

Харківський авіаційний інститут
ім. М. С. Жуковського

На правах рукопису

ШКАРАЄВ Сергій Вікторович

УДК 539.219.2:539.43

ТЕОРЕТИКО-ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИЙ МЕТОД ВИЗНАЧЕННЯ
ПАРАМЕТРІВ РУЙНУВАННЯ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЇ
З ТРІЩИНАМИ

05.07.03 - Міцність літальних апаратів

Автореферат
дисертації на здобуття вченого ступеня
доктора технічних наук

Харків - 1993

АН України
ім. В. Стефанівича

Аб 28,099

Ав 28.101

Роботу виконано в Харківському авіаційному інституті ім. М. С. Жуковського

Науковий консультант: професор, д. ф. м. н. Саврук М. П.

Офіційні опоненти: член-кореспондент Академії наук України, доктор технічних наук, професор Андрейків О. С.
доктор технічних наук Уваков Є. А.
доктор технічних наук Черановський О. Р.

Провідна організація: Авіаційний науково-технічний комплекс ім. О. К. Антонова (м. Київ)

Захист відбудеться 5 листопада 1993 р. о 14 г. 00 хв. на засіданні спеціалізованої ради Д 053.14.02 Харківського авіаційного інституту ім. М. С. Жуковського за адресою: 310070, Харків-70, вул. Чкалова 17, Харківський авіаційний інститут.

З дисертацією можна ознайомитися в бібліотеці ХАІ.

Автореферат розіслано "6" вересня 1993 р.

ЛНБ України ім. В. Стефаніка



00802730 (К)

Вчений секретар спеціалізованої ради, кандидат технічних наук, доцент

Г. Л. Корнілов

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність проблеми. Дефектність структури матеріалів, недосконалість технологічних процесів виготовлення деталей і складні умови експлуатації призводять до появи тріщин в конструкціях. Розповсюдженість цього явища визначена в теперешній час також старінням парку машин й характерна, в першу чергу, для авіації. Прямування до одержання максимального прибутку збільшує імовірність експлуатації літаків з тріщинами, тому основним методологічним принципом проектування й експлуатації в авіабудівництві є принцип безпечного пошкодження.

Цей принцип передбачає детальне дослідження закономірностей розвитку тріщин на всіх стадіях життєвого циклу конструкції - від проектування нового літака до дорожки існуючого з ціллю продовжування його ресурсу. В зв'язку з цим, до норм пригідності літаків ряду країн введено вимогу сертифікації за умовами безпечного пошкодження. На Україні над рішенням проблеми забезпечення живучості авіаційної техніки працює Авіаційний науково-технічний комплекс ім. О. К. Антонова і Харківський авіаційний інститут. Досягнені на цей час фундаментальні результати в механіці руйнування (праці Інституту проблем міцності і Фізико-механічного інституту АН України) утворюють основу для розробки методів дослідження міцності й руйнування конструкцій. Зв'язок дисертації з вказаними науково-технічними напрямками визначає її актуальність.

Дана робота направлена на вирішення науково-технічної проблеми забезпечення живучості конструкцій літаків. Розглядається найважливіший аспект досліджень живучості - визначення параметрів руйнування елементів з тріщинами й прогнозування їх розвитку. До числа головних параметрів руйнування відносяться:

- пружні коефіцієнти інтенсивності напружень при складному навантажуванні тріщини;
- ефективні коефіцієнти інтенсивності напружень (беручи до уваги ефект закриття тріщин);
- напруження на лінії тріщини до моменту її появи;
- відносні зміщення берегів тріщини.

В рамках лінійної механіки руйнування напружений стан біля вершини тріщини визначається одним параметром - коефіцієнтом інтенсивності напружень (K_{IHD}). Знання коефіцієнтів інтенсивності напружень дозволяє прогнозувати залишкову статичну міцність конструкції з тріщиною заданої довжини, а також швидкість і напрямлення її розвитку. Визначення напружень на лінії тріщини є важливим для аналізу причин її появи, а дані про відносні зміщення берегів тріщини використовуються при розробці технології ремонту тріщин.

Роботу виконано в Галузевій науково-дослідницькій лабораторії "Міцність" Харківського авіаційного інституту в відповідності з держбюджетними НДР Міністерства освіти України N 102-9/92 і 108-31/92; х.д. N 102-9/92, 1992-1993 рр., "Розрахунок параметрів живучості для критичних місць планера літака"; Цільовою комплексною програмою "Політ" МАП і МІНВУЗ СРСР, Наказ N 350, 1982-1990 рр., Наукове направлення 02- "Підвищення надійності і вагової ефективності конструкцій літальних апаратів на базі удосконалення розрахунково-експериментальних досліджень їх міцності"; х.д. N 102-22/87, 1987-1990 рр., "Розробка і дослідження методів визначення характеристик довговічності і руйнування елементів конструкції крила літака"; МНТК "Надійність машин", Єдиний п'ятирічний план на 1986 - 1991 рр., Постанова ГКНТ N 496, розділ 9, "Розробка і впровадження нових методів, алгоритмів і програмного забезпечення для оцінки міцності, надійності і ресурсу машин і конструкцій"; х.д. N 102-19/91, 1991-1993 рр., "Розробка програмного забезпечення розрахунків живучості елементів авіаконструкцій"; х.д. N ГР.01.89.0000045, 1989 р., "Моделювання напружено-деформованого стану і оцінка параметрів руйнування лонжерона крила".

Ціль дисертації є розробка теоретико-експериментального методу визначення параметрів руйнування і його застосування до оцінки міцності елементів конструкцій літаків з тріщинами.

В ході виконання роботи автором отримані слідущі нові наукові результати, котрі вносяться до захисту:

- розроблений теоретико - експериментальний метод визначення коефіцієнтів інтенсивності напружень й напружень на

лінії тріщини до її з'явлення, побудований на регуляризованих алгоритмах рішення зворотних задач з використанням експериментально замірених відносних зміщень точок берегів тріщини;

- розроблені алгоритми рішення допоміжної задачі аналітичним методом й методом скінченних елементів;
- збудовані квадратурні формули для обчислювання сингулярних інтегралів з ядром Коші, коли підінтегральна функція має особливість на однім кінці відрізка інтегрування;
- розвинені алгоритми визначення параметрів руйнування типових панельних конструкцій з внутрішніми й крайовими тріщинами;
- встановлені нові закономірності розвитку втомних тріщин в панелях й стінці двохпопосоної балки;
- розроблені способи ремонту тріщин, засновані на створенні залишкових напружень.

Практична цінність і реалізація результатів.

Розроблений автором теоретико-експериментальний метод визначення параметрів руйнування реалізовано у вигляді вимірально-обчислювальної системи. Сконструйовані й метрологічно атестовані малобазні датчики для вимірювання відносних зміщень нормального розкриття й поперечного зсуву. До складу системи включено комплекс програм, який дозволяє виконувати замірвання й розрахунки у темпі експерименту. Получені нові результати по КІН для тріщин різних типів в типових панельних конструкціях і в стінці лонжерона крила. Розроблені способи ремонту тріщин. Метод й вимірально-обчислювальна система для визначення параметрів руйнування елементів конструкцій впроваджені на Авіаційному науково-технічному комплексі ім. О.К. Антонова, в ОКБ ім. О.С. Яковлева і Центральному аерогідродинамічному інституті. Технологічні рекомендації по ремонту тріщин впроваджені в ЦАГІ і на Воронежському авіаційному виробничому об'єднанні й використовуються при повномасштабних випробуваннях авіаконструкцій. Розділи дисертації, зв'язані з розробкою алгоритмів й програм, використані в учбовому курсі "Спеціальні пакети САПР".

Достовірність і обґрунтованість запропонованого у роботі методу, алгоритмів і рекомендацій підтверджуються контрольними розрахунками і експериментами автора й порівняльним аналізом цих результатів з незалежно отриманими розрахунковими й експе-

риментальними даними.

По темі дисертації опубліковано 29 друкованих праць і 4 винаходи.

Основні наукові й прикладні результати роботи пройшли апробації на: Всесоюзній конференції "Підвищення довговічності й надійності машин і приладів" (Куйбишев, 1981 р.); 2-й науково-технічній конференції "Удосконалення експлуатації й ремонту корпусів суднів" (Калінінград, 1981 р.); 7-й і 8-й науково-технічних конференціях з ресурсу авіаконструкції, (Москва, 1983, 1986 рр.); Всесоюзній конференції "Сучасні проблеми будівельної механіки й міцності літальних апаратів" (Москва, 1983 р.); 22-й Конференції американського інженерного суспільства (Пенсільванія, 1985 р.); 7-й Європейській конференції по механіці руйнування (Будапешт, 1987 р.); 1-й Всесоюзній конференції по механіці руйнування (Львів, 1987 р.); 3-му Всесоюзному симпозиумі "Механіка руйнування" (Житомир, 1990 р.); 8-му Міжнародному конгресі по механіці руйнування (Київ, 1993 р.); науково-технічних семінарах кафедр міцності літальних апаратів і автоматизованого проектування ХАІ (1982-1993 рр.).

Структура і обсяг дисертації. Робота складається із вступу, семи глав, заключення, списку використаної літератури із 245 найменувань. Головний зміст роботи викладено на 295 сторінках, включно 102 рисунки й 35 таблиць, усього 322 сторінки.

ЗМІСТ РОБОТИ

У вступі обґрунтовується актуальність вибраної науково-технічної проблеми і виділяються досліджувані автором аспекти. Сформульована ціль дослідження. Розглянуто обставини, які визначають наукову новизну і практичну значність результатів, коротко викладено конкретний зміст дисертації.

В першій главі аналізується проблема визначення міцності елементів авіаконструкцій з тріщинами. Особливості матеріалів, використаних в конструкціях планеру сучасного літака, дозволяють застосовувати для аналізу апарат лінійної механіки руйнування. Перевага в конструкції літаків тонкостінних підкріплених елементів обусловлює перехід до аналізу двовірних задач теорії тріщин. Розглядаються методи

визначення міцності пластин з тріщинами при одноразовому статичному навантаженні. Дані про залишкову міцність для невідкриплених листів дозволяють розрахувати міцність підкриплених панелей літаків (роботи С.С.Рос, Н. Vliger, Т. Swift, Г.І.Нестеренко). Складна контактна взаємодія елементів, тертя, пластичні деформації в вузлах з'єднань впливають на напружений стан і кінетику руйнування. Такий механізм руйнування сполучених конструкцій потребує проведення детального моделювання із застосуванням як теоретичних, так і експериментальних методів.

При забезпеченні живучості конструкцій у процесі експлуатації проведення ремонтних заходів займає ведуче місце. Тут треба виділити два фактори - інтервал між оглядами конструкції й мінімальну виявлену довжину тріщини. Інтервали між оглядами назначать виходячи з даних про критичну довжину і тривалість зростання тріщини. Огляди повинні забезпечувати виявлення тріщин, починаючи з мінімальної виявленої довжини. Після виявлення тріщини приймається рішення про її ремонт.

Таким чином, на усіх етапах розробки авіаконструкцій від проектування до ремонту в експлуатації дослідження параметрів руйнування являються важливими. В цей час в механіці руйнування є апарат для проведення таких досліджень. Але, недивлячись на достатньо глибоку розробку наукових методів, їх впровадження в практику все ще неможна вважати достатньо ефективним. Одним з головних причин цього становища є складний характер руйнування тонкостінних складних конструкцій і необхідність у його комплексному теоретичному та експериментальному вивченні.

Теоретичні методи рішення задач про напружений стан елементів конструкцій з тріщинами застосовуються переважно на етапі проектування. Вони включають як аналітичні - метод сингулярних інтегральних рівнянь, конформних відображень, колокацій, граничної інтерполяції і інш., так і числові - метод скінченних різниць, метод скінченних елементів (МСЕ), метод граничних елементів. Розглянуто фундаментальні роботи теорії тріщин М.І.Мусхелішвілі, Г.І.Барренблатта, М.Вільямса, Д.Ірвіна, А.Кобаясі, Д.Ньюмана, В.В.Панасюка, Г.Лібовіца, Д.Сі, М.П.Саврука, О.Є.Андрейківа, С.Атлурі. Використання аналіти-

чних методів обмежено тілами простих форм й простими граничними умовами. Серед чисельних методів, дозволяючих аналізувати складні конструкції, найбільше розповсюдження отримав МСЕ.

Підвищена опірність розвитку тріщин в підкріплених панелях зв'язана з гальмівним ефектом стрингерів. Цей ефект заключається у зменшенні КІН, коли тріщина наближується до стрингера. Широке використання у дослідженнях панелей з тріщинами знайшов метод сумісності деформацій (displacements compatibility method), послідовно розвинутий у роботах В. Блума, І. Сандерса, Г. П. Черепанова і В. М. Мірсалімова, К. По, І. С. Яблонського, Є. Г. Переславцева. Значний вклад Т. Свіфта у вивченні панелей з тріщинами. Ним відмічено важливість обліку податливості болтів і заклепок у алгоритмі методу сумісності деформацій. Одним з задач даного дослідження є розвиток методу сумісності деформацій для рішення задач про взаємодію тріщини з краєм панелі і конструкцій, складених із ряду панелей.

Розглянуто роботи С. Сміта, А. Кобаясі, Р. Сенфорда і Д. Деллі, Д. Поста, А. В. Овчиннікова, А. Б. Злочевського, Д. В. Грилицького, Н. М. Бородачева і М. П. Кулія, присвячені експериментальному визначенню коефіцієнтів інтенсивності напружень. Специфіка задач для складних конструкцій виявляється у невизначеності граничних умов. Аналіз показав, що більшість експериментальних методів використовує асимптотику напружень й переміщень, що визначає їх недоліки, зв'язані з великими градієнтами полів напружень і деформацій біля вершини тріщини, а також наявність текучості.

Методи, в яких використовуються експериментальні дані про зміщення і напруження на границі розглядуваної області та задіяний розвинутий теоретичний апарат теорії тріщин, можна розглядувати як комбіновані теоретико-експериментальні. Як правило, такі гібридні методи, з одного боку, забезпечують можливість рішення задач, для яких роздільне застосування теоретичних і експериментальних методів не дозволяє отримати достатньо точні рішення, а також знижують трудомісткість досліджень, тому що дають можливість скоротити обсяг експериментів.

А. В. Фомінін проаналізовано розрахунково-експериментальний метод визначення напруженого стану деталі по вимірним напруженням або зміщенням на частині її поверхні. Для лінійно пружного елементу тіла формується друга основна задача теорії пружності. Показано, що отримана задача є некоректно поставленою. Для рішення таких задач розроблені регуляризируючі алгоритми, котрі дозволяють отримати стійкі до вхідних даних рішення.

Сполучення експериментальних методів з математичним апаратом рішення некоректних задач дозволяє істотно розширити клас вирішуваних задач про міцність конструкцій. З другого боку, аналіз показав, що в наш час відсутній загальний експериментальний підхід до рішення задач про тріщини. Існуючі методи не володіють потрібною точністю і не забезпечують потреб інженерної практики. Це обумовило прийняття в даній дисертаційній роботі концепції теоретико-експериментального визначення параметрів руйнування конструкцій з тріщинами, що дозволило розробити єдиний підхід до рішення широкого класу задач про тріщини в елементах конструкцій.

Друга глава. Розглядається конструкція (рис. 1) з тріщиною $2l$. Елемент з тріщиною займає область Ω_T і передбачається плоским і пружним з модулем пружності E . Для нього реалізується схема плоского напруженого стану.

Статичні і кінематичні умови на границі Γ області Ω_T можуть бути довільними і неозначеними. Як було відзначено вище, неозначеність граничних умов - специфічна особливість задач для елементів складних конструкцій.

Задача складається у визначенні коефіцієнтів інтенсивності напружень $K = K_I^{a,b}$ і $K_{II}^{a,b}$ у вершинах a і b . Необхідно, також, визначити напруження $N^T(x) = \sigma_y^T - i\tau_{xy}^T$, які діють на відрізку $[a, b]$ області Ω_T , коли в ній нема тріщини. В частині конструкції, що розглянута, виділимо допоміжну область Ω_γ , котра містить в собі тріщину, частину отворів і підкріплюючих елементів. На границі γ прикладені невідомі навантаження, рівні по величині напруженням, діючим на γ у задачі Ω_T .

Під дією навантажень тріщина деформується, відбувається взаємне зміщення її берегів. Відносні зміщення в

напрямі осі x дорівнюється $\Delta U(x)$, а вздовж осі y - $\Delta V(x)$.
Запишемо функції відносних зміень

$$\Delta g(x) = \Delta U(x) + i\Delta V(x).$$

Розглянемо суперпозицію двох задач Ω_1 і Ω_2 на виділеній області Ω_γ (рис. 1). У задачі Ω_1 діють ті ж навантаження, що і у Ω_γ , але немає тріщини. У задачі Ω_2 внутрішня область вільна від навантажень, а до берегів прикладені самоурівноважені навантаження

$$p(x) = p_n(x) - ip_t(x).$$

Тут p_n - нормальна, а p_t - тангенціальна компоненти. Ці навантаження рівні за величиною, але протилежно направлені по відношенню до напружень $N^T(x) = \sigma_y^T - i\tau_{xy}^T$ на відрізку $[a, b]$ у задачі Ω_1 .

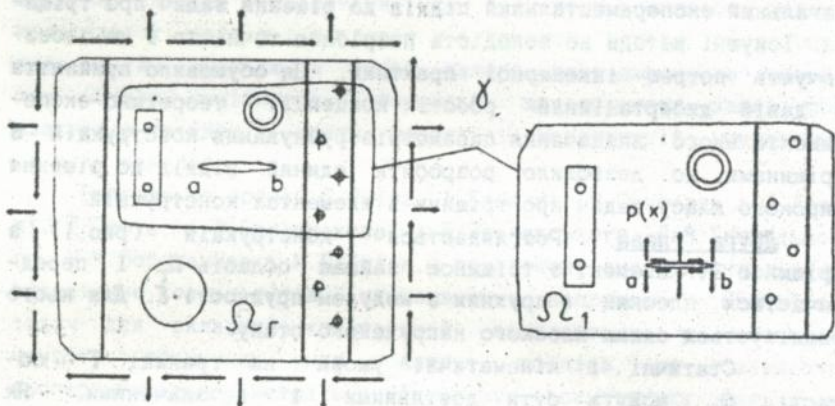


Рис. 1.

Зроблені перетворення являються тотожними в рамках поставленої задачі визначення КІН. Таким чином, у вихідній задачі Ω_γ , у задачі Ω_1 і у допоміжній задачі Ω_2 рівними будуть КІН і функції відносних зміень $\Delta g(x)$.

Щодо напружень $N^T(x)$, то вони будуть тим ближче до $N^T(x)$, чим менше буде відмін в граничних умовах на γ у задачі Ω_γ і у такій же задачі, але без тріщини. У граничному випадку, коли γ і Γ збігаються і при побудові допоміжної задачі, внутрішня область не перетерпіла змін, напруження $N^T(x) = N^T(x)$. Іншими словами, границю γ слід вибирати так, щоб зміна напружень на γ , спричинена тріщиною, була б мінімальною.

Рішення допоміжної задачі Ω_n однозначно зв'язує $\Delta g(x)$ з $p(x)$ і КІН слідуючими залежностями

$$D_{\sigma} [p(x)] = \Delta g(x); \quad (1)$$

$$K^{\alpha, \beta} = D^{\alpha, \beta} [p(x)], \quad (2)$$

де D_{σ} і $D^{\alpha, \beta}$ - інтегральні оператори.

Нехай відомі результати вимірювань відносних зміщень Δg_1^* , Δg_2^* , ..., Δg_r^* ($\Delta g_i^* = \Delta U_i^* + i \Delta V_i^*$) у точках x_1 , x_2 , ..., x_r тріщини в вихідній задачі Ω_T . Потребується по цих даних знайти рішення рівняння (1). Тоді КІН будуть обчислені по (2).

В загальному випадку функцію навантаження зобразимо у вигляді лінійної комбінації відомих функцій

$$p(x) = \sum_{j=0}^m A_{y_j} F_{n_j}(x) - i \sum_{j=0}^m A_{x_j} F_{t_j}(x), \quad (3)$$

де $F_{n_j}(x)$ і $F_{t_j}(x)$ - базисні функції;

A_{y_j} і A_{x_j} - невідомі параметри.

Підставивши (3) в (1), отримаємо

$$\begin{aligned} \Delta g(x) = & \sum_{j=0}^m A_{y_j} \Delta U_{n_j}(x) + \sum_{j=0}^m A_{x_j} \Delta U_{t_j}(x) + \\ & + i \left[\sum_{j=0}^m A_{y_j} \Delta V_{n_j}(x) + \sum_{j=0}^m A_{x_j} \Delta V_{t_j}(x) \right], \end{aligned} \quad (4)$$

де $\Delta U_{n_j}(x)$ і $\Delta V_{n_j}(x)$ - зсувна і нормальна компоненти зміщень при дії $F_{n_j}(x)$;

$\Delta U_{t_j}(x)$ і $\Delta V_{t_j}(x)$ - зсувна і нормальна компоненти зміщень при дії $F_{t_j}(x)$.

* Зміщення ΔU^* і ΔV^* визначаються приблизно із експерименту. Для знаходження A_{y_j} і A_{x_j} можна скористатися методом найменших квадратів або методом колокацій.

Особливість задачі Ω_n у тому, що вона є, можливо, некоректно поставленою і, отже, її рішення буде нестійким по відношенню до малих змін експериментальних даних. Для таких задач вибір апроксимуючих функцій і регуляризуючих алгоритмів базується на априорній інформації на вид шуканої функції.

Для апроксимації функції навантаження $p(x)$ використані многочлени Чебишева першого роду

$$p(x) = \sum_{j=0}^m A_{y_j} T_j[\omega(x)] - i \sum_{j=0}^m A_{x_j} T_j[\omega(x)], \quad (5)$$

$$T_0(\eta) = 1, \quad T_1(\eta) = \eta, \quad T_j(\eta) = 2\eta T_{j-1}(\eta) - T_{j-2}(\eta).$$

Для отримання стійкого рішення зворотної задачі в роботі використана запропонована В. Н. Валніком процедура вибору числа членів розкладання по многочленам Чебишева. При фіксованому числі експериментальних точок оптимальними є ті значення m_1 і m_2 , котрі мінімізують функцію емпіричного ризику.

В загальній постановці задачі було зроблено допущення про неозначеність граничних умов. Розглянуто частинний випадок, коли є повний опис області Ω_Γ , а граничні умови на Γ можуть бути задані з точністю до деякого числа параметрів. В цьому випадку може бути поставлена задача визначення зовнішнього навантаження. Параметри навантаження вишукуються методом найменших квадратів аналогічно попередньому випадку.

Аналітичні рішення задач теорії тріщин використані для побудови рішень допоміжних задач в запропонованому методі. Залежності для компонент напружень і зміщень містять в собі сингулярні інтегралы з ядром Коші. В даній роботі розглянуте питання обчислювання інтегралів з ядром Коші у двох практично важливих випадках, коли підінтегральна функція має на одному із кінців відрізка інтегрування особливість у вигляді квадратного кореня. Побудовані квадратурні формули вищої точності, обчислені значення коефіцієнтів і вузлів. Точність цих формул підтвердили тестові обчислювання.

Одним із основних етапів реалізації методу визначення параметрів руйнування являється виділення допоміжної області і рішення допоміжної задачі. Замкнуті аналітичні рішення мають для цих цілей очевидні переваги. В багатьох практичних випадках можуть бути корисними в значенні допоміжних слідуючі області і задачі: нескінченна пластина з тріщиною; напівнескінченна пластина з внутрішньою або крайовою тріщиною. В дисертації побудовані залежності для обчислювання зміщень берегів тріщини і КІН при дії на берегах тріщини самоурівноваженого навантаження у цих задачах.

Для обліку усіх різноманітних вимог, виникаючих у практиці, для рішення допоміжної задачі доцільно вико-

ристовувати метод скінченних елементів.

Відносні зміщення i -тої пари вузлів запишемо так

$$\begin{Bmatrix} \Delta U(x_i) \\ \Delta V(x_i) \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} U_{ai} - U_{ai-1} \\ V_{ai} - V_{ai-1} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} R_{xai}^{-1} & R_{xai-1}^{-1} \\ R_{yai}^{-1} & R_{yai-1}^{-1} \end{bmatrix} \{F\}. \quad (6)$$

Вирази для КІН у вершинах a і b мають вид

$$K^a = \begin{bmatrix} R_{Ia}^{-1} & -iR_{IIa}^{-1} \end{bmatrix} \{F\}; \quad (7)$$

$$K^b = \begin{bmatrix} R_{Ib}^{-1} & -iR_{IIb}^{-1} \end{bmatrix} \{F\}; \quad (8)$$

де R^{-1} - строки матриці, зворотні матриці жорсткості.

Еквівалентні вузлові сили зв'язані з поверхневим навантаженням $p(S)$ вздовж лінії S наступним чином

$$\{F\} = \sum_l \int_S [N_l]^T p(S) dS; \quad p(S) = \begin{Bmatrix} p_t(S) \\ p_n(S) \end{Bmatrix}.$$

Для розробки рекомендацій по застосуванню запропонованого методу з рахунком усіх діючих факторів застосовано чисельне моделювання. В розрахунках варіювали: число і розположення експериментальних точок; форму і розміри допоміжної області; вид апроксимуваних функцій.

В третій главі метод сумісності деформацій розвинуто для напівнескінчених областей на основі аналітичного рішення задачі про тріщину в напівплощині (М.П. Саврук 1975 р.). Важлива перевага такого розвитку методу є в можливості рішення задач для конструкцій, складених із декількох панелей з внутрішніми і крайовими тріщинами.

Розглянута плоска конструкція, складена із підкрплених стрингерами панелей $P1$ і $P2$ (рис. 2). В одній із панелей (можливо і в обох) є прямолінійна тріщина. Панелі з'єднані одна з другою рядом кріпильних елементів (болтів, заклепок, зварних точок). Можливе повне руйнування одного або декількох стрингерів в перерізах, прилягаючих до лінії тріщини. На віддаленні до панелей прикладені нормальні навантаження b .

Задача вирішується у пружній постановці при наступних допущеннях: в пластині і стрингерах реалізується плоский напружений стан; лінія тріщини є лінією симетрії для кріпильних елементів; вплив отворів під кріпильні елементи й тертя на напружений стан не облічується.

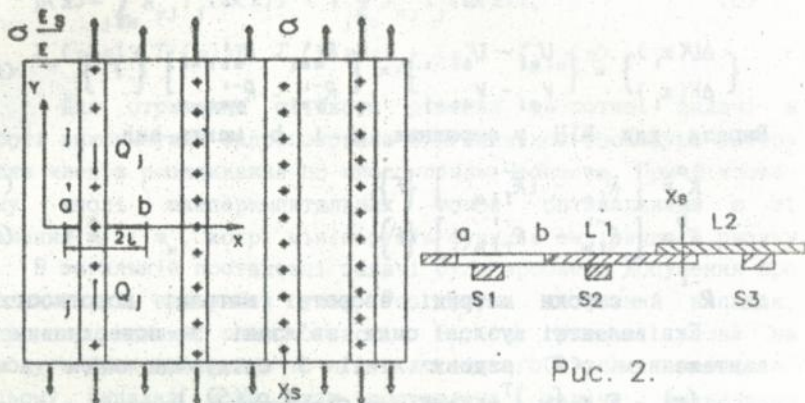


Рис. 2.

Подовження i -го інтервалу пластини L_1 від дії зовнішнього навантаження і сил можна записати у вигляді

$$\Delta_1^{L_1} = \sigma \left(v_1^{L_1} - v_{1-1}^{L_1} \right) - \sum_{j=1}^{\infty} \left(v_{1j}^{L_1} - v_{1-1,j}^{L_1} \right) Q_j, \quad (9)$$

де $v_{1j}^{L_1}$ - переміщення $i-1$ точки листа L_1 від дії одиничних сил, прикладених у точках j ;

$v_1^{L_1}$ - переміщення $i-1$ точки листа L_1 від дії одиничного зовнішнього навантаження.

Підсумовування у формулі (9) проводять у всіх точках з'єднання пластини зі стрингерами. Подовження i -го інтервалу стрингера S_1 рівняється

$$\Delta_1^{S_1} = \sigma \frac{E_s}{E} \left(v_1^{S_1} - v_{1-1}^{S_1} \right) + \sum_{j=1}^{\infty} \left(v_{1j}^{S_1} - v_{1-1,j}^{S_1} \right) Q_j, \quad (10)$$

де $v_{1j}^{S_1}$ і $v_1^{S_1}$ - переміщення $i-1$ точки стрингера S_1 від дії одиничних сил і зовнішнього навантаження.

Знак суми \sum в (10) відноситься до точок стрингера S_1 , в яких він з'єднаний з пластиною L_1 . Зміщення i -го кріпильного елемента, зв'язаного з пружною податливістю D_s , можна визначити як різницю зміщень сусідніх елементів:

$$\Delta_1^s = \left(Q_1 - Q_{1-1} \right) D_s. \quad (11)$$

При цьому умова спільності деформацій i -го інтервалу пластини L_1 і стрингера S_1 з обліком пружної податливості

кріпильних елементів має погляд:

$$\Delta_1^{L1} = \Delta_1^{S1} + \Delta_1^a \quad (12)$$

На базі виразів (9-12) отримана розв'язувальна система лінійних рівнянь для визначення Q_j . Для конструкції, складеної із ряду панелей, розв'язувальні системи записані для окремо взятих панелей, і отримана система доповнена вимогами спільності деформацій пластин у точках їх з'єднання. Коефіцієнти інтенсивності напружень у вершинах a і b дорівнюють:

$$K^{a,b} = \sigma^* K_0^{a,b} - \sum_{j=1}^{\infty} Q_j K_j^{a,b} \quad (13)$$

де $K_0^{a,b}$ - КІН у пластині з тріщиною від дії одиничного зовнішнього навантаження;

$K_j^{a,b}$ - КІН у пластині з тріщиною від дії одиничних сил, прикладених у точках j .

Вирішена задача про взаємодію тріщини з краєм панелі. З наближенням тріщини до краю міцність панелі знижується, але ступінь зниження менша, ніж для невідкритої пластини.

На рис. 3 показано з'єднання двох напівнескінчених пластин, в одній із котрих є тріщина довжиною $2l$. В розрахунках приймали: $d_3 = 2l$, $b_3 = 2d_3$, l - товщина пластини.

Вплив краю пластини слабше із зменшенням $\lambda = l/h$ і при $\lambda \leq 0.3$ практично зникає. Істотним є вплив краю на K^a для коротких тріщин ($l/p_3 < 1$) (рис. 3). При збільшенні l/p_3 воно зменшується, так що K^a і K^b не перевищують $K_0 = \sigma^* \sqrt{\pi l}$ більш ніж на 15%. При цьому руйнування не завжди буде починатись з найближчої до краю вершини.

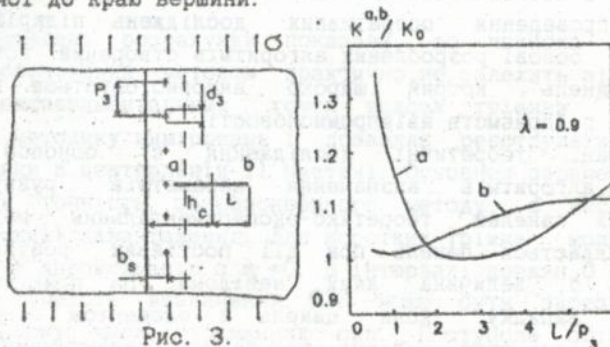


Рис. 3.

Розглянута напівнескінченна пластина з крайовою тріщиною довжиною b , яка підкріплена стрингерами (рис. 4). В розрахунках було прийнято $p_2/b_s = 1/12$; $p_3/d_s = 4$; $W_s/d_s = 5$. Для порівняння проведено розрахунки КІН K у правій вершині внутрішньої тріщини в нескінченній панелі. Усі параметри цієї панелі були такими ж, як панелі з крайовою тріщиною. Результати розрахунків приведені на рис. 4 у вигляді залежності K^b/K від $(b - b_k)/b_s$.

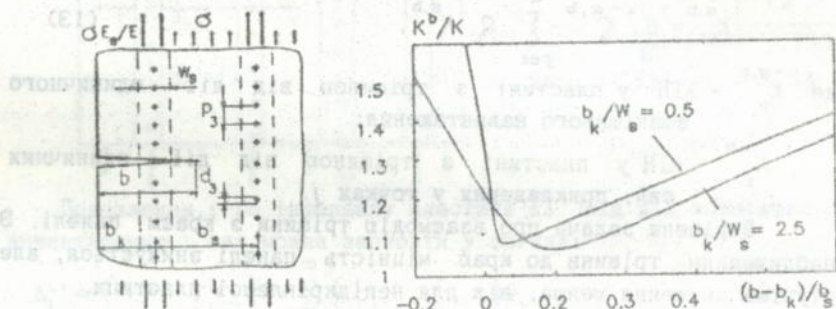


Рис. 4.

При дуже малих довжинах тріщин відношення K^b/K прямує до граничного значення, рівного у даному випадку 1.59. Міцність панелі з крайовою тріщиною для усіх b менш ніж міцність такої ж панелі, але з внутрішньою тріщиною. Ступінь зниження міцності істотно залежить від положення вершини тріщини.

Вирішена задача про крайову тріщину в стику панелей. При $b > 1.5p_3$ КІН K^b практично не відрізняється від аналогічної величини K_0 в нескінченній пластині з такою ж тріщиною.

Для проведення оперативних досліджень підкріплених панелей на основі розроблених алгоритмів створений комплекс програм "Панель", котрий широко використовується в наш час на ряді підприємств авіапромисловості.

Виконані теоретичні дослідження є основою для розробки алгоритмів визначення параметрів руйнування підкріплених панелей теоретико-експериментальним методом.

Розглядається панель при дії постійних розтягуючих навантажень σ , величина яких невідома. На практиці це відповідає випадку, коли панель є елементом складової конструкції і, отже, діючі на панель навантаження потребують додаткового визначення.

При заміні дії стрингерів зосередженими силами Q_j , дотримувчись запропонованому теоретико-експериментальному методу, отриману задачу замінимо допоміжною. В значенні допоміжних вибрані нескінченна або напівнескінченна пластини з внутрішньою або крайовою тріщиною. До берегів тріщини прикладені самоврівноважені нормальні навантаження $p(x)$.

Вважаючи, що навантаження на берегах тріщини містять постійну складову σ та компоненти від дії сил в заклепках Q_j , функцію навантаження зобразимо в параметричному вигляді

$$p(x) = \sigma^n - \sum_{j=1}^m p_{Q_j}(x) Q_j^*, \quad (14)$$

де $p_{Q_j}(x)$ - напруження на лінії $y = 0$ в пластині без тріщини, при дії двох одиничних сил в точках (x_j, y_j) ;

$m \leq n$ - число утримувчих сил.

В значенні найменших квадратів відхилень експериментальних відносних зміщень від теоретичних, задача визначення параметрів σ^* і Q_j^* зводиться до системи $m + 1$ лінійних рівнянь. Коефіцієнти інтенсивності напружень знайдемо по формулі

$$K^* = \sigma^* K_0 - \sum_{j=1}^m Q_j^* K_j$$

Для розробки ефективної експериментальної методики визначення параметрів руйнування підкріплених панелей проведена серія числових експериментів. Для моделювання в значенні експериментальних зміщень були взяті ті, що розраховані за допомогою програми "Панель". Точність визначення параметрів запропонованим методом оцінювали по відношенню до їх теоретичних значень.

Проведені розрахунки показали, що похибка визначення КІН запропонованим методом практично не залежить від розташування експериментальних точок вздовж тріщини. Це значно спрощує методику вимірювань і дозволяє реєструвати розкриття тріщини в центральній її частині. Основним параметром, визначаючим точність запропонованого методу, є число сил m в апроксимації навантаження. Для коротких тріщин можна використовувати апроксимацію з $m = 0$. В інтервалі довжин $0 < 2l \leq 1.6W$ висока точність визначення КІН може бути забезпечена при мінімальному числі утриманих сил. Поступове збільшення m

веде до зміни $\delta_1 = (K - K^*)/K$ не більше ніж на 1.3%. При числі експериментальних точок $n = m + 1$ максимальна похибка не перевищує 5%. Відмінна особливість методу - можливість визначення навантажень, діючих на панель.

Четверта глава присвячена створенню вимірально-обчислювальної системи (ВОС) на базі теоретико-експериментального методу для використання в процесі натурних іспитів конотрукцій. Система включає: тензометри, тензометричну станцію, комп'ютер і програмне забезпечення.

Були зпроектовані та всебічно досліджені датчики двох типів: нормального і зсувного, вимірюючи компоненти відносних зміщень берегів тріщини ΔU^* та $\Delta U^{\#}$ відповідно (рис. 5). Датчик являє собою тензометр зміщень, який за допомогою голок встановлюється у конічні поглиблення на берегах тріщини. Датчики нормального і зсувного типів відрізняються кріпленням пружних елементів. В зсувному датчику пружні елементи зміщені плоско-паралельно на величину бази вимірювань, вісь сковається по напрямним, перешкоджаючи обертанню датчика навкруги вертикальної осі.

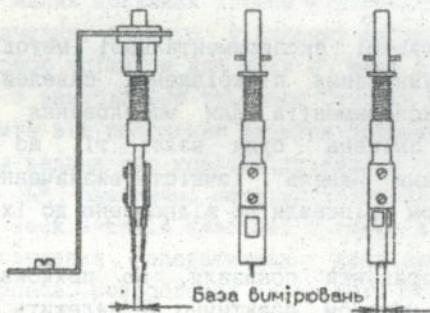


Рис. 5.

Основними метрологічними характеристиками розроблених датчиків є їх статичні характеристики. У них однозначно зв'язані вихідні величини ВОС (показання тензостанцій) із входньою величиною (відносні зміщення точок). Основні параметри статичної характеристики - чутливість і лінійність. Значення цих параметрів і похибки датчиків отримані за допомогою наскрізної статичної градуїровки в умовах вимірювань. Для проведення градуїровки датчиків використовувався

мікрометричний калібратор. Отримані наступні характеристики: чутливість 0.5..1 мкм; діапазон вимірювання зміщень ± 200 мкм; база вимірювання не менш 1 мм; габарити 8x30 мм; похибка при довірній імовірності 0.95 дорівнюється 1..2%.

В п'ятій главі розроблений метод і система застосовані при дослідженнях параметрів руйнування зразків і конструкцій. На прикладі пластини з отворами і похилою тріщиною (рис. 6) вивчена точність вимірювання зміщень за допомогою тензометрів. Для порівняння проведені вимірювання методом голографічної інтерферометрії і розрахунок МСЕ. Особливістю вирішуваної задачі є значний градієнт тангенціальних зміщень у напрямку осі у в точках, лежачих поблизу берегів тріщини. Розроблена процедура коректування тангенціальної компоненти зміщень на основі замірів на двох базах. Це дозволило значно зменшити вплив бази вимірювань. Для нормальної компоненти погіршеність, зв'язану з вимірюваннями на базі відзначної від 0, можна зневажити.

При вирішенні задачі за допомогою теоретико-експериментального методу розглянуті різні допоміжні області. Область А повністю співпадає з вихідною (рис. 6), а область С - нескінченна пластина. Рішення допоміжної задачі А отримано методом скінчених елементів, а для С - аналітично. Для апроксимації навантаження на берегах тріщини використані многочлени Чебишева (5).

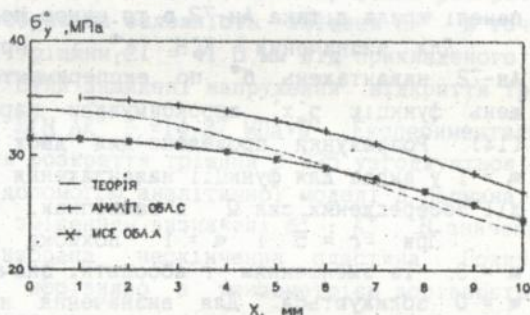
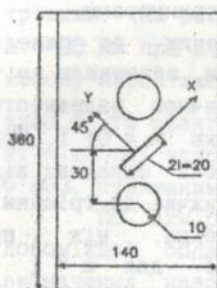


Рис. 6.

Порівняння теоретичних і експериментальних даних є свідченням, що точність визначення КІН незначно залежить від форми області і методу рішення допоміжної задачі (аналітичний або МСЕ). КІН K_I^* визначені з високою точністю для $m_1 = m_2 = 0$; 2 в усіх допоміжних задачах

($\delta_1 = 1.88 \dots -5.3\%$). Для $m_1 = m_2 = 4$ ця погрешність значно вища ($\delta_1 = 8.2 \dots 12.4\%$). КІН поперечного зсуву визначений з високою точністю для $m_1 = m_2 = 2; 4$ в усіх допоміжних задачах ($\delta_2 = -0.7 \dots -11.9\%$).

Для дослідження точності визначення напружень на лінії тріщини проведено розрахунок методом скінченних елементів зразку без тріщини (див. "теорія" на рис. 6). Максимальна похибка визначення нормальних напружень в задачі А при $m_1 = m_2 = 2$ становить -7.6% , а дотичних -10.8% . Причому, на кінцях лінії розрізу похибка менша. Величина прикладеного до зразку навантаження визначена з похибкою 5% .

У другій модельній задачі вивчена пластина з тріщиною біля крав, підкріпленого накладков. Для визначення КІН по зміцненню берегів використані наступні допоміжні задачі. Задача 1 - нескінченна пластина з тріщиною; задача 2 - півплощина з тріщиною і апроксимація $p(x)$ у вигляді (14) при $m = 1$. Вершина a тріщини виявилась повністю закритою підсилювальними накладками. Тому визначити КІН у вершині методами, що базуються на експериментальній інформації у вершині тріщини, практично неможна. Порівняння отриманих КІН з теоретичними переконали в тому, що більшу точність забезпечує рішення за допомогою допоміжної задачі 2.

Особливу увагу в роботі надано випробуванням живучості панелей - панелі з тріщиною під стрингером і двохстрингерної панелі крила літака Ан-72 з тріщиною поміж стрингерами.

Для визначення КІН K_I^* і прикладених до панелі Ан-72 навантажень b^* по експериментальним значенням зміщень функції $p(x)$ апроксимували параметричною залежністю (14). Розрахунки проведено для двох значень $m = 0; 1$. При $m = 1$ у вираз для функції навантаження введена складова від дії зосереджених сил Q_i в заклепках, найближчих до тріщини.

При $g = 5$ і $m = 1$ похибка δ_1 менша, ніж при $m = 0$. Із зменшенням g абсолютні значення δ_1 для $m = 1$ і $m = 0$ зближуються. Для визначення навантажень з прийнятюю точністю необхідно, щоб число експериментальних точок $g \geq 5$.

В лабораторії "Міцність" ХАІ проведені повторно-статичні випробування дослідного кесону літака Іл-86. На етапі

досліджень розвитку тріщин в елементах цієї конструкції застосовано розроблений в дисертації метод і ВОС. Була вивчена поведінка тріщини в верхній панелі, зображений на рис. 7.

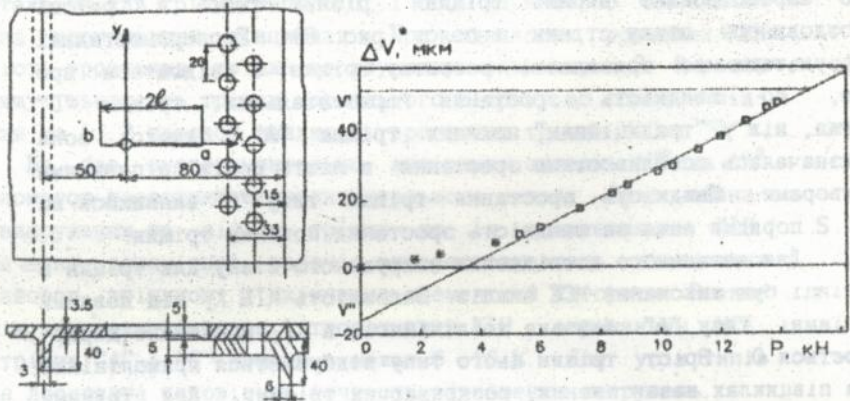


Рис. 7.

Середні нормальні напруження в панелі по даних тензометрії $\bar{\sigma} = 76.2$ МПа. Виміряна тривалість зростання тріщини. Середня швидкість зростання тріщини на двох ділянках складає: $(\Delta l / \Delta N)_1 = 0.78$ мм/цикл; $(\Delta l / \Delta N)_2 = 1.125$ мм/цикл, а їх відношення 0.69. Розраховане по цих даних відношення КІН $\bar{K} = 0.88$.

За допомогою ВОС проведені вимірювання профілей розкриття тріщини. На рис. 7 зображена залежність зміщень ΔV^* в точці $x = 26$ мм при довжині тріщини $2l = 41.6$ мм від прикладеного до кесону навантаження. Були знайдені напруження відкриття тріщини $\bar{\sigma}_0^*$ та ефективний КІН $\Delta K_{eff}^* = 14.27$ МПа $\sqrt{мм}$. Експериментальні відносні напруження розкриття тріщини 0.335 узгоджуються з 0.283, отриманими за допомогою аналітичної моделі Д. Ньюмана.

По вимірним зміщенням визначені $\bar{\sigma}_0^*$ і K_I^* . В значенні допоміжної області вибрана нескінченна пластина. Похибка визначення напружень порівняно з тензометрією дорівнюється 5.9%. Відношення КІН для двох розглянутих довжин дорівнюється $\bar{K}^* = 0.872$ і добре узгоджується з аналогічною величиною \bar{K} , визначеною вище по швидкості зростання тріщини.

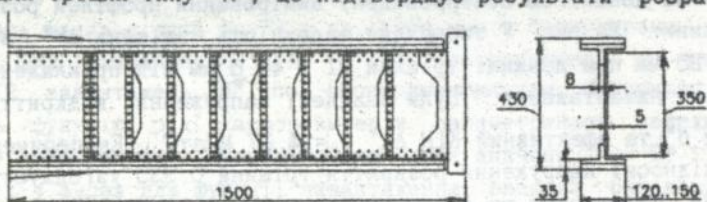
В шостій главі детально досліджено вплив зсуву на розвиток тріщин в панелях і лонжеронах. Методом скінченних елементів вирішено задачу про розтяг і зсув підкріпленої

панелі з тріщинов. Аналіз показав, що на відміну від КІН K_I при розтягуванні, K_{II} при зсуві панелі постійно зростає при перетині тріщинов осей стрингерів.

В процесі випробувань відсіків лонжеронів крила Іл-86 було зареєстровано втомні тріщини різних типів в районі поздовжнього стику стінки і поясу (рис. 8). Експериментальні результати по тривалості розвитку тріщин є свідомством про те, що швидкість зростання горизонтальних тріщин "D" вища, ніж у "традиційних" похилих тріщин "A", однак, вона визначалась особливостями зростання в листі поміж кріпильними отворами. Швидкість зростання тріщин типу "C" виявилась на 1..2 порядки вища за швидкість зростання похилих тріщин.

Для детального дослідження напруженого стану для тріщин в стінці був виконаний МСЕ аналіз. Залежність КІН K_I від довжини тріщини типу "A" близька до лінійної, а K_{II} практично дорівнюється 0. Зріст тріщин цього типу відбувається пряолінійно на півциклах навантаження, розкриваючих тріщину. Для тріщини типу "C" у всьому діапазоні довжин тріщин K_{II} суттєво більше за K_I . Із зростанням b відношення K_{II}/K_I зростає, причому K_{II} зростає, а K_I падає. В тріщині типу "D" на двох півциклах навантаження K_I позитивне, а K_{II} змінює знак.

Для алюмінієвих сплавів характерний пряолінійний зріст тріщин по механізму нормального відриву. Такий зріст спостерігається для тріщин типу "A", що підтверджує результати розрахунку.



Типи втомних тріщин в стінці лонжерона

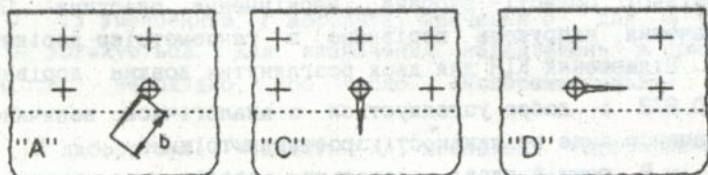


Рис. 8.

Тріщини, навантажені переважно зсувом, також можуть розповсюджуватись прямолінійно у відповідності з механізмом зсувного зростання (А. Otsuka, К. Tongo, 1987). Для консольного навантаження лонжерону поперечною силою при симетричному циклі навантаження для тріщин типу "С" і "D" характерно складання K_{II} на протилежних півциклах. При однакових розмахах КІН швидкість зростання тріщин по зсувному механізму в 7..8 разів перевищує швидкість тріщин нормального відриву, що пояснює підвищений на 1..2 порядок швидкості зростання тріщин "С" і "D".

На базі експериментально вимірних змінень ΔU^* та ΔV^* за допомогою теоретико-експериментального методу було визначено напруження на лініях тріщин до їх появи і КІН. В значенні допоміжної задачі використовувалась півплощина з крайовою тріщиною і скінченно-елементний алгоритм. Різниця між експериментальним і теоретичним КІН, отриманим МСЕ, для тріщин "А" і "С" лежать в межах 6..10 %. Для усіх типів тріщин досягнута задовільна точність визначення напружень.

Сьома глава присвячена застосуванню теоретико-експериментального методу для розробки нових способів гальмування тріщин. Новизну технічних рішень підтверджено авторськими свідоцтвами на винахід.

Аналітичним методом досліджено ефективність ремонту панелі з тріщиною підсилювальною накладкою. Базуючись на цьому аналізі, було запропоновано новий спосіб ремонту за допомогою попередньо напруженої накладки.

На панель встановлюють накладку, свердлять отвори вздовж лінії тріщини і фіксують накладку відносно панелі. Накладку розтягують напруженнями σ_H . Не знімаючи дії цих напружень, свердлять отвори і клепають заклепки. Після цього знімають навантаження. Пружна деформація розтягання накладки в процесі з'єднання веде до появи залишкових пружних напружень стиску біля тріщини. Сумарні напруження зменшуються в результаті накладення напружень від зовнішнього навантаження на залишкові напруження. Для визначення залишкових зусиль достатньо вирішити задачу для панелі з ремонтною накладкою, до якої прикладені напруження $-\sigma_H$. По результатах аналізу тривалість зростання тріщини в панелі з попередньо напруженою накладкою в 2.6 разів більша, ніж в панелі зі звичайною накладкою.

Проведено втомні іспити зразків, що являли собою трьохстрингерну панель з центральною тріщиною в листі. Було випробувано 2 партії по 5 панелей. В першій партії ремонтна накладка встановлювалась звичайним способом. В другій партії застосована попередньо напружена накладка.

Іспити панелей проведено на стенді при віднульовому навантаженні. Отримані залежності довжини тріщини $2l$ від числа циклів навантаження N (рис. 9) для вихідного (показано точками) і нового (показано хрестиками) способів ремонту панелі. При заданій кінцевій довжині тріщини $2l_k = 130$ мм довговічність панелі з попередньо напруженою накладкою в 2.3 рази більша за довговічність панелі, відремонтованої по вихідній технології.

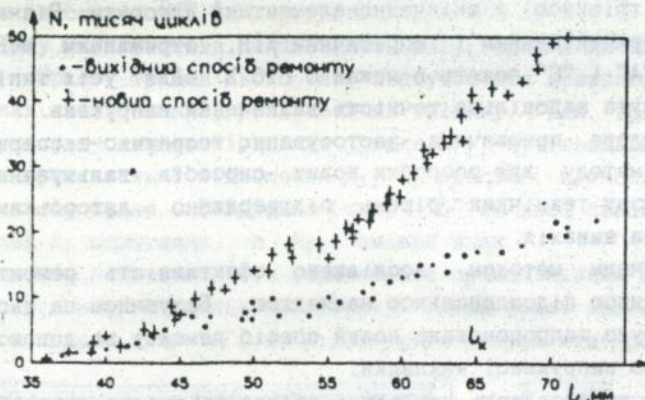


Рис. 9.

Іншим розповсюдженим способом ремонту є гальмування тріщин. Цей спосіб складається в запресовуванні кріпильних елементів в порожнину тріщини. В дисертації побудовано аналітичну модель такого способу. Після встановлення кріпильних елементів на контурах отворів утворюються залишкові сили Q_j , котрим відповідає залишковий КІН $K_{шп} = \sum K_j Q_j$, зникаючий амплітуду КІН при циклічному навантаженні.

Методом скінченних елементів проведено пружно-пластичний аналіз зразку. Облік текучості кардинально міняє якісну і кількісну картину розподілу напружень в районі отвору під кріплення в вершині тріщини. Для визначення напружень після установалення болтів і послідовного розвантаження

проведено розрахунок зразку з болтами. В скінченно-елементній моделі моделювалось повне зціплення контактних тіл.

По результатах розрахунку еквівалентних по довговічності віднулових напружень точка найбільш імовірної появи нової тріщини зміщена по контуру крайнього отвору на кут $\gamma = 45^\circ$. В експериментах на витривалість середнє значення цього кута склало 65° .

В главі викладені результати експериментального визначення відносних змішень берегів розрізу у зразку при установленні болтів, на основі котрих було проведено коректування теоретичних рекомендацій по виконанню ремонту. Ці рекомендації були перевірені по результатах втомних іспитів біля 100 зразків.

При втомних іспитах літака Як-42 в ЦАГІ були виявлені дві тріщини від втомленості в нижніх панелях крила в районі стику крила з фюзеляжем на обох консолях (рис. 10). Тріщина розвивалась із отвору під кріплення, перерізавши край панелі. Проведено вимірювання змішень берегів тріщини на лівій консолі. На основі отриманих даних по КІН було зроблено прогноз залишкової міцності панелей і тривалості зростання тріщин. Прийнято рішення про продовження іспитів до досягнення тріщинами довжини 100 мм.

Після напрацювання 30507 програмних блоків навантаження при довжині тріщини $2l = 104$ мм був виконаний ремонт тріщин від втомленості на обох консолях. Конструктивне виконання ремонту показане на рис. 10. Час простов в іспитах скорочено на 70-80%. Іспити літака Як-42 завершені при загальному напрацюванні 44801 програмний блок. Із них після ремонту - 14294 блока. Нових тріщин в зоні ремонту не виявлено.

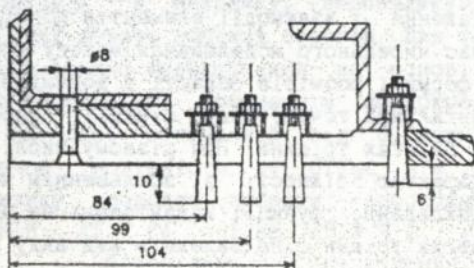


Рис. 10.

ЗАКЛЮЧЕННЯ

Дана робота направлена на вирішення науково-технічної проблеми забезпечення живучості авіаконструкцій. Розроблено аспект цієї проблеми, пов'язаний з визначенням параметрів руйнування елементів з тріщинами і прогнозуванням їх розвитку, який включає розробку теоретико-експериментального методу, створення вимірально-обчислювальної системи, дослідження за допомогою методу і системи конструкцій з тріщинами, обґрунтування нових способів гальмування тріщин.

Основні результати роботи і висновки такі:

1. Розроблено теоретико-експериментальний метод визначення параметрів руйнування елементів конструкцій з тріщинами: коефіцієнтів інтенсивності напружень, напружень на лінії тріщини до її появи і навантажень, діючих на елемент конструкції. Для визначення параметрів по результатах вимірювань відносних зміщень берегів тріщини застосовані регуляризувачі алгоритми. Питання вибору оптимального ступеня многочлену, апроксимувачого навантаження на берегах тріщини, при обмеженій кількості експериментальних даних вирішено на основі критерію емпіричного ризику. Шляхом зіставлення з власними і опублікованими розрахунками і експериментами доказана достовірність методу.

2. Розроблені аналітичні алгоритми рішення допоміжних задач, котрі можуть бути представлені нескінченною площиною або півплощиною з внутрішньою або крайовою тріщиною. Побудовані квадратурні формули для обчислювання отриманих сингулярних інтегралів з ядром Коші.

3. Розроблено алгоритм рішення допоміжної задачі методом скінченних елементів, дозволяючий найбільш точно і повно обчислювати особливості геометрії досліджуваної області, характер навантаження і взаємодії елементів конструкцій.

4. Під час чисельного моделювання методу досліджено вплив на точність форми і розмірів області в допоміжній задачі, числа експериментальних точок, виду функції, апроксимувачого навантаження на берегах тріщини. При різному числі експериментальних точок характер збіжності зі збільшенням числа удержаних членів в розкладанні функції навантажень не змінюється для коротких і довгих тріщин і не залежить від виду навантаження.

При визначенні напружень на лінії тріщини на кінцях відрізка при зростанні числа членів в розложенні функції навантаження мають місце повільно згасаючі осциляції.

5. Метод сумісності деформацій розвинуто для напівнескінчених панелей на основі аналітичного рішення задачі про тріщину в півплощині. Це дозволило вирішити ряд нових задач: тріщина біля країв панелі; панель з крайовою тріщиною; тріщина біля стику панелей. Вплив вільного краю підкріпленої панелі з тріщиною складається в зниженні міцності панелі, але ступінь зниження менша, ніж для непідкріпленого листа. Коли довжина тріщини в поздовжньому стикі панелей в 1..2 рази більша за крок кріплення, КІН практично не відзначається від такої ж величини в нескінченній пластині. На основі цих алгоритмів побудовано комплекс програм "Панель".

6. Розроблено вимірально-обчислювальну систему для визначення параметрів руйнування елементів конструкцій. Система включає: тензометри, тензометричну станцію, комп'ютер і програмне забезпечення. Спроектовані датчики тензометричного типу для вимірювання нормальних і зсувних відносних зміщень берегів тріщини. Проведені метрологічні дослідження датчиків. Система дозволяє дистанційно, у темпі експерименту реєструвати профіль тріщини, розраховувати КІН і відновляти прикладені до об'єкту навантаження.

7. Розроблений метод і система застосовані в дослідженнях параметрів руйнування зразків і конструкцій. На прикладі пластини з отворами і похилою тріщиною вивчена точність вимірювання зміщень за допомогою тензометрів. Для порівняння проведені вимірювання методом голографічної інтерферометрії. Особливістю вирішуваної задачі є значний градієнт тангенціальних зміщень в напрямку, перпендикулярному тріщині, в точках, які лежать поблизу берегів. Для тангенціальної компоненти запропоновано коректування на основі замірів на двох базах. Для нормальної компоненти похибок, зв'язанов з вимірюваннями на базі відзначний від 0, можна зневажити.

8. З довірчою імовірністю не більш ніж 0.85 критерій емпіричного ризику дозволяє вибрати апроксимацію, добре визначає КІН K_I^* ($\delta_1 = 1.88..-5.3\%$) і K_{II}^* ($\delta_2 = -0.7..-11.9\%$) і задовільно - напруження на лінії

тріщини. Вирішення задачі про тріщину поблизу краю пластини з накладкою дозволило детально дослідити різні способи апроксимації функції навантаження. Докладно досліджені підкріплені панелі з тріщинами. Результати експериментального дослідження панелі крила літака Ан-72 добре узгоджуються з розрахунками МСЕ.

9. Комплексно досліджена практична задача про тріщину в кесоні крила літака Іл-86. Результати вимірювань відносних змінень берегів містять ділянку закриття тріщини. Експериментальні відносні напруження відкриття тріщини дорівнюють $\bar{b}^* = 0.33$, що узгоджується з результатом Ньюмана $\bar{b}_0 = 0.26$. Похибка визначення напружень на лінії тріщини до її появи порівняно з тензометрією становила 5.9%. Відносний КІН добре узгоджується з аналогічною величиною, визначеною по даним вимірювань швидкості зростання тріщини. Метод дозволяє використовувати для прогнозування тривалості зростання тріщин як пружний, так і ефективний КІН.

10. Методом скінченних елементів досліджено вплив зсуву на розвиток тріщин в панелях і лонжеронах крила. Аналіз показав, що на відміну від КІН K_I при розтязі, K_{II} при зсуві панелі постійно зростає при перетині тріщиною осей стрингерів. Встановлено, що тріщини в стінці лонжерону, розташовані під кутом 45° до поздовжньої осі, навантажені переважно нормальним розкриттям, в той час як вертикальні і горизонтальні тріщини знаходяться в умовах переважного поперечного зсуву.

11. За допомогою теоретико-експериментального методу досліджені тріщини в натурному відсіку лонжерона крила Іл-86. Отримані оцінки КІН і напружень на лінії тріщин. На основі цих результатів дано пояснення спостереженого в експериментах факту, що тріщини, навантажені переважно зсувом, можуть поширюватись прямолінійно в відповідності з механізмом зсувного росту. При цьому швидкість зростання вертикальної тріщини в 40-60 разів, а горизонтальної тріщини в 15-25 разів перевищує швидкість зростання похилої тріщини.

12. Розроблено спосіб ремонту за допомогою попередньо напруженої накладки. Задача про напружений стан панелі

з ремонтної накладок вирішена аналітичним методом. Проведені тензометрія і випробування панелей з тріщиною після ремонту. Довговічність панелі з попередньо напруженою накладкою в 2.3 рази більша за довговічність панелі, відремонтованої по відомій технології.

13. Розроблена аналітична модель способу гальмування тріщини за допомогою кріпильних елементів, запресованих в її порожнину. Досліджено вплив на ефективність ремонту наступних параметрів: діаметру і кроку кріплення, характеристик матеріалів, числа кріпильних елементів. Методом скінченних елементів вирішено нелінійну контактну задачу про пластину зі вставленими під навантаженням болтами. Результати аналізу дозволили передбачити зміщення точки появи тріщини на контурі отвіру, що підтвердили експерименти.

14. За допомогою вимірвально-обчислювальної системи докладно вивчені зміщення берегів тріщини при запресовці болтів. Втомні іспити зразків підтвердили коректність теоретичних розрахунків.

15. Виконано ремонт тріщин в крилі літака Як-42. Для розрахунку параметрів ремонту використовували середні значення напружень, визначених по замірах відносних змінень. Випробування літака Як-42 завершено при загальному нальоті 44801 програмних блоків. Із них після ремонту - 14294 блока. Нових тріщин в зоні ремонту не виявлено.

16. Впровадження результатів роботи: метод і вимірвально-обчислювальна система використані при випробуваннях літака Як-42 в ЦАГІ і кесону крила літака Іл-86 в ГНІЛ Міцність ХАІ; комплекс програм аналізу підкріплених панелей з тріщинами впроваджено на Авіаційному науково-технічному комплексі ім. О. К. Антонова і в ОКБ ім. О. С. Яковлева; технологічні рекомендації по ремонту тріщин впроваджені в ЦАГІ і на Воронежському авіаційному виробничому об'єднанні і використовуються при іспитах авіаконструкцій; розділи дисертації, зв'язані з розробкою алгоритмів і програм, використані в учбовому курсі "Спеціальні пакети САПР".

Основні положення дисертації опубліковані в роботах:

1. Шкараев С. В. Взаимодействие свободной границы с трещиной в подкрепленной панели. Совершенствование эксплуатации и ремонта корпусов судов. Тезисы докладов 2 н. т. к., Калининград, 1981, 1 с.
2. Шкараев С. В., Макеев А. И., Кошелев Н. В., Цыганов В. И., Ярмольчук С. А. Способ соединения деталей летательного аппарата клепкой. А. с. СССР № 1034331, 1981. - 5 с.
3. Шкараев С. В., Кучерявый Е. Ф., Макеев А. И. Технологическое болтовое соединение. А. с. СССР № 1091493, 1982. - 4 с.
4. Шкараев С. В., Макеев А. И., Ярмольчук С. А. Ремонт панели с трещиной предварительно напряженной накладкой. 7-я н. т. к. по ресурсу авиаконструкции, ЦАГИ, 1983.
5. Шкараев С. В. Напряженное состояние около трещин в подкрепленных панелях. Современные проблемы строительной механики и прочности летательных аппаратов. Тезисы докладов Всесоюзной конференции, Москва, МАИ, 1983. - С. 109.
6. Кучерявый Е. Ф., Макеев А. И., Шкараев С. В. Болтовое соединение, А. С. СССР № 1201567, 1984. - 6 с.
7. Шкараев С. В. Определение перемещений и коэффициентов интенсивности напряжений в полубесконечной пластине с трещиной // ФХМ - 1985, N 4, С. 111-113.
8. Шкараев С. В. Напряжения около трещины у края подкрепленной пластины // ФХМ - 1985, N 6, С. 93-94.
9. Шкараев С. В. Квадратурные формулы для сингулярных интегралов с ядром Коши. В кн.: Математические методы анализа динам. систем. Харьков, ХАИ, 1985. - С. 85-89.
10. Shkarayev S. V., Cracks Near the Edge of Stiffened Plates, Proceedings of the 22 - th Annual Meeting of Society of Engineering Science, Inc., Pennsylvania State Univ., 1985.
11. Макеев А. И., Кошелев Н. В., Шкараев С. В. и др., Исследование долговечности опытного кессона № 3 изделия "86" и ремонт панелей изделия "96-300", Техн. отчет по НИР № гр. 01.84.0050506, ХАИ, 1985.
12. Макеев А. И., Цыганов В. И., Шкараев С. В., Ярмольчук С. А. Метод определения коэффициентов интенсивности напряжений для элементов конструкций с трещинами, 8-я отраслевая н. т. к. по ресурсу, ЦАГИ, 1986.

13. Shkarayev S.V., Ciganov V.I., Yarmolchuk S.A. A hybrid method for determining stress intensity factors / *Advances in Fracture: Proc. ECF 7.* - 1987. - Vol.2 - P. 717-720.
14. Shkarayev S.V., Moyer E.T. Edge crack in the stiffened plates // *Eng. Fract. Mech.* - 1987, 27, № 2. - P. 127-134.
15. Shkarayev S.V., Moyer E.T. The effect of shear and plasticity on crack arrest characteristics in stiffened panels // *Eng. Fract. Mech.* - 1987, 27, № 2. - P. 135-142.
16. Макеев А.И., Шкараев С.В., Ярмольчук С.А. Расчетно-экспериментальная методика определения коэффициентов интенсивности напряжений в элементах авиационных конструкций. В кн.: Прочность конструкций летальных аппаратов. Харьков, 1987. - С. 17-24.
17. Макеев А.И., Цыганов В.И., Шкараев С.В. и др. Специальное математическое обеспечение для исследования параметров разрушения плоских подкрепленных панелей // Прочность конструкций летательных аппаратов, 1987. - С. 36-41.
18. Кошелев Н.В., Ярмольчук С.А., Шкараев С.В., Сергеев Б.А. и др. Разработка метода определения коэффициентов интенсивности напряжений в элементах конструкций. - Техн. отч. по НИР, № ГР. 02.87.0011703, Харьков, ХАИ, 1987 - 104 с.
19. Шкараев С.В. Теоретико-экспериментальный метод определения коэффициентов интенсивности напряжений. Тезисы докладов I-й Всесоюзной конференции по механике разрушения. Львов, 1987. - С. 157.
20. Кошелев Н.В., Ярмольчук С.А., Шкараев С.В., Сергеев Б.А. и др. Разработка и исследование теоретико-экспериментальной методики определения коэффициентов интенсивности напряжений первого рода. - Техн. отчет по НИР, № ГР. 02.88.0034073, Харьков, ХАИ, 1988 - 112 с.
21. Геворков Р.Р., Сергеев Б.А., Шкараев С.В. Исследование контактного взаимодействия тел с трещинами / В сб. Расчет и проектирование конструкций летательных аппаратов, ХАИ, 1989, С. 67-73.
22. Шкараев С.В. Теоретико-экспериментальный метод определения коэффициентов интенсивности напряжений // ФХММ. - 1989. - 25, № 4. - С. 97-101.
23. Ярмольчук С.А., Шкараев С.В., Сергеев Б.А. и др. Моделирование напряженно-деформированного состояния и оценка

463705

- параметров разрушения лонжерона крыла. -Техн. отч. по НИР, № ГР. 01.89.0000045, Харьков, ХАИ, 1989. - 89 с.
24. Шкараев С. В., Фомичев П. А. и др. Способ торможения трещин. А. С. СССР № 1633668, 1989. - 6 с.
 25. Шкараев С. В., Дыбский П. А. Краевые трещины в элементах конструкций. Тезисы докладов 3-го Всесоюзного симпозиума по механике разрушения, Литомир, 1990. - С. 60-61.
 26. Шкараев С. В., Ярмольчук С. А., Фомичев П. А. и др. Разработка и исследование технологии торможения трещин в конструкциях // Отчет по НИР 14/90-ЦАГИ, 1990. - 140 с.
 27. Шкараев С. В., Сергеев Б. А., Познышев С. Д. Развитие трещин в двукрыльных балках // ФХММ. -1991. -27, № 3. - С. 67-71.
 28. Шкараев С. В., Кучерявый Е. Ф., Ярмольчук С. А. и др. Разработка и применение технологии торможения трещин коническими штифтами // Отчет по НИР с ВАПО, ХАИ, 1991. - 41 с.
 29. Сергеев Б. А., Шкараев С. В. Теоретико-экспериментальный метод оценки коэффициентов интенсивности напряжений / Современные проблемы строит. мех. и прочности лет. аппарат.: Тез. докл. IV Всес. конф. - Харьков: ХАИ, 1991. - С. 112.
 30. Шкараев С. В. Метод определения параметров разрушения элементов конструкций с краевыми трещинами // ФХММ, № 6, 1992. - С. 29-35.
 31. Шкараев С. В., Ярмольчук С. А. Метод определения коэффициентов интенсивности напряжений в подкрепленных панелях (Сообщение 1) // ФХММ, № 1, 1993.
 32. Шкараев С. В., Ярмольчук С. А., Бомбенков А. А. Метод определения коэффициентов интенсивности напряжений в подкрепленных панелях (Сообщение 2) // ФХММ, № 2, 1993.
 33. Shkarayev S. V. Theoretical and experimental method for fracture parameters investigation of cracked structures. Report on ICF-8, Kiev, 1993, 10 p.

Відповідальний за випуск Сергеев Б. А.

Підписано до друку 1993 року.
 Умов. др. арк. 2. Зам. № Тираж 40 прим.
 Безкоштовно

Видруковано на ротапінті в НДІ ЕТМ

Харків-55, Московський пр., 299