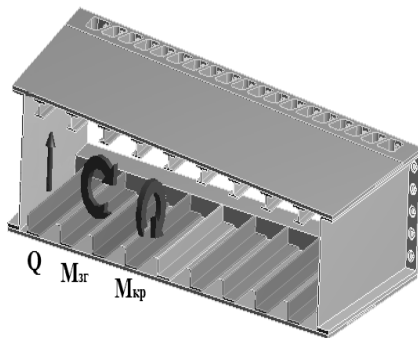
крутний момент відносно осі жорсткості крила
 $M_{кр} = 28927 \text{ Нм}$.



а)



б)



в)

Рис. 1. Комп'ютерна модель фрагменту крила літака а) базова комп'ютерна модель; б) фрагментація кінцевими елементами; в) схема механічного навантаження. Джерело: розроблено авторами.

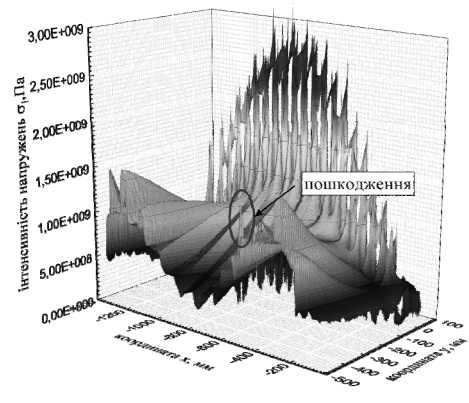
Аналіз результатів напруженого стану базового елемента без пошкоджень засвідчив неоднорідність розподілу напружень та їх концентрацію в місцях з'єднань лонжерона і обшивки та в гребінцях канавок болтових з'єднань.

Напруження в цих місцях досягали значень $\sigma_i = 1.09 \cdot 10^8 \text{ Па}$. Вони менше межі текучості

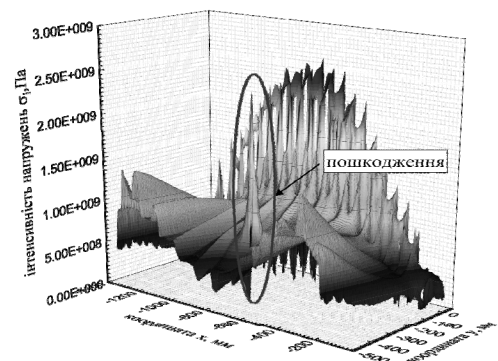
$\sigma_i \ll \sigma_{0.2}$ та втомної витривалості $\sigma_i < \sigma_{-1}$ матеріалу, що забезпечує нормовану втомну міцність елемента [10, 11].

Моделювання напруженого стану елемента з пошкодженням показало, що має місце додаткове збільшення рівня концентрації напружень. Воно залежить від місця розташування пошкодження та його геометрії (рис.2).

Розглянуто два можливих випадки: перший, коли пошкодження перетинає тільки обшивку крила; другий – коли обшивку і стрингер. У першому випадку в околі колових отворів напруження не перевищують межу втомної витривалості σ_{-1} , у другому – таке перевищення можливо. В околі трикутних пошкоджень за обох випадків напруження перевищують межу текучості матеріалу, що лімітує несучу здатність конструкції і обмежує її подальшу експлуатацію.



а)



б)

Рис. 2. Розподіл еквівалентних напружень по верхній панелі обшивки крила з коловим – а) та трикутним – б) пошкодженням. Джерело: розроблено авторами.

З метою відновлення несучої здатності пошкодженого силового елемента наявне пошкодження моделюється до колового або еліптичного отвору. Далі в нього віртуально встановлюється і закріплюється спеціальна накладка (рис.3).

Таке конструктивне технологічне рішення, як засвідчили результати розрахунків напруженого

стану, приводить до переміщення зони розташування максимальних напружень із зовнішньої на внутрішню поверхню обшивки.

На зовнішній поверхні обшивки вони зменшуються з $\sigma_i = 3 \cdot 10^7$ Па до $\sigma_i = 2.2 \cdot 10^7$ Па, на внутрішній поверхні зростають з $\sigma_i = 2 \cdot 10^7$ Па до $\sigma_i = 9 \cdot 10^7$ Па.

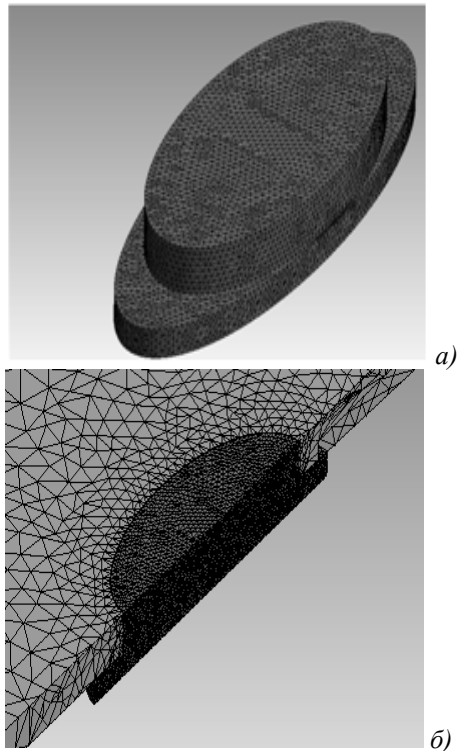


Рис. 3. Комп'ютерна модель накладки – а) та схема її закріплення із обшивкою – б).
Джерело: розроблено авторами.

Однак це не критично і не впливає на забезпечення втомної міцності відновленого силового елемента крила, максимальні напруження якого не перевищують границі втомної витривалості сплаву Д16.

Використовуючи наведений вище алгоритм, виконано дослідження лопаті несучого гвинта транспортно-бойових вертольотів типу Ми-8. На рис.4 наведено частину лопаті, її комп'ютерну модель та схему механічного навантаження.

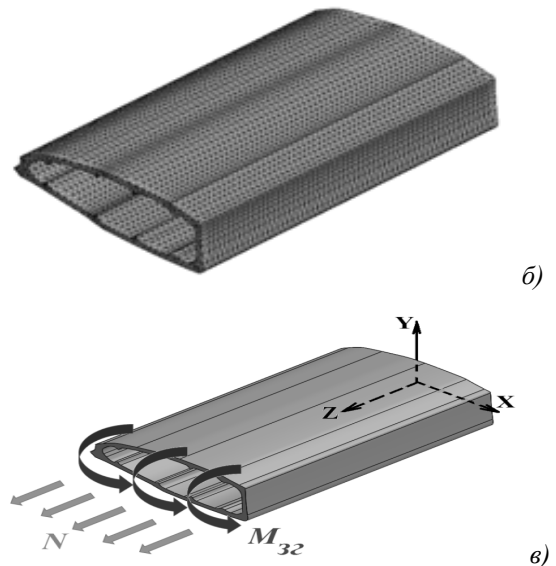
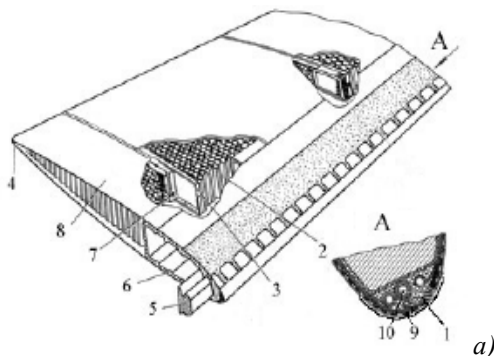


Рис.4. Частина лопаті несучого гвинта:
а) конструкція фрагменту; б) комп'ютерна модель;
в) схема механічного навантаження;
1 – протикригова система, 2 – сотовий заповнювач, 3 – нервюра, 4 - хвостовий стрингер, 5 – балансир, 6 – лонжерон, 7 – міжвідсіковий вкладень, 8 – обшивка, 9 – оковка, 10 – електрична мережа живлення протикригової системи.

Джерело: розроблено авторами.

До фрагменту лопаті прикладалися такі експлуатаційні навантаження:

момент згину $M_{зг} = 7296 \text{ Нм}$;

відцентрова сила $N = 97500 \text{ Н}$;

момент кручення $M_{кр} = 3600 \text{ Нм}$;

поперечна сила $Q = 2970 \text{ Н}$.

Кінцеві елементи мали форму неправильного тетраедру загальною кількістю до 200000 вузлів (рис.5).

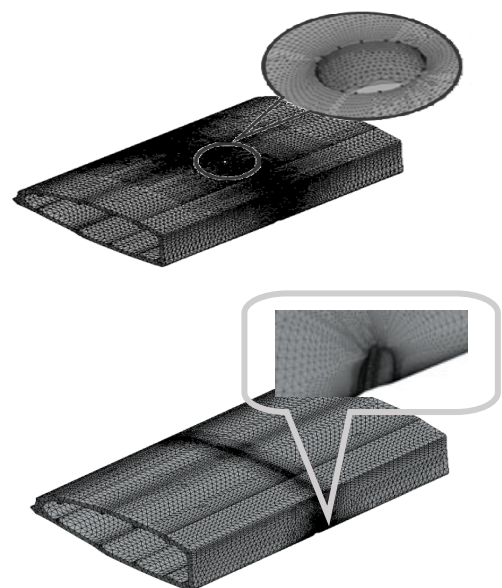


Рис. 5. Формування оптимальної сітки кінцевих елементів в околі пошкодження
Джерело: розроблено авторами.

Розміри елементів основної і фрагментованої сіток забезпечили максимальну похибку результатів розрахунку 2...3 %. Пошкодження від бойового ураження стрілецькою зброєю в стінках і на зовнішньому ребрі лонжерона відтворювались в моделі наскрізними отворами діаметрами $\phi=7.62$ мм, $\phi=12.7$ мм під кутами до поверхні $\beta=90^\circ$; 60° ; 45° ; 30° . Додатково в окремих випадках за допомогою повздовжніх циліндричних каналів радіусом $r=0,2$ мм моделювалися механічні риси на поверхні отвору. Лонжерон виготовлено зі сплаву АВТ-1.

Результати виконаних розрахунків показали, що в непошкоджену лонжероні на типовому режимі польоту максимальні напруження в напрямку осі z досягали значення, $\sigma_z = 57 \cdot 10^6$ Па, що не перевищує границі витривалості цього сплаву (рис.6).

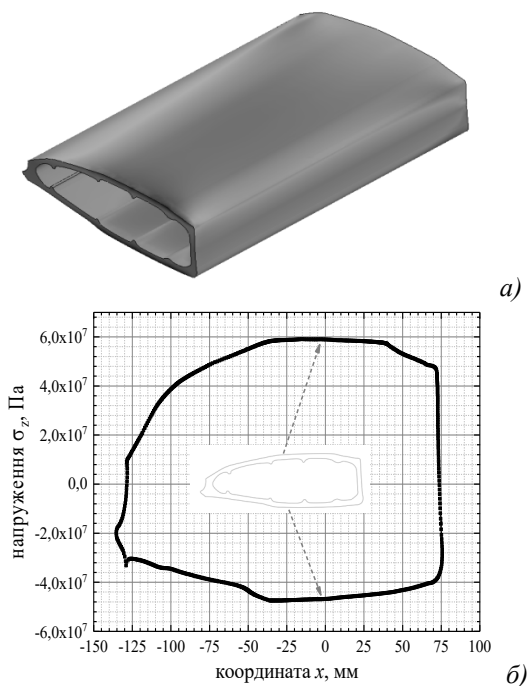


Рис. 6. Розподіл напружень σ_z в лопаті без пошкоджень, на її поверхнях – а), по зовнішній її кромці – б).
Джерело: розроблено авторами.

При бойових пошкодженнях в лопаті при майже незмінних номінальних напруженнях в околі пошкодження формується зона концентрації напружень. Концентрація напружень для колового отвору $\alpha_\sigma = 3$ (отвір під кутом 90°), для еліптичного отвору $\alpha_\sigma = 1 + 2\sqrt{\frac{r}{R}}$, де r, R – радіуси еліпса (отвори під кутом 60° , 45° , 30°).

На рис. 7 наведено модель лопаті з пошкодженнями та розподіл напружень по її перерізу.

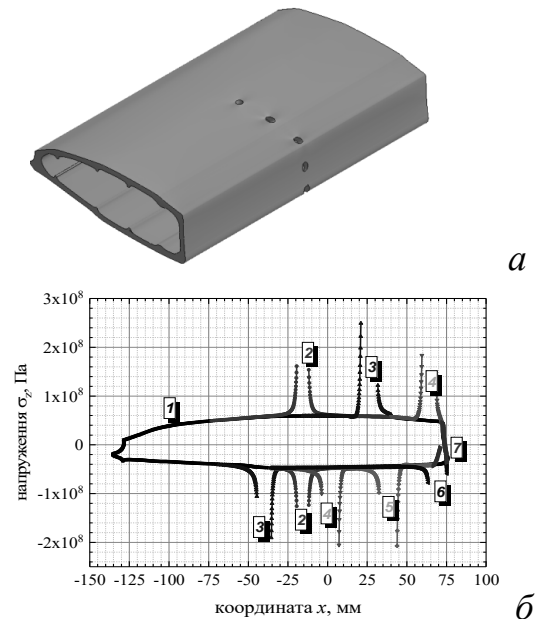


Рис.7 Комп'ютерна модель фрагменту лопаті а) та розподіл напружень σ_y на поверхнях та по зовнішній кромці; б) лопаті з пошкодженнями; 1 – без пошкодження, 2 – отвір під кутом 90° , 3 – 60° , 4 – 45° , 5 – 30° , 6 – ребро під кутом 45°
Джерело: розроблено авторами.

Особливо небезпечні вони на верхній поверхні лонжерону, де спостерігається перевищення границі витривалості сплаву. Це, в свою чергу, ускладнює прийняття рішень стосовно можливої подальшої безпечної експлуатації лопаті.

В цьому випадку використовується візуалізація результатів визначення напруженого стану та довговічності матеріалу. Зазвичай, небезпечна зона позначається червоним кольором.

Як приклад, на рис.8 показана така візуалізація для випадку, коли в околі пошкодження напруження досягають значення $\sigma_z = 250 \cdot 10^6$ Па, а довговічність лопаті дорівнює всього $N=100$ циклів (20 сек. польоту). Подальша втрата несучої здатності визначається швидкістю поширення тріщини.

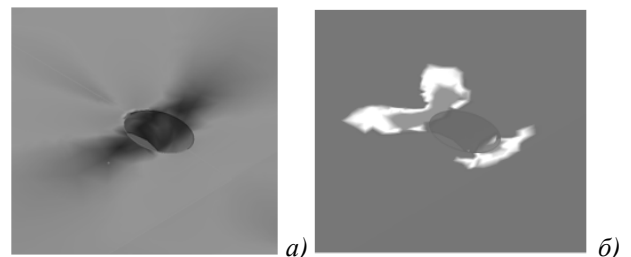


Рис.8. Візуалізація напруженого стану а) та довговічності б) в околі пошкодження
Джерело: розроблено авторами.

Якщо пошкодження знаходиться в зоні дії незначних напружень, наприклад біля нейтральної поверхні, то воно може збільшити їх рівень, але не перевищити границю витривалості матеріалу [3,4]. В цьому випадку таке пошкодження є небезпечним.

Ситуація може змінитися, якщо в пошкодженні є подрипини та ризики. Тоді за рахунок виникнення додаткових локальних концентраторів напружень довговічність зменшується (рис.9).

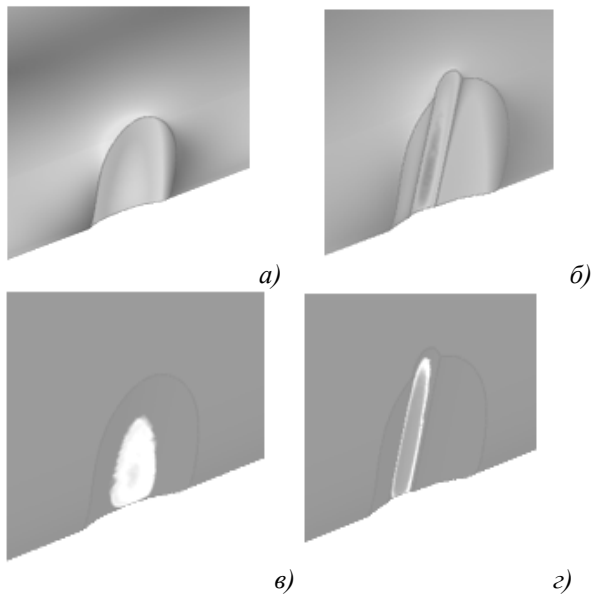


Рис.9. Візуалізація напруженого стану а), б) та довговічності в), з) в околі різних пошкоджень
Джерело: розроблено авторами.

Ця обставина обумовлює можливість обмеженої експлуатації лопаті з пошкодженням за умови постійного контролю його параметрів та розташування.

Висновки

На основі результатів комп'ютерного моделювання напруженого стану силових елементів військових літаків та вертольотів визначено вплив бойових уражень на погіршення їх несучої здатності.

Наведено приклад застосування технологічних рішень для відновлення несучої здатності силових елементів.

Визначено умови обмеженого ресурсу експлуатації елементів з бойовими ураженнями.

Список літератури

1. Барзилович Е.Ю., Савенков М.В. Статистические методы оценки состояния авиационной техники. – М.: Транспорт, 1987.– 240 с.
2. Зайцев В.Н., Рудаков В.Л. Конструкция и прочность самолетов. – К.: Вища школа, 1978. – 487 с.
3. Иосилевич Г.Б. Детали машин. – М.: Машиностроение, 1988.–368 с.
4. Карпінос Б.С., Кашевацький А.М., Куліш В.М. Чисельне дослідження розтягу пластини з центральним та додатковими отворами / Наукоємні технології – К.: НАУ, 2014. – № 3 (23). – С. 275–279.
5. Марочник сталей и сплавов. Под ред. Зубченко А.С. – М.: Машиностроение, 2003. – 784с.
6. Справочник по авиационным материалам. Том 1, Том 3. – М.: Машиностроение, 1965. – 365 с
7. Александров В.Г. Справочник по авиационным материалам. – М.: Транспорт, 1972. – 320с.
8. Гудков А.И., Лешаков П.С. Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1968. – 470 с.
9. Райхер В.Л., Француз Т.А. Рекомендации ЦАГИ по способам расчета усталостных повреждений и оценки ресурса конструкции самолетов. – Отчет ЦАГИ № 711, 1971. – 22 с.
10. Трощенко В.Т., Сосновский Л.А. Сопротивление усталости металлов и сплавов. Справочник. – К.: Наукова думка, 1987. – 350 с.
11. Кузьменко В.А., Матохнюк Л.Е., Писаренко Г.С. и др. Усталостные испытания при высоких частотах нагружения. – К.: Наукова думка, 1979.– 336 с.
12. Юхачов В.В., Харченко О.В., Пащенко С.В., Хільченко М.Ф. Коливання і ресурс авіаційних конструкцій. – Одеса, 2010. – 128 с.

Надійшла до редколегії 26.11.2021

Схвалена до друку 10.12.2021

Відомості про авторів:

Пашенко Сергій Валерійович

кандидат технічних наук
доцент
Заступник начальника Державного науково-дослідного інституту авіації з наукової роботи,
Київ, Україна
s.pashchenko@post.mil.gov.ua
<https://orcid.org/0000-0002-8513-2488>

Карпінос Борис Сергійович

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

Добриденко Олег Миколайович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
начальник науково-дослідного управління
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-2029-1488>

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>

Information about the authors:

Serhii Pashchenko

Candidate of Technical Sciences
Associate Professor
Deputy Chief
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
s.pashchenko@post.mil.gov.ua
<https://orcid.org/0000-0002-8513-2488>

Borys Karpinos

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

Oleg Dobrydenko

Candidate of Technical Sciences
Senior researcher
Head of Research Management
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-2029-1488>

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>

INFLUENCE OF COMBAT DAMAGES ON THE TECHNICAL CONDITION OF AVIATION STRUCTURES (AIRCRAFT) OF THE AIRFORCE OF UKRAINE

S. Pashchenko, B. Karpinos, O. Dobrydenko, P. Kovel

The article solves the problem of determining the influence of combat damage on the deterioration of the bearing capacity of aircraft structures. The solutions were based on numerical-physical modeling of stress states of complex mechanical objects.

Gliders of the Su-25 planes and the propeller blades of the Mi-8 and Mi-24 helicopters were selected as objects of research. To research their technical condition, computer simulation of the stress state of the corresponding structural elements was performed.

The model of a part of the main element of the objects of research was built using the design documentation of the developer by its fragmentation by finite elements and further analysis of their distribution in places of stress concentration.

This approach allowed to solve the problems of solid mechanics and fracture mechanics in elastic and resiliently plastic settings under different operating conditions of the load. At the same time, the elements of the wing of the Su-25 aircraft and the blades of the propeller of the Mi-8 helicopter were considered separately, both in the basic version and with combat defeats. During the simulation, typical machine gun and shrapnel damage were reproduced in the model in the form of additional through holes.

The results of modeling the technical condition of the main elements of aircraft and helicopters without and with combat losses are presented.

Particularly dangerous zones of power elements of the structure have been identified, where the limit of endurance of the alloy is exceeded.

Considered possibilities of repair to construction defect-free condition due to repair decisions.

Keywords: *computer simulation, technical condition, aircraft main element, helicopter blade, combat defeat, damage, resource.*