

## **Аналіз методів прогнозування втомної довговічності закрилків літаків транспортної категорії**

*Національний аерокосмічний університет «ХАІ»*

У роботі виконано огляд методів прогнозування втомної довговічності елементів конструкції закрилків і механізмів їх навішування, а також аналіз їх застосовності. Проаналізовано конструкцію закрилків і механізмів їх навішування, різноманіття навантажень, що діють на ці агрегати в польоті. Сучасні авіаційні правила та інші нормативні документи висувають підвищені вимоги до обсягу та якості розрахунків на втому елементів основної силової конструкції сучасних транспортних літаків, у тому числі закрилків і механізмів їх навішування. Розглянуто методи забезпечення підвищення втомної довговічності за рахунок застосування різних конструктивно-технологічних рішень. Розглянуто вимоги, що застосовуються до методів і методик розрахунків на втомну довговічність. Проаналізовано три найбільш поширені в авіаційній галузі методики розрахунку втомної міцності: розрахунок за якістю конструкції, розрахунок за теорією подібності та розрахунок за теорією рейтингів втоми. Детально виконано розбір застосування методів розрахунку за теорією рейтингів. Розглянуто основні залежності, що використовуються в методиці. За результатами аналізу численних вітчизняних і зарубіжних досліджень впливу на втому різних конструктивно-технологічних параметрів (особливостей) елементів авіаційних конструкцій у методиці виділили параметри, що мають найбільш значний вплив на втому. На основі аналізу представлених методів було розроблено метод прогнозування втомної довговічності, інтегрованого проектування і моделювання потенційно-критичних місць закрилка та механізмів його навіскі. Підкреслено особливу роль чисельних методів, насамперед методу кінцевих елементів (МКЕ), які дозволяють враховувати складну геометрію, неоднорідність матеріалу і взаємодію елементів конструкції агрегатів літака. Розглянуто застосовність аналітичних, чисельних і експериментальних методів прогнозування втомної довговічності елементів конструкції агрегатів при проектуванні літака.

**Ключові слова:** втомна довговічність, концентрація напружень, авіаційні конструкції, закрилки, механізми.

### **Вступ**

Забезпечення міцності та довговічності авіаційних конструкцій є однією з ключових умов безпечної експлуатації повітряних суден транспортної категорії. Особливе значення мають елементи механізації крила — закрилки та механізми їх навішування, оскільки вони піддаються високим циклічним навантаженням у найбільш відповідальні режими польоту: під час зльоту та посадки. Ці елементи не тільки визначають злітно-посадкові характеристики літака, але й багато в чому впливають на його експлуатаційну надійність та вартість життєвого циклу.

Сучасні методи проектування та сертифікації вимагають обов'язкового аналізу втомної довговічності. Міжнародні авіаційні правила (CS-25, FAR Part 25, АПУ-25) передбачають проведення розрахунків і випробувань для підтвердження ресурсу без виникнення небезпечних втомних тріщин. Це особливо актуально для транспортних літаків, які здійснюють тисячі циклів зліт-посадка на рік, що призводить до значних втомних навантажень на механізацію крила [1].

Складність завдання прогнозування довговічності закрилків і механізмів їх навішування визначається поєднанням факторів: варіативністю спектру експлуатаційних навантажень, наявністю рухомих з'єднань і кінематичних

механізмів, а також впливом зовнішніх умов (температура, вологість, корозійне середовище). Тому при проектуванні застосовуються комплексні підходи, що включають аналітичні, експериментальні та чисельні методи. Ця стаття присвячена огляду та систематизації методів розрахунку втомної довговічності зазначених елементів, аналізу їх застосовності на різних етапах життєвого циклу авіаційної техніки, а також розробленню метода прогнозування втомної довговічності, інтегрованого проектування і моделювання потенційно-критичних місць закрилка та механізмів його навіскі.

Конструктивна різноманітність закрилків велика: застосовуються щільні, подвійні і потрійні секційні закрилки, закрилки Фаулера та інші. Вибір схеми визначається вимогами до аеродинамічних характеристик і експлуатаційних особливостей. Незалежно від конструкції такі пристрої працюють у важких умовах і піддаються значним навантаженням. На рис. 1 представлений фрагмент закрилка з механізмом навіскі літака Ан-148 [2].

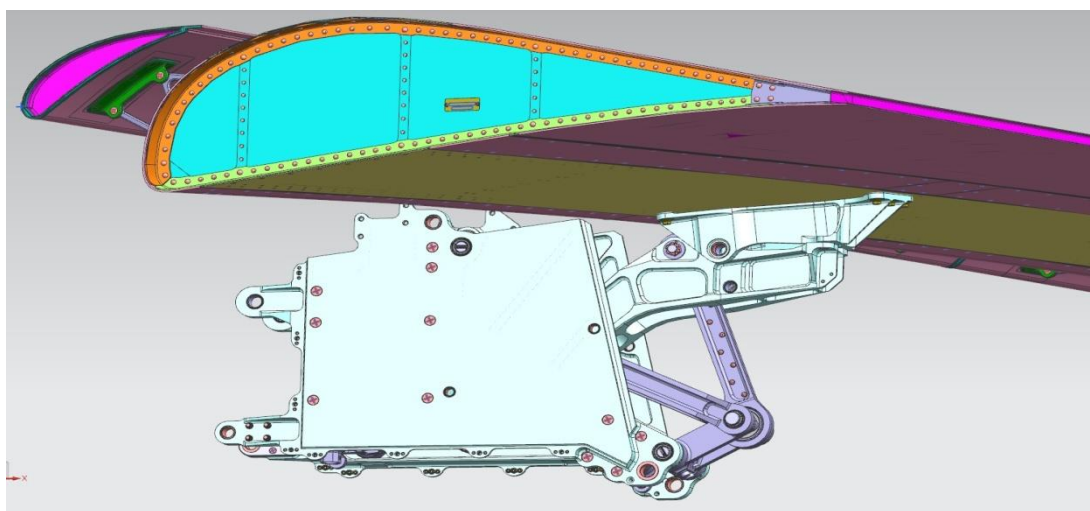


Рис. 1. Фрагмент закрилка з механізмом навіскі літака Ан-148

Навантаження на закрилки залежать від фази польоту та умов експлуатації. Найбільші напруження виникають під час зльоту та посадки, коли закрилки відхилені на великі кути та піддаються дії високих аеродинамічних сил. При цьому цикли навантаження включають як малоциклові, пов'язані зі злітно-посадковими циклами, так і багатоциклові, обумовлені коливаннями в польоті. Додаткові складнощі створюють зовнішні фактори — турбулентність, маневри, пориви вітру. У цих умовах на механізми навішування закрилків діють динамічні навантаження, що призводять до вібрацій і можливих перевантажень. Ці фактори істотно скорочують ресурс конструкції, особливо для деталей, що знаходяться в сполученні або працюють в умовах тертя [3].

Сучасні авіаційні правила [4] та інші нормативні документи [5] висувають підвищені вимоги до обсягу та якості розрахунків на втому елементів основної силової конструкції сучасних транспортних літаків, у тому числі закрилків та механізмів їх навішування. Забезпечення високої якості таких розрахунків особливо важливо на етапах ескізного та робочого проектування літака, коли обирається конструктивно-технологічне виконання основних силових елементів, закладаються основи забезпечення безпеки та економічної ефективності літака за умовами втомної міцності конструкції [6].

Очевидно, що для успішного виконання таких розрахунків застосовувані методи і методики розрахунків на втому повинні відповідати цілій низці вимог, головними з яких є наступні:

- універсальність (можливість розрахунків на втому всіх основних типів конструктивних елементів);
- врахування конструктивно-технологічних особливостей кожного елемента;
- простота застосування;
- прийнятна точність і консервативність результатів розрахунків;
- можливість програмування розрахунків.

Добре відомо, що втомна довговічність елементів авіаційних конструкцій залежить від цілого ряду факторів, головними з яких є:

- характеристики опору втоми сплавів і напівфабрикатів, з яких виготовлені елементи;
- конструктивно-технологічні особливості елементів.

Існує три найбільш поширені в авіаційній галузі методики розрахунку втомної міцності: розрахунок за якістю конструкції (В. Б. Лоїм), розрахунок за теорією подібності (В. П. Когаєв) і розрахунок за теорією рейтингів втоми (В. Є. Стрижиус). Перші два методи відносяться до групи методів, які використовують поняття ефективного коефіцієнта концентрації напружень. У теорії подібності ефективний коефіцієнт концентрації напружень розглядається за формулою Когаєва [7, 8]. У другому методі, запропонованому Лоїмом [9], оперують параметром «якість». Рівень S-N кривої еталонного зразка матеріалу і величина ефективного коефіцієнта концентрації напружень одночасно визначають «якість» елемента конструкції, ця характеристика визначається на підставі аналізу експериментальних даних і накопиченого досвіду експлуатації аналогічних конструкцій. У третьому методі, запропонованому Стрижиусом [10], використовується поняття рейтингу втоми ( $\sigma_R$ ) – максимального нормального напруження віднульового циклу (номінальне напруження в перерізі «брутто»), при якому втомна довговічність елемента в зоні розглянутого потенційно-критичного місця дорівнює  $10^5$  циклів при 50%-ній ймовірності з рівнем надійності 0,5.

Методика, синтезує теоретичні та практичні положення сучасних методів розрахунку на втому елементів авіаційних конструкцій. Методика об'єднує групу розрахункових методів за номінальними напруженнями в розглянутих елементах, використовує гіпотезу лінійного підсумовування Пальмгрена-Майнера. Згідно з цією гіпотезою, сумарне пошкодження конструкції визначається сумою часткових пошкоджень від окремих циклів навантаження. Цей метод дозволяє прогнозувати втомний ресурс при складних експлуатаційних спектрах, характерних для транспортних літаків. Методика заснована на широкому застосуванні кінцево-елементних моделей загального і місцевого напружено-деформованого стану.

В якості базових характеристик сплавів і напівфабрикатів, з яких виготовлені елементи, для врахування конструктивно-технологічних особливостей кожного елемента в методиці запропоновано процедуру корекції цих базових характеристик з використанням спеціальних коефіцієнтів корекції. Методика дозволяє значно спростити і підвищити точність розрахунків на втому всіх основних типів елементів авіаційних конструкцій.

Як уже зазначалося в методиці, вводиться в якості базового параметра  $\sigma_R$  - рейтинг втоми або максимальне напруження від нульового циклу (номінальне напруження в перерізі «брутто»), при якому втомна довговічність елемента в зоні

розглянутого потенційно критичного місця дорівнює  $10^5$  циклів (параметр  $\sigma_R$  за своєю фізичною суттю ідентичний параметру  $DFR$  (*Damage Fatigue Rating*) - рейтингу втомного пошкодження, введеному свого часу в практику розрахунків на втому фірмою «Boeing» [8], але на відміну від останнього відповідає 50% рівню ймовірності і 50% рівню довіри,  $DFR$  за даними роботи [8] відповідає 95% рівню ймовірності і 95% рівню довіри.

Вводиться  $\sigma_{R0}$  – базове значення рейтингу втоми без урахування впливу конструктивно-технологічних особливостей (параметрів) елемента. Вводяться також коефіцієнти корекції  $\sigma_{R0}$ , що враховують вплив на втому конструктивно-технологічних особливостей (параметрів) елемента.

Основні положення методики можна сформулювати наступним чином:

1. Використання в якості основних параметрів, що характеризують НДС розглянутого елемента в зоні потенційно-критичного місця:

- значень номінальних напружень «брутто»;
- значень  $K_t$  -теоретичних коефіцієнтів концентрації напружень.

2. Використання значення  $\sigma_{экв}$  (еквівалентного «брутто» напруги) в якості основного параметра, що характеризує втомну пошкоджуваність елемента в зоні потенційно-критичного місця.

3. Використання в якості базових характеристик опору втоми елементів з геометричними вирізами, вушок і болтових з'єднань значень  $\sigma_{R0}$ , що визначаються за графічними залежностями типу

$$\sigma_{R0} = a + b(1 - 1/K_t),$$

які будуються за відомими експериментальними даними  $\sigma_{R0} - K_t$  для тих сплавів і напівфабрикатів, з яких виготовлені елементи [11].

4. Використання в якості базових характеристик опору втоми з'єднань значень  $\sigma_{R0}$ , що визначаються рівнянням

$$\sigma_{R0} = \sigma_{R0} \cdot (K_t = 3,1) \cdot LTF,$$

де  $LTF$  – коефіцієнт передачі навантаження для заклепкових з'єднань, визначається з використанням експериментальних залежностей  $LTF = f(LTR)$ ,

де  $LTR$  – параметр передачі навантаження для заклепкових з'єднань [8].

5. Використання в якості основних характеристик опору втоми елементів значень рейтингів  $\sigma_R$ , що визначаються за залежністю типу

$$\sigma_R = \sigma_{R0} \cdot k_1 \cdot k_2 \cdot k_3 \dots k_j,$$

де  $k_1, k_2, k_3, k_j$  – коефіцієнти корекції значень  $\sigma_{R0}$ , що враховують вплив на втому конструктивно-технологічних особливостей (параметрів) елементів.

6. Використання в якості основного розрахункового рівняння, запропонованого в роботах [10, 12]:

$$N = 10^5 \cdot (\sigma_R / \sigma_{экв})^m,$$

де  $m = 4,0$  – показник ступеня, що приймається для всіх конструктивних елементів з алюмінієвих сплавів;

$m = 3,5$  – показник ступеня, що приймається для всіх конструктивних елементів зі сталей.

7. Використання для визначення розрахункової втомної довговічності розглянутого елемента співвідношення

$$Nc = N/\eta,$$

де  $\eta$  – коефіцієнт запасу.

Алгоритм (процедура) розрахунків на втому закрilка і механізмів його навішування організовується в такій послідовності:

1. Класифікація елементів основної конструкції закрilка і механізмів його

навішування, визначення потенційно критичних (з точки зору втомної міцності) місць елементів.

2. Формування спектру втомних навантажень на розглянутий елемент.
3. Оцінка еквівалентних нормальних напружень спектру втомних навантажень.
4. Оцінка значень  $K_t$ .
5. Оцінка базових значень  $\sigma_{Ro}$  рейтингу втоми елемента.
6. Оцінка значень  $\sigma_R$  рейтингу втоми елемента.
7. Оцінка втомної довговічності елемента.
8. Вибір значень коефіцієнта запасу.
9. Оцінка розрахункової втомної довговічності елемента.

До основних елементів конструкції закрилків відносяться панелі, лонжерони, силові елементи навіски, а також елементи механізмів їх навіски. Основне призначення механізмів – забезпечення заданого закону висунення і передача зусиль від закрилка на кесон крила. Конструктивна складність і наявність великої кількості рухомих з'єднань підвищують вимоги до їх міцності, жорсткості і довговічності [12, 13]. Особливу увагу необхідно приділяти шарнірним з'єднанням, оскільки саме ці вузли передають навантаження. В результаті циклічного навантаження і вібрації можлива поява фреттингкорозійного пошкодження вушок шарнірів – втомного руйнування внаслідок мікрорухів сполучених деталей.

Поздовжні та поперечні стики закрилка, виконані, як правило, у вигляді заклепкових або болтових з'єднань, також є потенційними місцями появи втомних пошкоджень. Втомне пошкодження болтових і заклепкових з'єднань починається в зоні інтенсивного розвитку фреттинг-корозії по контактних поверхнях з'єднаних деталей.

Вибір типу кріплення, його конструктивного виконання, радіального натягу, способу постановки болтів, конструктивних параметрів з'єднання, типу покриттів, виду захисту від фреттинг-корозії і корозії під напругою, способу розвантаження крайнього ряду з'єднання визначаються заданим рівнем довговічності, тріщиностійкості і герметичності з'єднань елементів літакових конструкцій. Цим проблемам присвячені дослідження в ряді робіт співробітників Національного аерокосмічного університету «ХАІ» [14 – 20].

Виходячи з обмежень за умовами забезпечення опору корозійному розтріскуванню для з'єднань з алюмінієвих сплавів і з урахуванням технологічних відхилень у промисловості рекомендований радіальний натяг до 1,2 % діаметра отвору при встановленні сталевих і титанових болтів діаметром 5 – 12 мм.

Для з'єднань з радіальним пружнопластичним натягом отвори виконують за Н7 і Н9. При цьому поле натягів по циліндричній частині болтів забезпечується допусками на діаметр гладкої частини стрижня кріплення, зазначеними в стандартах на кріплення.

У зрізних болтових з'єднаннях з радіальним пружнопластичним натягом відстань між осями отворів повинна відповідати не менше ніж трьом діаметрам болта, відстань від осі отвору до краю з'єднання – не менше ніж двом діаметрам болта. Особливістю потайних болтових з'єднань є зменшення ефективності радіального натягу зі збільшенням глибини зенкування. Втомне руйнування потайних болтових з'єднань починається в зоні потайного гнізда і в зоні інтенсивного розвитку фреттинг-корозії по контактних поверхнях з'єднаних деталей. Тому для досягнення заданого рівня довговічності потайних зрізних

болтових з'єднань необхідно конструктивно-технологічними методами забезпечити отримання радіального натягу в зоні потайного гнізда, зміцнення його поверхні, зниження інтенсивності фреттинг-корозії, підвищення герметичності і стійкості з'єднання до фреттинг-корозії і корозії під напругою.

Оскільки втомне руйнування багаторядних зрізних з'єднань відбувається, як правило, в зоні крайніх рядів кріпильних елементів, то одним із шляхів підвищення довговічності таких з'єднань є зниження ступеня завантаженості їх крайніх рядів, що реалізується шляхом застосування розвантажувальних отворів, розпірних прокладок, приклеюваних кінцевих накладок, локального потовщення деталей.

Крім того для підвищення довговічності застосовуються різні конструктивні рішення: використання зносостійких матеріалів, установка втулок з антифрикційним покриттям, оптимізація геометрії перехідних зон. Однак навіть з урахуванням цих заходів механізми навішування залишаються одними з найбільш навантажених елементів конструкції, що визначають загальну втомну довговічність системи закрилків [21].

Для визначення спектру втомних навантажень на розглянутий конструктивний елемент необхідно виконати наступні роботи. Перш за все розглянути умови типової експлуатації літака. У разі доцільності визначення декількох типових польотів повинна бути визначена частка кожного польоту в умовах передбачуваної експлуатації. Повинна бути визначена навантаженість розглянутого закрилка в умовах типового польоту, виділені етапи типового польоту, на яких відбувається навантаження закрилка: страгування, вирулювання, зліт, набір висоти, крейсерський політ, зниження, посадка, зарулювання на стоянку і т.п. Повинна бути визначена диференціальна повторюваність різних навантажень на закрилок літака на кожному етапі типового польоту, вирішені питання фазування різних навантажень, сформований спектр втомних навантажень на закрилок у вигляді спектра програмного навантаження агрегату в умовах типового польоту. За допомогою КЕ моделей загального ПДВ закрилка необхідно отримати спектр програмного навантаження розглянутого елемента.

Для кожного з розглянутих потенційно-критичних місць (зон) елементів циклограми зовнішніх навантажень програмного блока, що моделює експлуатаційне навантаження розглянутого елемента в умовах типового польоту, повинна бути поставлена у відповідність циклограма номінальних «брутто»-напружень  $\sigma_j$ .

В якості «брутто»-напружень  $\sigma_j$  повинні використовуватися найбільші за модулем головні напруження  $\sigma_1$ ,  $\sigma_2$  плоского напруженого стану в потенційно-критичній зоні.

У методиці представлений алгоритм визначення головних напружень з використанням тензора напружень.

Основні етапи подальшої оцінки еквівалентних напружень спектрів втомних навантажень конструктивних елементів можна представити наступним чином:

1. Обробка спектру максимальних головних напружень елемента методом «повних циклів» або методом «дошового потоку» і представлення спектру напружень у вигляді послідовності циклів різного рівня.

2. Приведення кожного одиничного j-го циклу, що характеризується амплітудою  $\sigma_{aj}$  і середнім значенням  $\sigma_{mj}$  до еквівалентного від нульового циклу з

використанням співвідношень:

$$\begin{aligned}\sigma_{0j} &= (2\sigma_{aj} \cdot \sigma_{maxj})^{0,5}, \text{ при } \sigma_{mj} \geq 0; \\ \sigma_{0j} &= (2)^{0,5} (\sigma_{aj} + 0,2 \cdot \sigma_{mj}) \text{ при } \sigma_{mj} < 0 \text{ и } \sigma_{max} > 0; \\ \sigma_{0j} &= 0 \text{ при } \sigma_{max} < 0.\end{aligned}$$

3. Розрахунок (оцінка) еквівалентних напружень спектру втомного навантаження елемента з використанням гіпотези лінійного підсумовування втомних пошкоджень (гіпотези Пальмгрена-Майнера):

$$\sigma_{екв} = (\sum (n_j \cdot \sigma_{0j}^{m_0}))^{1/m_0}$$

де  $m_0 = 4$  – показник ступеня, що приймається для всіх конструктивних елементів з алюмінієвих і титанових сплавів;

$m_0 = 3,5$  – показник ступеня, що приймається для всіх конструктивних елементів зі сталей;  $n_j$  – кількість віднульованих циклів навантаження з максимальним значенням  $\sigma_{0j}$ .

Досить часто для підтвердження або корекції (у разі необхідності) обраних зон розташування потенційно-критичних місць потрібне уточнення НДС елементів за допомогою локальних КЕ моделей. Корекція обраних зон розташування потенційно-критичних місць елементів може також знадобитися за результатами оцінки значень  $\sigma_{екв}$  для всіх можливих потенційно-критичних місць елемента (таку оцінку особливо ефективно можна зробити з використанням програмного комплексу «MSC.Fatigue» [22].

У підсумку може виникнути необхідність у таких діях:

- Зона розташування потенційно-критичного місця елемента повинна бути уточнена;
- Розглянуте потенційно-критичне місце елемента доцільно виключити;
- У процес аналізу необхідно додати нові потенційно-критичні місця елемента.

Оцінку значень  $K_t$  рекомендується виконувати для елементів з геометричними вирізами з використанням даних роботи [23], для вушок і болтових з'єднань з використанням коригувальних коефіцієнтів.

Оцінка значень  $\sigma_R$  може бути виконана безпосередньо за результатами випробувань на втому конкретних елементів з конкретними концентраторами і технологічними особливостями, або аналітично з використанням наявного банку даних експериментальних результатів випробувань на втому різних зразків і натурних конструкцій.

У методиці наведено значення  $\sigma_{R0}$  для конструктивних елементів з вільними отворами ( $K_t = 3,1$ ) з алюмінієвих і титанових сплавів, а також зі сталей.

Для елементів з геометричними вирізами, проушин і болтових з'єднань з різних напівфабрикатів сплавів типу Д16чТ, 1163Т, В95пчТ2 і В95очТ2, листів з титанових сплавів ВТ-20 і ВТ6ч, сталей 30ХГСНА, ВНС-5, 40ХНМА представлені залежності  $\sigma_{R0} - K_t$ .

За результатами численних вітчизняних і зарубіжних досліджень впливу на втому різних конструктивно-технологічних параметрів (особливостей) елементів авіаційних конструкцій можна виділити параметри, що мають найбільш значний вплив на втому [1, 3, 6, 8-10, 13-21, 25-28]. До таких параметрів можна віднести наступні:

- для всіх елементів:
  - ступінь компенсації по товщині в зоні стику (з'єднання) елементів або в зоні геометричного концентратора;
- для елементів з геометричними концентраторами:

- якість обробки поверхні елемента, наявність або відсутність поверхневого зміцнення, хімічного фрезерування тощо;

- для з'єднань:

- ступінь заповнення отвору кріпильним елементом;

- якість обробки поверхні з'єднаних елементів, наявність або відсутність поверхневого зміцнення;

- глибина зенкування отворів під кріплення;

- рівень вторинної передачі навантаження в товстих пакетах;

- рівень осьового затягування болтів.

Кількісна характеристика впливу перерахованих параметрів на втому може бути виражена через значення спеціальних коефіцієнтів корекції величин базових рейтингів втоми  $\sigma_{R0}$ . Наведено опис, методику визначення та значення пропонованих коефіцієнтів корекції.

Для вушок введені спеціальні коефіцієнти корекції, що залежать від співвідношення геометричних параметрів вушок і установки в вушко болта (штифта) з гарантованим натягом, або з зазором [11].

Оцінку  $\sigma_R$  для болтових і заклепкових з'єднань запропоновано виконувати з урахуванням коефіцієнтів корекції, що враховують вплив різних конструктивно-технологічних параметрів:

$$\sigma_R = \sigma_{R0} \cdot k_1 \cdot k_2 \cdot k_3 \dots k_j,$$

де  $k_1 \cdot k_2 \cdot k_3 \dots k_j$  – спеціальні коефіцієнти корекції.

Оцінка втоми елементів виконується з використанням рівняння:

$$N = 10^5 (\sigma_R / \sigma_{екв})^m$$

Розрахункова втомна довговічність  $N_c$  розглянутого елемента (у польотах) визначається з використанням співвідношення:

$$N_c = N / \eta.$$

Значення коефіцієнта запасу  $\eta$  для конструкцій, спроектованих за принципом допустимого пошкодження від 4,0 до 5,0, для конструкцій, спроектованих за принципом безпечного ресурсу – 5,0.

Методика апробована при розрахунках на втому основних силових елементів конструкції ряду літаків транспортної категорії. Отримані результати розрахунків добре збіглися з результатами випробувань на втому натурних зразків і агрегатів конструкції і підтвердили очікуване збільшення точності розрахунків при використанні методики.

Необхідно відзначити універсальність методики. Вона дозволяє виконати розрахунки на втому всіх основних типів елементів найрізноманітніших авіаційних конструкцій (елементів з геометричними вирізами, проушин, болтових і заклепкових з'єднань тощо), виготовлених з різних напівфабрикатів сучасних алюмінієвих, титанових сплавів і сталей з використанням типових технологічних процесів і кріпильних систем. Методика дозволяє доповнювати і уточнювати значення основних параметрів розрахункових рівнянь і коефіцієнтів корекції.

Коефіцієнти корекції враховують геометричні (ступінь заповнення отвору кріпильним елементом, глибина зенкування, компенсація за товщину з'єднаних деталей) і технологічні (якість обробки поверхні з'єднаних деталей, осьова затяжка, поверхневе загартовування, хімічне фрезерування), але не враховують заходи щодо антифретинга, такі як покриття деталей, що контактують, спеціальні прокладки, заповнювачі тощо. Врахування цих заходів підвищить точність прогнозування втомної довговічності з'єднань. У зв'язку з цим необхідно в методику додатково ввести коефіцієнти впливу цих факторів.

На основі аналізу представлених методів було розроблено метод прогнозування втомної довговічності, інтегрованого проектування і моделювання потенційно-критичних місць конструкції закрилка та механізмів його навіскі (рис. 2). Він є наступним кроком у розвитку методів прогнозування, інтегрованого проектування, моделювання і досягнення регламентованої довговічності болтових та інших з'єднань збірних літакових конструкцій. Цей метод є одним із компонентів нової концепції інтегрованого проектування збірних літакових конструкцій [14, 24]. За допомогою його може бути спроектовані повздовжні і поперечні з'єднання елементів конструкції закрилка та механізмів його навіскі, з'єднання типу вухо-вілка, місця зміни геометричних характеристик елементів конструкції то що.

Таким чином, методика розрахунку втомної довговічності поряд з методиками забезпечення статичної міцності і методиками розрахунку характеристик трещиностійкості є частиною засобів забезпечення комплексу міцнісних характеристик конструкції літака.

Слід підкреслити особливу роль чисельних методів, перш за все методу кінцевих елементів (МКЕ), які дозволяють враховувати складну геометрію, неоднорідність матеріалу і взаємодію деталей механізму. Поряд із загальною кінцево-елементною моделлю закрилка і механізмів його навішування з високим ступенем деталізації створюються локальні моделі окремих зон, що дозволяють з високою точністю отримувати розподіл напружень в елементах конструкції і теоретичний коефіцієнт концентрації напружень, за допомогою якого проводять розрахунок на втому.

Розглянутий метод можна віднести до аналітико-чисельних, оскільки в ній використовуються як аналітичні залежності, так і результати чисельних розрахунків. Як відомо, аналітичні методи розрахунку втомної довговічності прості в застосуванні і дозволяють швидко оцінити ресурс конструкції. Вони корисні на етапі попереднього проектування, коли необхідно порівняти варіанти конструкції і виявити критичні вузли. Однак спрощені припущення обмежують точність розрахунків: геометрія деталей, рухомі з'єднання і розподіл напружень враховуються приблизно. Аналітичні методи дають оцінку з похибкою до 20-30%, що підходить для попередніх стадій проектування.

Чисельні методи, зокрема метод кінцевих елементів, дозволяють отримувати більш точні оцінки розподілу напружень і прогнозувати появу втомних тріщин у складних вузлах. Їх перевагою є можливість враховувати реальні умови експлуатації, включаючи контактні сполучення і рухомі механізми. Основним обмеженням є висока обчислювальна вартість і необхідність перевірки моделей на експериментальних даних. Чисельні методи дозволяють скоротити похибку до 5-10%, особливо при врахуванні реальної геометрії деталей взаємодії елементів механізму. Верифікація моделей за допомогою даних натурних випробувань додатково підвищує точність прогнозів.

Експериментальні методи дають найбільш достовірну інформацію про поведінку конструкції, але є дорогими і вимагають великих витрат часу.

Експериментальні методи застосовуються на завершальних етапах проектування і при сертифікаційних випробуваннях. Тому на практиці застосовується комбінація підходів: аналітичний розрахунок для первинної оцінки, чисельні методи для детального аналізу та експериментальні дані для верифікації моделей і отримання фактичних даних щодо втомної довговічності конструкції [5, 7, 10].

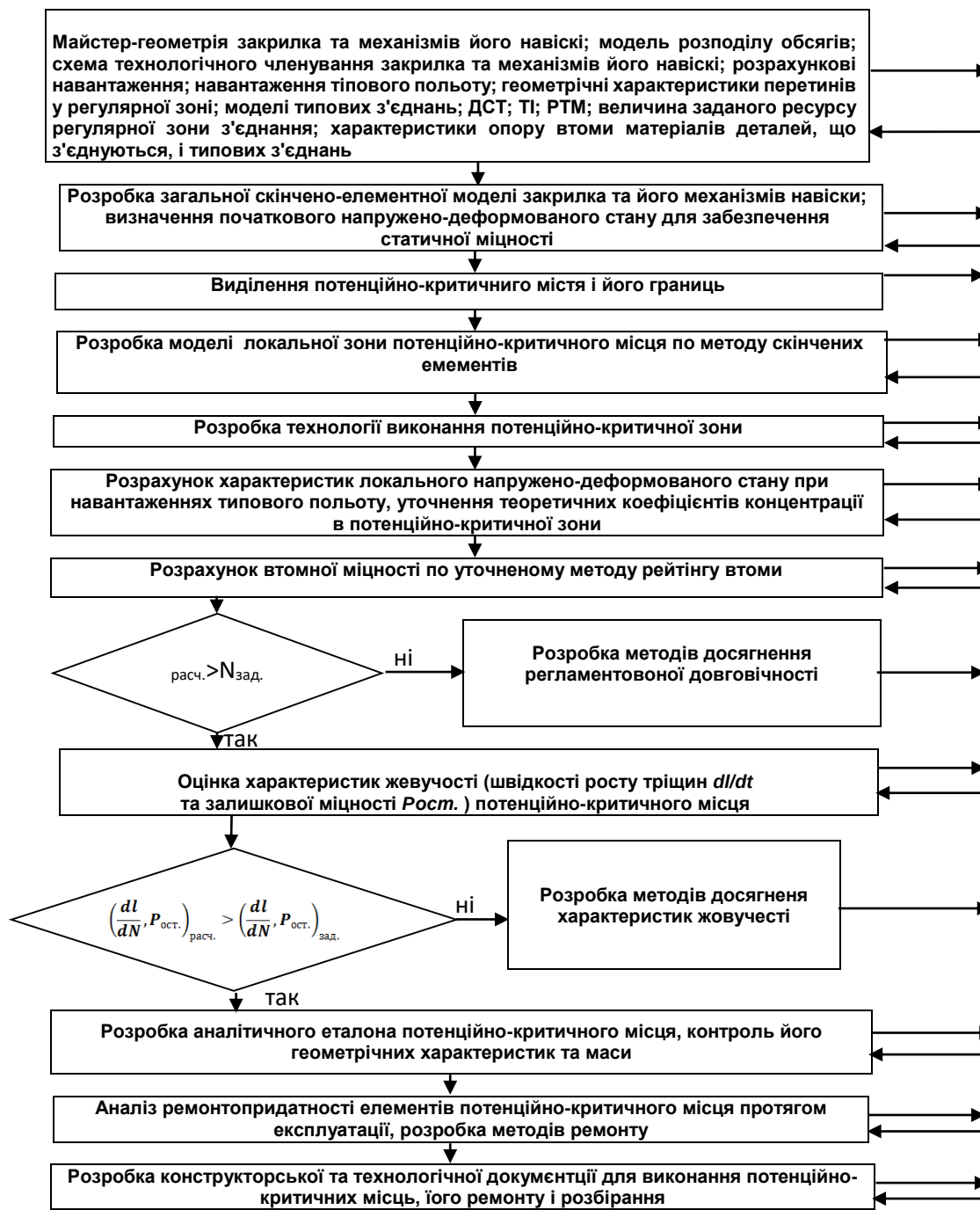


Рис.2. Метод прогнозування втомної довговічності, інтегрованого проектування і моделювання потенційно-критичних місць закрилка та механізмів його навіскі

Експериментальні методи залишаються еталонними для визначення ресурсу конкретних вузлів і агрегатів, особливо коли мова йде про критичні елементи механізмів навішування закрилків. Поєднання підходів дозволяє досягати балансу між точністю і економічною ефективністю розрахунків.

### Висновки

У даній статті проведено аналіз методів прогнозування втомної довговічності закрилків і механізмів їх навішування для літаків транспортної

категорії. Розглянуто методи розрахунку за якістю конструкції (В. Б. Лоїм), розрахунок за теорією подібності (В. П. Когаєв) і розрахунок за теорією рейтингів втоми (В. Є. Стрижиус). У методі, запропонованому Стрижиусом, використовується поняття рейтингу втоми ( $\sigma_R$ ) – максимального нормального напруження від нульового циклу (номінальне напруження в перерізі «брутто»), при якому втомна довговічність елемента в зоні розглянутого потенційно-критичного місця дорівнює  $10^5$  циклів при 50 %-ній ймовірності з рівнем надійності 0,5. Застосування локальних кінцево-елементних моделей у цьому методі дозволяє істотно підвищити точність прогнозування втомної довговічності.

Розглянуто особливості роботи закрилків, характер навантажень, конструктивні елементи та зони концентрації напружень, які є найбільш вразливими до втомних пошкоджень. Виявлено, що комплексний підхід до оцінки довговічності, що включає аналітичні, чисельні та експериментальні методи, дозволяє найбільш повно враховувати експлуатаційні фактори та специфіку конструкції.

Розглянуто методи забезпечення підвищення втомної довговічності за рахунок застосування різних конструктивно-технологічних рішень, таких як застосування кріплення з напруженими посадками, поверхневе зміцнення, застосування розвантажувальних отворів, засобів запобігання фретінг-корозії та інші.

Порівняльний аналіз підходів показав, що аналітичні методи зручні для попередньої оцінки та вибору конструктивних рішень, чисельні методи забезпечують детальний аналіз розподілу напружень, а експериментальні дані служать для верифікації моделей і коригування прогнозів ресурсу. Використання розглянутих підходів дозволяє мінімізувати похибки розрахунків і підвищити надійність конструкції в процесі експлуатації.

На основі аналізу представлених методів було розроблено метод прогнозування втомної довговічності, інтегрованого проектування і моделювання потенційно-критичних місць конструкції закрилка та механізмів його навіскі.

Застосування розглянутих методів розрахунку дозволяє прогнозувати появу втомних тріщин, оцінювати ресурс вузлів і планувати профілактичне технічне обслуговування. Це особливо важливо для транспортних літаків, що експлуатуються з високою інтенсивністю, де помилки в прогнозі втомної довговічності можуть призводити до значних ризиків для безпеки.

### Список літератури

1. Кива Д., Гребеников А. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории : монография. Ч. 3. Харьков : ХАИ, 2014. 376 с.
2. Стандартная спецификация самолета Ан-148, К.: ГП АНТК им. О. К. Антонова, 2006, 798 с.
3. Коллинз Дж. Повреждение материалов в конструкциях. Анализ, предсказание, предотвращение: Пер. с англ.- М.: мир, 1984.- 624 с., ил.
4. Кива Д., Гребеников А. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории : монография. Ч. 1. Харьков : ХАИ, 2014. 439 с.
5. ATA MSG-3. Основные положения по разработке требований к плановому техническому обслуживанию самолета. Совместный документ изготовителя и авиакомпании. Изменение 2003.1 Американская ассоциация

воздушного транспорта (ATA). [www.air-transport.org](http://www.air-transport.org).

6. Научные основы конструктивно-технологических методов обеспечения ресурса авиационной техники : монография / А. Г. Гребеников [и др.]. Харьков : ХАИ, 2017. 292 с.

7. Расчеты и испытания на прочность. Методы расчета характеристик сопротивления усталости. ГОСТ 25.504-82. - М.: Издательство стандартов, 1982. - 55 с.

8. Goranson, Ulf. G. Damage Toleranse Theory and Practice. Moskow Aeronautical University. September 8, 1997. Moscow, Russia.

9. Хейвуд, Р. Б. Проектирование с учетом усталости. М.: Машиностроение, 1969. – 504 с.

10. Стрижиус, В. Е. Методы расчета усталостной долговечности элементов авиаконструкций: Справочное пособие. - М.: Машиностроение, 2012. – 272 с.

11. Стрижиус, В. Е. Модифицированное расчетное уравнение усталости элементов авиационных конструкций // Научный вестник МГТУ ГА. Серия: «Аэромеханика, прочность, поддержание летной годности ВС». 2007. – № 119. С. 141-148.

12. Fatigue Testing of Aircraft Structures. Overview of Ground–Air–Ground load spectrum and certification requirements.

13. Fatigue Load Spectrum Analysis for High-Lift Systems. Journal of Aircraft Materials, 2021.

14. Методология интегрированного проектирования и моделирования сборных самолетных конструкций / А. Г. Гребеников. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т "ХАИ", 2006. - 532 с.

15. Гребеников, А. Г., Желдоченко, В. Н., Стебеньев, В. Н. Влияние формы головки болта на выносливость потайных срезных соединений // Усталостные характеристики летательных аппаратов. - Х.: ХАИ. - 1977. - Вып. 1. - С.83-88.

16. Гребеников, А. Г., Румянцев, Э. Н., Стебеньев, В. Н. Способы повышения циклической долговечности многорядных срезных болтовых соединений путем разгрузки крайних рядов // Труды VIII Всесоюзн. конф. "Современные проблемы обеспечения ресурса авиаконструкций". – М.: ЦАГИ. – 1986. – С. 138.

17. Гребеников, А. Г., Румянцев, Э. Н., Стебеньев, В. Н. Экспериментальное исследование усталостной долговечности срезных болтовых соединений в условиях совместного действия растяжения и сдвига // Труды Всесоюзн. конф. "Комплексное обеспечение ресурса авиаконструкций". – Жуковский: ЦАГИ. – 1984. – С. 346 – 351.

18. Гребеников, А. Г., Румянцев, Э. Н., Шаманов, А. Г. Технологические способы повышения усталостной долговечности соединений путем разгрузки крайних рядов // Труды III Всесоюзн. семинара: "Опыт механизации выполнения соединений повышенного ресурса, надежности, герметичности и перспективы повышения уровня механизации". – К.: Укр.НИАТ. – С. 69–70.

19. Методы обеспечения заданной долговечности и герметичности неподвижных потайных болтовых соединений / А. Г. Гребеников, В. Н. Желдоченко, В.А. Гребеников, А.М. Гуменный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т "ХАИ". – 2002. – Вып. 15. – С. 131 – 153.

20. Сопротивление усталости пластин с заполненными болтами или

втулками отверстиями, выполненными при действии на пластину растягивающей нагрузки / А. Г. Гребеников, Е. Т. Василевский, Ю. Н. Богдан, А. Е. Новожилов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. - Х.: Нац. аэрокосм. ун-т "ХАИ". - 2002. - Вып. 29(2). - С. 144 - 151.

21. Метод исследования характеристик локального НДС при растяжении пластины с отверстием, заполненным втулкой с радиальным натягом / Д. С. Кива, Е. Т. Василевский, А. Г. Гребеников, С. П. Светличный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2007. Вып. 34. С. 5–19.

22. MSC. Fatigue User,s Guide. [www.mssoftware.com](http://www.mssoftware.com)

23. Петерсон Р. Коэффициенты концентрации напряжений. М.: Мир, 1977. 302 с.

24. Проектирование подвижных частей крыла и оперения / Л. А. Малащенко. - Учебное пособие по курсовому и дипломному проектированию. - Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т "Харьк. авиац. ин-т", 2004. - 48 с.

25. ESDU 81006. Stress concentration factors. Axially loaded lugs with clearance-fit pins. [www.esdu.com](http://www.esdu.com).

26. Michael Chun-Yung Niu. Airframe Structural Design. Hong Kong Conmilit Press Ltd. 1988. P. 612.

27. Интегрированное проектирование и моделирование высокоресурсных растянутых панелей крыла транспортного самолета : монография / А. Г. Гребеников. Харьков : ХАИ, 2011. – 192 с.

28. Василевский, Е. Т., Семенцов, В. Ф. Влияние величины одностороннего утолщения в зоне отверстия на характеристики локального НДС полосы с отверстием при ее растяжении // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2015. Вып. 69. С. 158–164.

## References

1. Kiva D., Grebenikov A. Nauchnye osnovy integrirovannogo proektirovaniya samoletov transportnoj kategorii : monografiya. Ch. 3. Harkov : HAI, 2014. 376 s.

2. Standartnaya specifikaciya samoleta An-148, K.: GP ANTK im. O. K. Antonova, 2006, 798 s.

3. Kollinz Dzh. Povrezhdenie materialov v konstrukciyah. Analiz, predskazanie, predotvrashenie: Per. s angl.- M.: mir, 1984.- 624 s., il.

4. Kiva D., Grebenikov A. Nauchnye osnovy integrirovannogo proektirovaniya samoletov transportnoj kategorii : monografiya. Ch. 1. Harkov : HAI, 2014. 439 s.

5. ATA MSG-3. Osnovnye polozheniya po razrabotke trebovanij k planovomu tehničeskomu obsluzhivaniyu samoleta. Sovmestnyj dokument izgotovitelya i aviakompanii. Izmenenie 2003.1 Amerikanskaya asociaciya vozдушного транспорта (ATA). [www.air-transport.org](http://www.air-transport.org).

6. Nauchnye osnovy konstruktivno-tehnologicheskikh metodov obespecheniya resursa aviacionnoj tehniki : monografiya / A. G. Grebenikov [i dr.]. Harkov : HAI, 2017. 292 s.

7. Raschety i ispytaniya na prochnost. Metody rascheta harakteristik soprotivleniya ustalosti. GOST 25.504-82. - M.: Izdatelstvo standartov, 1982. - 55 s.

8. Goranson, Ulf. G. Damage ToleranseTheory and Practice. Moskow Aeronautical University. September 8, 1997. Moscow, Russia.

9. Hejvud, R. B. Proektirovanie s uchetom ustalosti. M.: Mashinostroenie,

1969. – 504 s.

10. Strizhius, V. E. Metody rascheta ustalostnoj dolgovechnosti elementov aviakonstrukcij: Spravochnoe posobie. - M.: Mashinostroenie, 2012. – 272 s.

11. Strizhius, V. E. Modificirovannoe raschetnoe uravnenie ustalosti elementov aviacionnyh konstrukcij // Nauchnyj vestnik MGTU GA. Seriya: «Aeromehanika, prochnost, podderzhanie letnoj godnosti VS». 2007. – № 119. S. 141-148.

12. Fatigue Testing of Aircraft Structures. Overview of Ground–Air–Ground load spectrum and certification requirements.

13. Fatigue Load Spectrum Analysis for High-Lift Systems. Journal of Aircraft Materials, 2021.

14. Metodologiya integrirovannogo proektirovaniya i modelirovaniya sbornyh samoletnyh konstrukcij / A. G. Grebenikov. – Harkov: Nac. aerokosm. un-t "HAI", 2006. - 532 s.

15. Grebenikov, A. G., Zheldochenko, V. N., Stebenev, V. N. Vliyanie formy golovki bolta na vynoslivost potajnyh sreznyh soedinenij // Ustalostnye harakteristiki letatelnyh apparatov. - H.: HAI. - 1977. - Vyp. 1. - S. 83-88.

16. Grebenikov, A. G., Romyancev, E. N., Stebenev, V. N. Sposoby povyshe-niya ciklicheskoj dolgovechnosti mnogoryadnyh sreznyh boltovyh soedinenij putem razgruzki krajnih ryadov // Trudy VIII Vsesoyuzn. konf. "Sovremennye problemy obespecheniya resursa aviakonstrukcij". – M.: CAGI. – 1986. – S. 138.

17. Grebenikov, A. G., Romyancev, E. N., Stebenev, V. N. Eksperimental-noe issledovanie ustalostnoj dolgovechnosti sreznyh boltovyh soedinenij v usloviyah sovmestnogo dejstviya rastyazheniya i sdviga // Trudy Vsesoyuzn. konf. "Kompleksnoe obespechenie resursa aviakonstrukcij". – Zhukovskij: CAGI. – 1984. – S. 346 – 351.

18. Grebenikov, A. G., Romyancev, E. N., Shamanov, A. G. Tehnologicheskie sposoby povysheniya ustalostnoj dolgovechnosti soedinenij putem razgruzki krajnih ryadov // Trudy III Vsesoyuzn. seminar: "Opyt mehanizacii vyponeniya soedinenij povyshennogo resursa, ndezhnosti, germetichnosti i perspektivy povysheniya urovnya mehanizacii". – K.: Ukr.NIAT. – S. 69–70.

19. Metody obespecheniya zadannoj dolgovechnosti i germetichnosti nepod-vizhnyh potajnyh boltovyh soedinenij / A. G. Grebenikov, V. N. Zheldochenko, V.A. Grebenikov, A.M. Gumennyj // Otkrytye informacionnye i kompyuternye integrirovannye tehnologii. – H.: Nac. aerokosm. un-t "HAI". – 2002. – Vyp. 15. – S. 131 – 153.

20. Soprotivlenie ustalosti plastin s zapolnennymi boltami ili vtulkami otverstiyami, vypolnenymi pri dejstvii na plastinu rastyagivayushej nagruzki / A. G. Grebenikov, E. T. Vasilevskij, Yu. N. Bogdan, A. E. Novozhilov // Voprosy proektirovaniya i proizvodstva konstrukcij letatelnyh apparatov. - H.: Nac. aerokosm. un-t "HAI". - 2002. - Vyp. 29(2). - S. 144 - 151.

21. Metod issledovaniya harakteristik lokalnogo NDS pri rastyazhenii plastiny s otverstiem, zapolnennym vtulkoy s radialnym natyagom / D. S. Kiva, E. T. Vasilevskij, A. G. Grebenikov, S. P. Svetlichnyj // Otkrytye informacionnye i kompyuternye integrirovannye tehnologii : sb. nauch. tr. / Nac. aerokosm. un-t im. N. E. Zhukovskogo «HAI». Harkov, 2007. Vyp. 34. C. 5–19.

22. MSC. Fatigue User,s Guide. [www.mscsoftware.com](http://www.mscsoftware.com)

23. Peterson R. Kofficienty koncentracii napryazhenij. M.: Mir, 1977. 302 s.

24. Proektirovanie podvizhnyh chastej kryla i opereniya / L. A. Mala-shenko. - Uchebnoe posobie po kursovomu i diplomnomu proektirovaniyu. - Harkov: Nac.

aerokosm. un-t "Hark. aviac. in-t", 2004. - 48 s.

25. ESDU 81006. Stress concentration factors. Axially loaded lugs with clearance-fit pins. www.esdu.com.

26. Michael Chun-Yung Niu. Airframe Structural Design. Hong Kong Conmilit Press Ltd. 1988. P. 612.

27. Integrirovannoe proektirovanie i modelirovanie vysokoresursnyh rastyanutyh panelej kryla transportnogo samoleta : monografiya / A. G. Grebenikov. Harkov : HAI, 2011. – 192 s.

28. Vasilevskij, E. T., Semencov, V. F. Vliyanie velichiny odnosto-ronnego utolsheniya v zone otverstiya na harakteristiki lokalnogo NDS polosy s otverstiem pri ee rastyazhenii // Otkrytye informacionnye i kompyuternye integrirovannye tehnologi : sb. nauch. tr. / Nac. aerokosm. un-t im. N. E. Zhukovskogo «HAI». Harkov, 2015. Vyp. 69. S. 158–164.

Надійшла до редакції 22.08.2025, розглянута не редколегії 22.08.2025

## Analysis of methods for predicting fatigue life of transport aircraft flaps

The paper reviews methods for predicting the fatigue life of wing flap components and their mounting mechanisms, and analyses their applicability. It analyses the design of wing flaps and their mounting mechanisms, as well as the variety of loads acting on these assemblies in flight. Modern aviation regulations and other normative documents impose increased requirements on the scope and quality of fatigue calculations for elements of the main power structure of modern transport aircraft, including flaps and their mounting mechanisms.

Methods for ensuring increased fatigue life through the use of various design and technological solutions are considered. The requirements applicable to methods and techniques for fatigue life calculations are considered. The three most common methods of fatigue strength calculation in the aviation industry are analysed: calculation based on design quality, calculation based on similarity theory, and calculation based on fatigue rating theory.

A detailed analysis of the application of calculation methods based on rating theory is provided. The main dependencies used in the methodology are considered. Based on the results of the analysis of numerous domestic and foreign studies of the influence of various design and technological parameters (features) of aircraft structural elements on fatigue, the methodology identifies the parameters that have the most significant impact on fatigue. Based on the analysis of the presented methods, a method for predicting fatigue life, integrated design and modelling of potentially critical areas of the wing and its mounting mechanisms has been developed. The special role of numerical methods, primarily the finite element method (FEM), which allow for complex geometry, material heterogeneity and the interaction of aircraft assembly structural elements, is emphasised. The applicability of analytical, numerical, and experimental methods for predicting the fatigue life of structural elements of assemblies in aircraft design is considered.

**Keywords:** fatigue life, stress concentration, aircraft structures, flaps, mechanisms.

### **Відомості про авторів**

**Гребеніков Олександр Григорович**, професор, доктор технічних наук, професор кафедри конструкції літаків та вертольотів, Національний аерокосмічний університет «ХАІ», м. Харків, Україна, [agrebenikov@ukr.net](mailto:agrebenikov@ukr.net). ORCID: 0000-0002-1509-0665.

**Василевський Віталій Євгенович**, аспірант, Національний аерокосмічний університет «ХАІ», м. Харків, Україна, [vitvas7309@gmail.com](mailto:vitvas7309@gmail.com). ORCID: 0009-0004-0200-8871.

### **About the Authors:**

**Grebenikov Oleksandr Hryhorovych**, Professor, Doctor of Technical Sciences, Professor, Department of Aircraft and Helicopter Design, National Aerospace University "KhAI", Kharkiv, Ukraine, [agrebenikov@ukr.net](mailto:agrebenikov@ukr.net), ORCID: 0000-0002-1509-0665.

**Vasilevskyi Vsnalii Yevhenovych**, PhD student, National Aerospace University "KhAI", Kharkiv, Ukraine, [vitvas7309@gmail.com](mailto:vitvas7309@gmail.com), ORCID: 0009-0004-0200-8871.