

Міністерство освіти і науки України
Національний авіаційний університет

СЕМЕНЦОВ ВІКТОР ФЕДОРОВИЧ

УДК 629.735.33

**КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНІ МЕТОДИ
ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ РЕСУРСУ ПЛАНЕРА ЛІТАКА
В ЗОНАХ ФУНКЦІОНАЛЬНИХ ОТВОРІВ**

Спеціальність 05.07.02 – проектування, виробництво
та випробування літальних апаратів

Автореферат
дисертації на здобуття наукового ступеня
кандидата технічних наук

Київ – 2016

Дисертація є рукописом.

Роботу виконано на Державному підприємстві «АНТОНОВ»
Державного концерну «УКРОБОРОНПРОМ».

Науковий керівник: доктор технічних наук, професор,
лауреат Державної премії України
Бичков Сергій Андрійович,
Державне підприємство «АНТОНОВ»,
м. Київ, Технічний директор – Головний інженер.

Офіційні опоненти: доктор технічних наук, професор,
Заслужений діяч науки і техніки України
Титов В'ячеслав Андрійович,
Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут»,
завідувач кафедри механіки пластичності матеріалів
і ресурсозберігаючих процесів НТУУ «КПІ»;

доктор технічних наук, професор
Лупкін Борис Володимирович,
Національний аерокосмічний університет
ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут»,
професор кафедри технології виробництва літальних
апаратів.

Захист відбудеться «__»_____2016 р. о __ годині на засіданні спеціалізованої
вченої ради Д 26.062.06 при Національному авіаційному університеті за адресою:
03680, м. Київ, проспект Космонавта Комарова, 1, корп. 11, ауд. 220.

З дисертацією можна ознайомитися в науково-технічній бібліотеці Національного
авіаційного університету за адресою: 03680, м. Київ, проспект Космонавта Комарова, 1.

Автореферат розіслано «__» _____ 2016 г.

Вчений секретар
спеціалізованої вченої ради Д 26.062.06,
кандидат технічних наук, с.н.с.

О. Ю. Корчук

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. Сучасний ринок літаків транспортної категорії характеризується високою конкуренцією. Це посилює вимоги до їх ресурсу та безпеки польотів. Більшість літаків транспортної категорії вітчизняного та зарубіжного виробництва проектується з урахуванням заданого ресурсу, величина якого знаходиться в діапазоні від 20 тисяч польотів (60 тисяч льотних годин) для важких літаків до 60 тисяч польотів (80 тисяч льотних годин) для середньомагістральних літаків з терміном їх експлуатації не менше 25 – 30 років.

Для збереження конкурентоспроможності вітчизняного літакобудування на світовому ринку авіаційних і транспортних послуг необхідно вести нові наукові розробки щодо забезпечення ресурсу та надійності конструкції літаків на етапах проектування, виробництва й експлуатації.

Багато в чому ресурс планера літака визначається ресурсом конструктивних елементів з функціональними отворами.

Отже, розроблення конструктивно-технологічних методів забезпечення ресурсу планера літака в зонах функціональних отворів є *актуальним* завданням, а створення методів і способів досягнення регламентованих ресурсних характеристик елементів конструкції планера літака має велике практичне значення у вирішенні проблеми забезпечення безпеки польотів в умовах тривалої експлуатації літаків.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Тема дисертаційної роботи безпосередньо пов'язана з реалізацією стратегії розвитку авіаційної промисловості України до 2020 року.

Мета і задачі дослідження. Метою роботи є розроблення конструктивно-технологічних методів забезпечення ресурсу планера літака в зонах функціональних отворів.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити такі завдання:

- провести аналіз конструктивно-технологічних особливостей і методів забезпечення ресурсу планера літака в зонах функціональних отворів;
- науково обґрунтувати конструктивно-технологічні методи забезпечення ресурсу планера літака в зонах функціональних отворів;
- дослідити вплив методів локального пластичного деформування на характеристики напружено-деформованого стану (НДС) елементів планера літака в зонах функціональних отворів;
- провести експериментальні дослідження впливу методів оброблення на характеристики втомної довговічності конструктивних елементів планера літака в зонах функціональних отворів;
- розробити технологію та засоби оснащення для процесів оброблення конструктивних елементів планера літака в зонах функціональних отворів;
- впровадити методи забезпечення ресурсу конструктивних елементів планера літака в зонах функціональних отворів у виробництво на ДП «АНТОНОВ», ХДАВП, а також у навчальний процес Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут».

Об'єкт дослідження – проектування та виробництво літакових конструкцій із урахуванням втоми.

Предмет дослідження – конструктивно-технологічні методи забезпечення ресурсу планера літака в зонах функціональних отворів.

Методи дослідження. При вирішенні поставлених завдань широко застосовували: метод скінченних елементів, реалізований в системі CAD/CAE ANSYS; розрахунково-експериментальні методи визначення впливу конструктивно-технологічних параметрів на характеристики опору втоми; методи параметричного тривимірного моделювання за допомогою системи CAD/CAM/CAE/PLM Siemens NX; експериментальні методи дослідження характеристик опору втоми типових конструктивних елементів; технологічні методи виробництва конструктивних елементів з функціональними отворами.

Адекватність розрахункових моделей перевірено при втомних випробуваннях типових конструктивно-подібних зразків із функціональними отворами.

Наукова новизна одержаних результатів:

1. Вперше розроблено наукові основи застосування методів локального пластичного деформування конструктивних елементів планера літака в зонах функціональних отворів для підвищення їх втомної довговічності шляхом вибору конструктивних параметрів і технологічних способів оброблення розкочуванням, дорнуванням і бар'єрним обтисненням.

2. Удосконалено методи визначення характеристик локального напружено-деформованого стану конструктивних елементів планера літака в зонах функціональних отворів шляхом урахування технології оброблення та історії їх навантаження за допомогою системи CAD\CAE ANSYS.

3. Набули подальшого розвитку технологічні способи та засоби оснащення процесів оброблення зон функціональних отворів розкочуванням, дорнуванням і бар'єрним обтисненням.

Практичне значення одержаних результатів:

1. Розроблені методи аналізу впливу технологічних способів оброблення (обтиснення, дорнування, розкочування) на характеристики локального напружено-деформованого стану силових елементів планера літака в зонах функціональних отворів дозволяють на стадії проектування прогнозувати зони ймовірного втомного руйнування конструктивних елементів, вибирати конструктивно-технологічні способи оброблення та конструктивні параметри цих зон, що забезпечують досягнення заданих ресурсних характеристик.

2. Конструктивно-технологічні методи забезпечення ресурсу планера літака в зонах функціональних отворів (потовщення, розкочування, дорнування, бар'єрне обтиснення) дозволяють підвищити втомну довговічність в 2 – 10 разів на експлуатаційних рівнях навантаження та досягти заданих ресурсних характеристик елементів конструкції без збільшення маси конструкції.

3. Розроблені технології та засоби оснащення оброблення конструктивних елементів планера літака в зоні функціональних отворів методами розкочування,

дорнування отворів і бар'єрного обтиснення забезпечують технологічну точність і стабільність процесів оброблення.

Результати, отримані в дисертаційній роботі, впроваджено у виробництво на ДП «АНТОНОВ», ХДАВП і в навчальний процес Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут».

Особистий внесок здобувача. Всі основні результати, які становлять суть дисертаційної роботи, отримані автором особисто. Постановка завдання, аналіз і трактування основних результатів, формулювання наукових висновків виконані спільно з науковим керівником. Без співавторів опубліковано роботи [2, 3], в яких здобувач проаналізував існуючі конструктивно-технологічні методи підвищення втомної довговічності силових елементів планера літака в зоні функціональних отворів, поставив завдання досліджень і розробив метод аналізу впливу радіального натягу при дорнуванні на характеристики локального НДС смуги з отвором. В опублікованій науковій роботі [1] і статтях [4, 5, 6, 7, 8], написаних у співавторстві, здобувач розробив методи аналізу впливу дорнування, розкочування та бар'єрного обтиснення на характеристики локального напружено-деформованого стану конструктивних елементів планера літака в зонах функціональних отворів; розробив програму експериментальних досліджень з визначення впливу конструктивних і технологічних параметрів на характеристики втомної довговічності зразків із функціональними отворами, проаналізував результати втомних випробувань [1]; розробив метод аналізу впливу бар'єрного обтиснення на характеристики локального НДС смуги з отвором при її розтягуванні [4]; розробив метод аналізу впливу послідовного застосування дорнування та бар'єрного обтиснення смуги з отвором на характеристики напружено-деформованого стану при її розтягуванні [5]; розробив метод аналізу впливу величини одностороннього потовщення в зоні отвору на характеристики локального НДС смуги з отвором при її розтягуванні [6]; розробив метод аналізу впливу двостороннього потовщення в зоні отвору на характеристики локального НДС смуги з отвором при її розтягуванні [7]; провів аналіз результатів дослідження впливу конструктивно-технологічних параметрів на характеристики локального НДС пластини з отвором при навантаженні її зсувом [8]; удосконалив технологічні способи оброблення зон функціональних отворів розкочуванням, дорнуванням і бар'єрним обтисненням [1].

Апробація результатів дисертації. Результати дисертації неодноразово доповідалися й обговорювалися на міжнародних конференціях «Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки» (м. Харків, 2015 – 2016 рр.), «Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні (ІКТМ)» (м. Харків, 2015 р.), науково-технічних конференціях, що проводилися в рамках VIII і IX Міжнародного авіаційно-космічного салону «АВІАСВІТ-XXI» (м. Київ, 2012, 2014 рр.), семінарах кафедри проектування літаків і вертольотів Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» (2014 – 2016 рр.).

Публікації. Основні результати дисертаційної роботи опубліковані в 13 друкованих роботах, з яких – 1 наукове видання [1], 7 статей (2 без співавторів) у збірниках, включених до переліку наукових видань України для публікації результатів кваліфіка-

ційних робіт і включених до міжнародної наукометричної бази даних Index Copernicus [2 – 8] та 5 публікацій у матеріалах конференцій та тезах доповідей [9 – 13].

Структура та обсяг роботи. Дисертація складається зі вступу, п'яти розділів, висновків і списку використаних джерел. Загальний обсяг становить 176 сторінок, з них 145 сторінок основного тексту, 195 рисунків, 6 таблиць, список використаних джерел з 91 найменування на 8 сторінках.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У **вступі** обґрунтовано актуальність теми дисертації, сформульовано мету і завдання дослідження, визначено наукову новизну та практичне значення одержаних результатів, особистий внесок автора, наведено відомості про апробацію, публікації, структуру та обсяг роботи.

У **першому розділі** проведено аналіз стану проблеми розроблення конструктивно-технологічних методів забезпечення ресурсу планера літака в зонах функціональних отворів [2].

Ресурс літака визначається втомною довговічністю силових елементів конструкції планера. Безпечний ресурс визначається співвідношенням $T = N/\eta$, де N – середнє значення довговічності; η – коефіцієнт надійності, який залежить від принципів проектування та може змінюватися від 1,2 до 4.

При проектуванні та конструюванні силових елементів планера літака з функціональними отворами (рисунок 1) необхідно забезпечити їх довговічність, що дорівнює довговічності регулярної зони конструкції, або таку, що перевищує її.

Для забезпечення ресурсу сучасних літаків транспортної категорії необхідним є розроблення нових науково обґрунтованих методів забезпечення ресурсу і втомної довговічності конструктивних елементів у зонах функціональних отворів шляхом застосування методів локального пластичного деформування.

У роботах, присвячених цим методам, не проводилося дослідження впливу параметрів оброблення в зоні функціональних отворів на характеристики локального НДС. Немає практичних рекомендацій щодо застосування методів локального пластичного деформування конструктивних елементів планера літака в зонах функціональних отворів для досягнення заданого ресурсу.

На основі проведеного аналізу конструктивно-технологічних особливостей та методів забезпечення ресурсу планера літака в зоні функціональних отворів сформульовано завдання дослідження, вирішення яких приводить до досягнення мети дисертаційного дослідження і описано в наступних розділах.

У **другому розділі** наведено наукове обґрунтування конструктивно-технологічних методів забезпечення втомної довговічності планера літака в зонах функціональних отворів.

Втомна довговічність конструктивних елементів (N) з вільними отворами при експлуатаційних навантаженнях визначається величиною питомої енергії деформування ($W = \sigma_{0екв} \cdot \varepsilon_{0екв}$) в локальних зонах її концентрації. Прогнозування зміни втомної довговічності проводиться за зміною характеристик локального НДС у зонах ймовірного втомного руйнування ($N = C/W^m$).

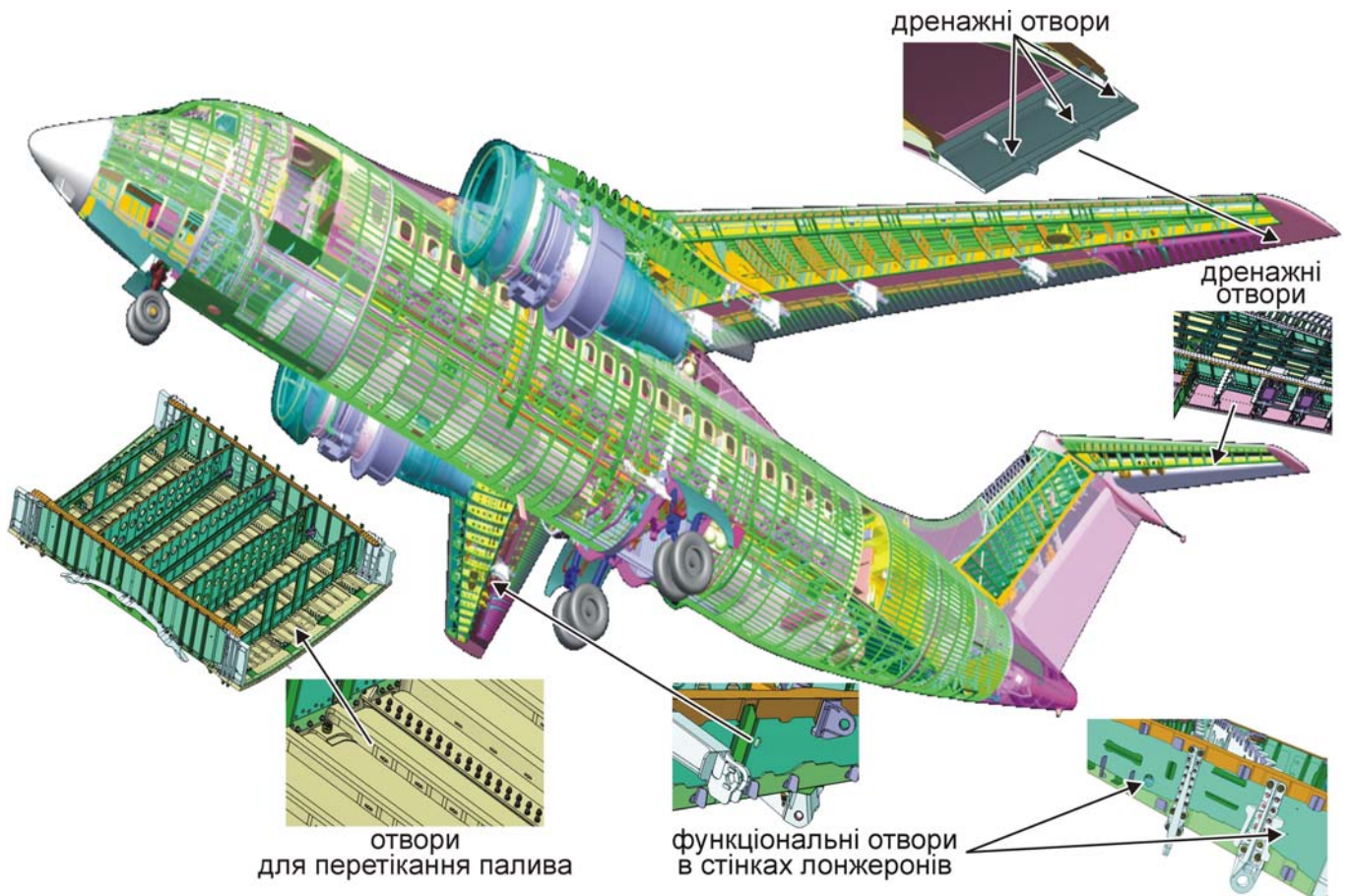


Рисунок 1 – Конструктивні елементи планера літака з функціональними отворами

Очевидно, що для підвищення втомної довговічності та ресурсу конструктивних елементів у зоні функціональних отворів необхідно конструктивними й технологічними методами зменшити величину пружної складової питомої енергії деформування в зонах ймовірного втомного руйнування.

Коефіцієнт зменшення питомої енергії деформування $k_{W_{0екв}} = W_{0екв_i} / W_{0екв_{баз}}$ (де $W_{0екв_i}$ – значення питомої енергії деформування в зонах функціональних отворів, оброблених методами локального пластичного деформування; $W_{0екв_{баз}}$ – значення питомої енергії деформування базового зразка (смуга з вільним отвором)), визначає рівень зміни довговічності конструктивних елементів з функціональними отворами.

Розроблено метод (рисунок 2) аналізу впливу потовщення, розкочування, дорнування, обтиснення на характеристики локального НДС конструктивних елементів планера літака в зоні функціональних отворів із урахуванням історії навантаження.

Досліджено вплив величини одностороннього потовщення (параметр thk), яке варіюється в діапазоні від 1 до 3,5 мм $[(0,2...0,7)\delta]$ та двостороннього потовщення (величина потовщення варіюється в діапазоні від 0,5 до 1,75 мм $[(0,2...0,7)\delta]$) у зоні отвору на характеристики локального НДС смуги товщиною $\delta = 5$ мм, шириною $B = 48$ мм, довжиною 150 мм із отвором діаметром 8 мм при її розтягуванні. Величину розтяжних напружень у перерізі бруто приймали такою, що дорівнює: 0, 50, 100, 130, 150 і 200 МПа.

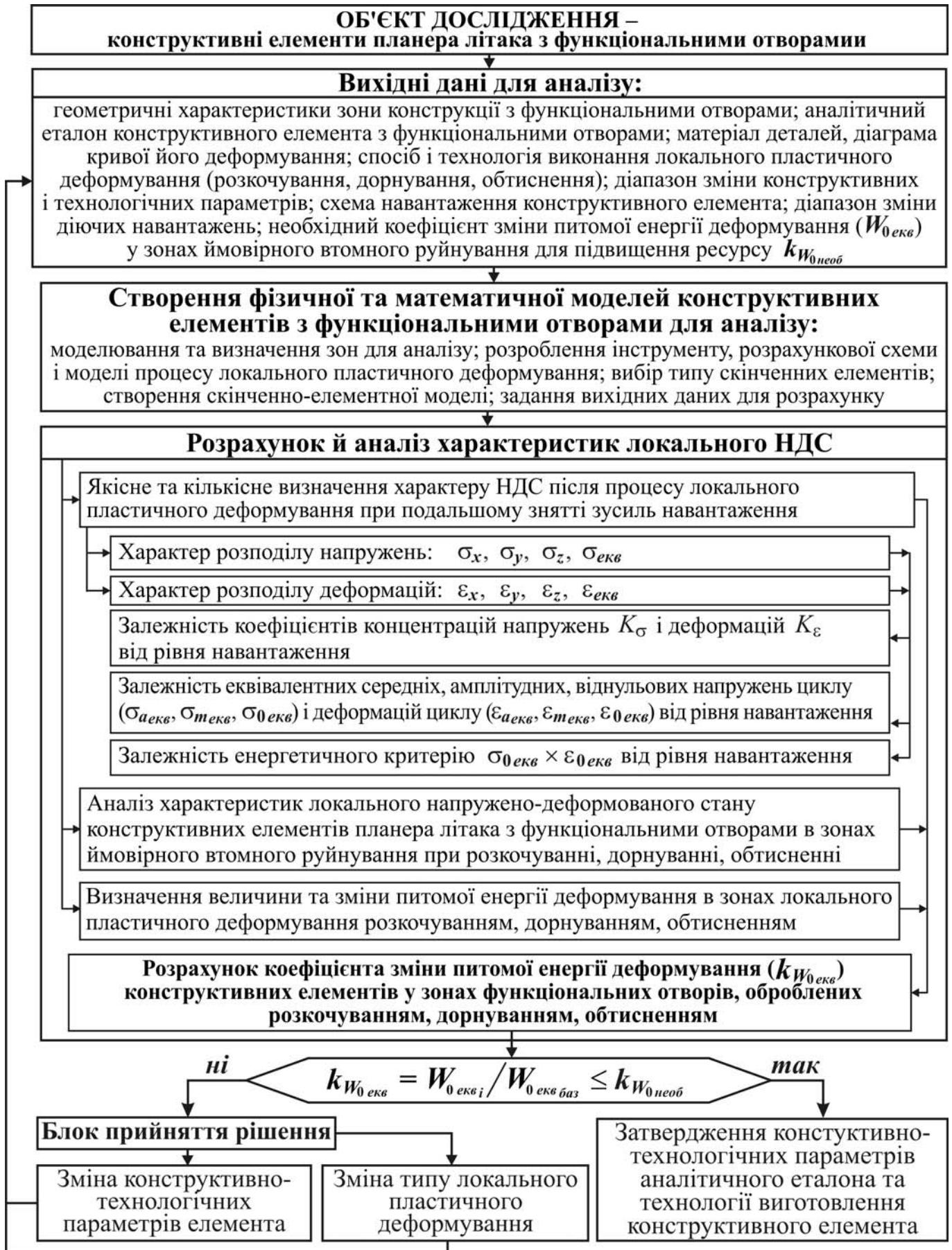


Рисунок 2 – Метод аналізу впливу конструктивно-технологічних параметрів на характеристики локального НДС конструктивних елементів планера літака з функціональними отворами

Геометричні параметри смуг з отвором, прийняті для аналізу, показані на рисунку 3. Розрахункові схеми смуг зображені на рисунку 4, скінченно-елементні моделі – на рисунку 5.

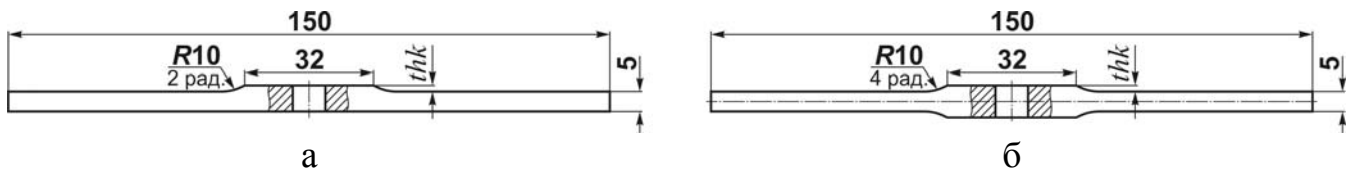


Рисунок 3 – Геометричні розміри смуги з отвором:
а – з одностороннім; б – із двостороннім потовщенням

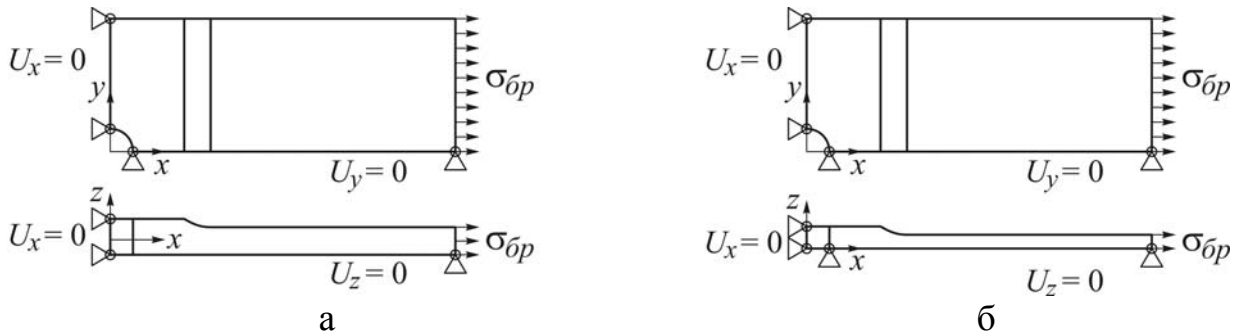


Рисунок 4 – Розрахункова схема: а – 1/4 смуги з отвором й одностороннім потовщенням; б – 1/8 смуги з отвором і двостороннім потовщенням

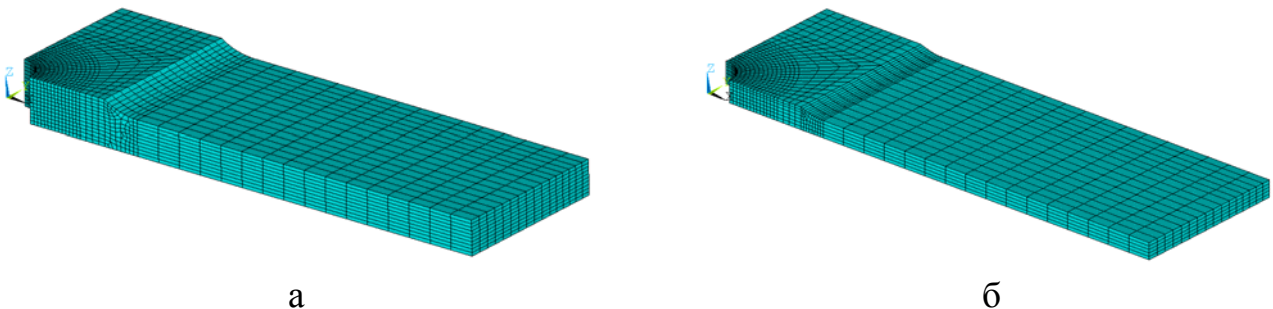


Рисунок 5 – Скінченно-елементна модель: а – 1/4 смуги з отвором й одностороннім потовщенням; б – 1/8 смуги з отвором і двостороннім потовщенням

Матеріал смуг – алюмінієвий сплав 1163Т. Модель поведінки матеріалу – полілінійна пружнопластична з кінематичним зміцненням.

На рисунку 6 показано результати дослідження впливу рівня навантаження та величини одностороннього потовщення, а на рисунку 7 – величини рівня навантаження та двостороннього потовщення в зоні отвору на величину питомої енергії деформування еквівалентного віднульового циклу.

У результаті проведених досліджень встановлено, що одностороннє потовщення смуги в зоні отвору не приводить до істотної зміни (не більше 3%) величини максимальних головних розтяжних напружень еквівалентного віднульового циклу в перерізі по осі отвору. Застосування двостороннього потовщення в зоні отвору в 1,2 – 1,7 раза сприяє зменшенню максимальних головних розтяжних напружень еквівалентного віднульового циклу в 1,1 – 1,7 раза порівняно з напруженнями в смугі з отвором. При цьому величини максимальних головних розтяжних деформацій та максимальної питомої енергії деформування еквівалентного віднульового циклу зменшуються в 1,02 – 1,67 раза та 1,2 – 2,8 раза відповідно.

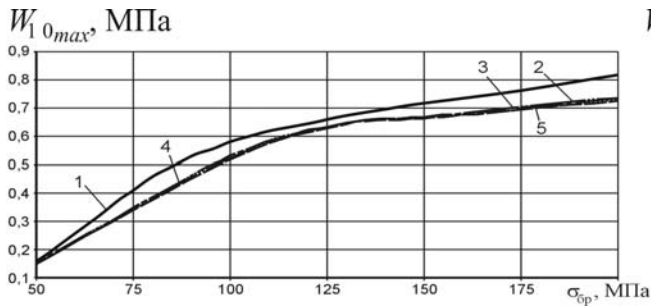


Рисунок 6 – Вплив рівня навантаження та величини одностороннього потовщення на зміну W_{10max} еквівалентного віднульового циклу в смугі з отвором: 1 – без потовщення; 2 – потовщення 1,0 мм; 3 – 1,5 мм; 4 – 2,5 мм; 5 – 3,5 мм

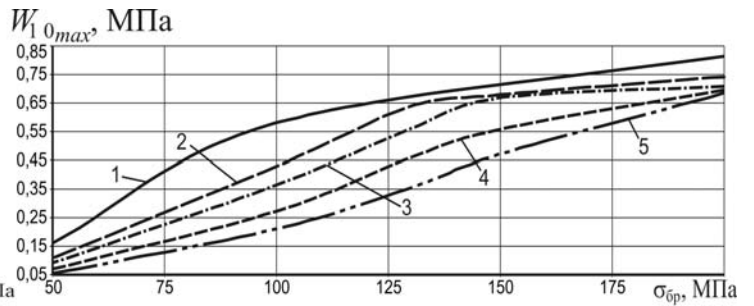


Рисунок 7 – Вплив рівня навантаження та величини одностороннього потовщення на зміну W_{10max} еквівалентного віднульового циклу в смугі з отвором: 1 – смуга з отвором; 2 – потовщення 0,5 мм; 3 – 0,75 мм; 4 – 1,25 мм; 5 – 1,75 мм

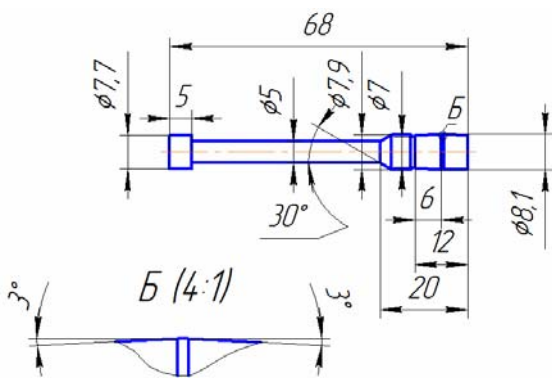


Рисунок 8 – Геометричні характеристики дорна

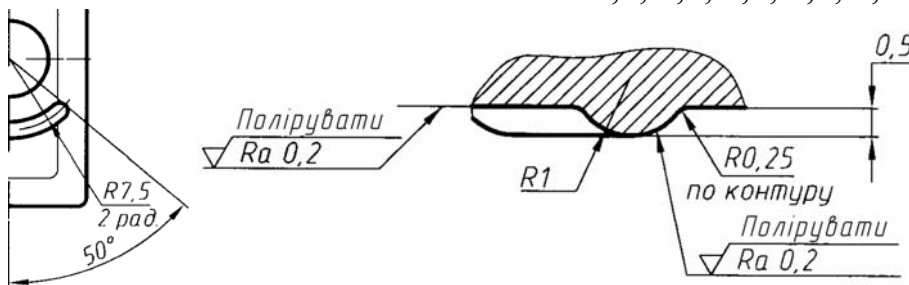


Рисунок 9 – Фрагмент креслення обтискача для виштамповування сегментних лунок

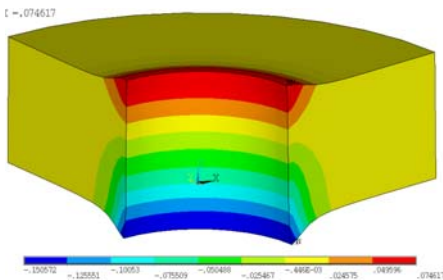


Рисунок 10 – Характер розподілу осевих переміщень (U_z , мм) у пластині в зоні отвору після дорнування (натяг – 3%)

Досліджено вплив величини відносного радіального натягу при дорнуванні ($\Delta = (d_{інст} - d_{отв})/d_{отв}$), бар'єрного обтиснення та рівня навантаження при розтягуванні на характеристики локального НДС смуги з отвором.

Геометричні розміри дорна показані на рисунку 8, обтискачі для виштамповування сегментних лунок – на рисунку 9.

У процесі аналізу досліджено такі значення відносного радіального натягу при дорнуванні: 0; 0,5; 1,0; 1,5; 2,0; 2,5 та 3,0%, глибина обтиснення була прийнята такою, що дорівнює 0,3 мм. Величини розтяжних напружень у перерізі бруто дискретно були прийняті такими, що дорівнюють 0, 50, 100, 130, 150 і 200 МПа.

Проведений аналіз показав, що при дорнуванні спостерігається зміщення матеріалу в зоні контакту дорна зі стінкою отвору в осьовому напрямку, в результаті чого на вільних поверхнях смуги утворюються напливи матеріалу. Це особливо чітко виражено при великих значеннях відносного радіального натягу (рисунку 10).

Вирішено задачу контактної взаємодії смуги з отвором і обтискача, в результаті отримано характер розподілу осевих переміщень й еквівалентних напружень за Мізесом (рисунку 11) у зоні отвору.

У результаті проведених досліджень встановлено, що для смуги з отвором в діапазоні значень напружень у перерізі брутто від 100 до 200 МПа застосування дорнування стінок отвору з відносним радіальним натягом від 1 до 3%

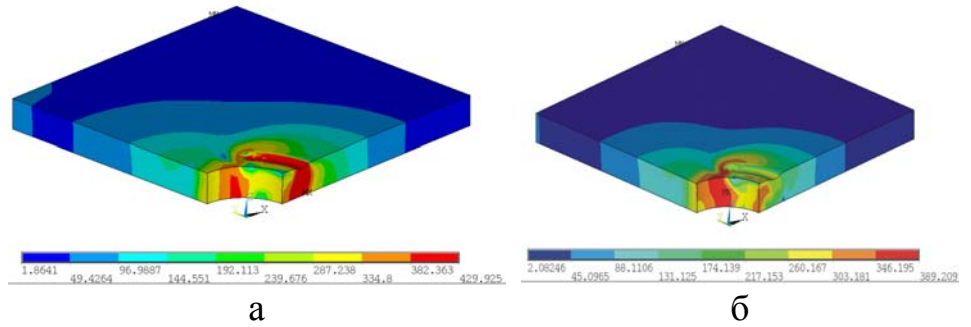


Рисунок 11 – Характер розподілу еквівалентних напружень за Мізесом ($\sigma_{екв}$, МПа) у смугі в зоні отвору: а – після обтиснення на глибину 0,3 мм; б – після відведення обтискача

сприяє зменшенню максимальних головних розтяжних напружень еквівалентного віднульового циклу в 1,1 – 2,2 раза порівняно з напруженнями в смугі з отвором. При цьому величини максимальних головних розтяжних деформацій і максимальної питомої енергії деформування еквівалентного віднульового циклу зменшуються в 1,2 – 2 й 1,2 – 4,5 раза відповідно. Застосування бар'єрного обтиснення методом виштамповування сегментних лунок на глибину 0,3 мм сприяє зменшенню максимальних головних розтяжних напружень еквівалентного віднульового циклу в 1,5 – 2,2 раза в перерізі по осі отвору та в 1,4 – 1,7 раза в зоні обтиснення відносно напружень для смуги з отвором.

У конструкції планера літака стінки лонжеронів, шпангоутів і нервюр навантажуються зсувом. У них виконують отвори різного діаметра та функціонального призначення, в зоні яких виникає концентрація напружень і деформацій.

Проведено дослідження впливу діаметра отвору та глибини двостороннього обтиску на характеристики локального НДС смуги з отвором в умовах зсуву. Встановлено, що для смуги з отвором при навантаженні її зсувом у діапазоні значень напружень у перерізі брутто від 50 до 200 МПа застосування кільцевого обтиснення на глибину 0,3 мм сприяє зменшенню максимальних головних розтяжних напружень еквівалентного віднульового циклу в 1,03 – 2,2 раза. При цьому величини максимальних головних розтяжних деформацій і максимальної питомої енергії деформування еквівалентного віднульового циклу зменшуються в 1,03 – 1,8 раза та 1,05 – 3,9 раза відповідно.

Проведено експериментальні дослідження з визначення характеристик втомної довговічності базових зразків із матеріалу 1163Т: смуг з отвором ($B/d = 6$) і смуг з трьома отворами (відстань між центрами отворів $l = 12$ мм). За результатами втомних випробувань смуг (рисунок 12) розроблені аналітичні залежності для прогнозування довговічності:

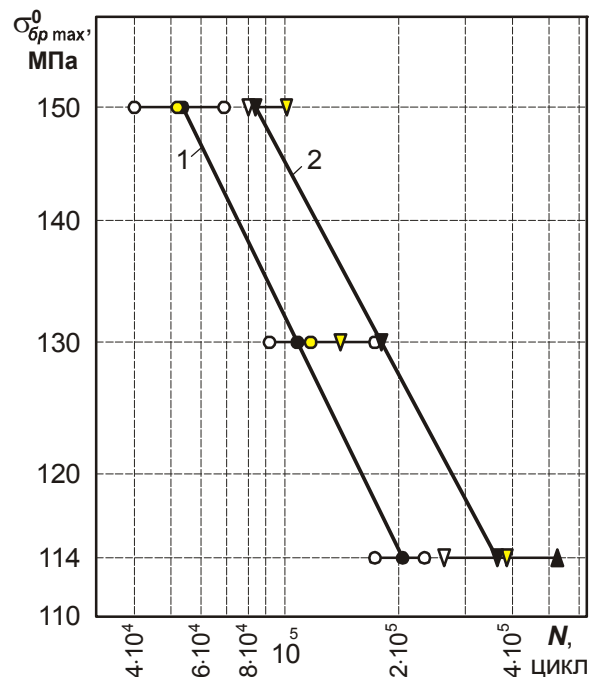


Рисунок 12 – Криві втоми:
1 – смуга з отвором;
2 – смуга з трьома отворами

– смуга з одним отвором:

$$\sigma^{4,88317} N = 2,26879 \cdot 10^{15} \quad \text{або} \quad \sigma = 1,39521 \cdot 10^3 N^{-0,204785};$$

– смуга з трьома отворами:

$$\sigma^{5,35564} N = 3,77761 \cdot 10^{16} \quad \text{або} \quad \sigma = 1,24532 \cdot 10^3 N^{-0,186719}.$$

Розроблені в другому розділі методи аналізу впливу локального пластичного деформування в зоні функціональних отворів конструктивних елементів планера літака на характеристики локального НДС і проведені експериментальні дослідження є науковим обґрунтуванням конструктивно-технологічних методів забезпечення ресурсу планера літака в зонах функціональних отворів.

У третьому розділі подано дослідження з визначення впливу методів локального пластичного деформування на характеристики НДС елементів планера літака в зонах функціональних отворів.

За допомогою системи Siemens NX були створені тривимірні геометричні моделі зразків смуг і технологічного інструменту (див. рисунки 13 – 14), призначеного для оброблення смуги в зоні отворів.

Матеріал смуги – сплав

Д16чТ. Матеріал дорна – сталь ХВГ ГОСТ 5950-73, матеріал обтискачів – сталь У8А ГОСТ 1345-90. Величина експлуатаційних напружень при числових дослідженнях $\sigma_{\text{бр}} = 0; 100; 130; 150$ МПа.

На рисунку 15 показано результати числових досліджень впливу методів оброблення смуги в зоні отворів на зміну максимальної питомої енергії деформування еквівалентного віднульового циклу на рівні навантаження $\sigma_0 = 130$ МПа. Цифрами позначено такі варіанти смуги: 1 – з отвором $\varnothing 8$ мм, фасками $0,5 \times 45^\circ$; 2 – з трьома отворами $\varnothing 8$ мм, відстань між центрами отворів $l = 12$ мм, фасками $0,5 \times 45^\circ$; 3 – з трьома отворами $\varnothing 8$ мм, $l = 12$ мм, фасками $0,5 \times 45^\circ$, оброблена методом розкочування з радіальним натягом $\Delta = 0,2\%$; 4 – з трьома отворами $\varnothing 8$ мм, $l = 12$ мм, фасками $0,5 \times 45^\circ$, оброблена методом розкочування, $\Delta = 0,6\%$; 5 – з трьома отворами $\varnothing 7,9$ мм, $l = 12$ мм, фасками $0,5 \times 45^\circ$, оброблена методом дорнування, $\Delta = 2\%$; 6 – з трьома отворами $\varnothing 8$ мм, $l = 12$ мм, фасками $0,5 \times 45^\circ$, оброблена методом виштамповування сегментних лунок з глибиною обтиснення – $0,3$ мм, кутом розхилу – 60° у зоні обтискання; 7 – з трьома отворами $\varnothing 8$ мм, $l = 12$ мм, фасками $0,5 \times 45^\circ$, оброблена методом виштамповування сегментних лунок з глибиною обтиснення – $0,3$ мм, кутом розхилу – 50° у зоні обтискання; 8 – з трьома отворами $\varnothing 8$ мм, $l = 12$ мм, фасками $0,5 \times 45^\circ$, оброблена методом виштамповування сегментних лунок з глибиною обтиснення – $0,3$ мм, кутом розхилу – 60° у зоні по осі крайнього отвору; 9 – з трьома отворами $\varnothing 8$ мм,

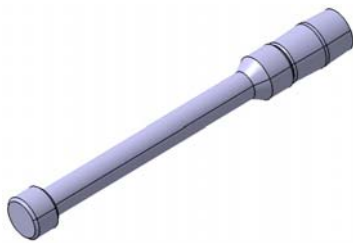


Рисунок 13 – Тривимірна модель дорна

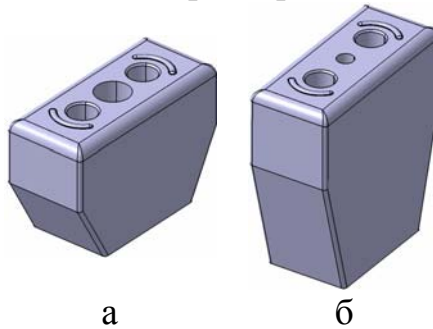


Рисунок 14 – Тривимірні моделі: а – верхнього та б – нижнього обтискачів

$l = 12$ мм, фасками $0,5 \times 45^\circ$, оброблена методом виштамповування сегментних лунок з глибиною обтиснення – 0,3 мм, кутом розхилу – 50° у зоні по осі крайнього отвору.

У результаті числового дослідження НДС смуги з отворами встановлено, що застосування зазначених методів оброблення приводить до зниження максимальної питомої енергії деформування в 1,03 – 3,9 раза порівняно зі смугою з одним отвором і в 1,03 – 4,75 раза порівняно зі смугою з системою отворів.

Досліджено вплив величини потовщення, форми отворів, розташування отворів відносно один одного, розкочування, дорнування та бар'єрного обтиснення конструктивних елементів планера літака в зонах функціональних отворів на характеристики локального НДС.

При числовому аналізі впливу методів і параметрів оброблення зони функціональних отворів стрингерів розглянуто такі варіанти:

1) стрингер із трьома отворами $\varnothing 8$ мм ($l = 40$ мм, фаски $0,8 \times 45^\circ$) для перетікання палива, виконаними на вертикальному ребрі (рисунок 16);

2) стрингер із трьома отворами $\varnothing 8$ мм ($l = 40$ мм, фаски $0,8 \times 45^\circ$) для перетікання палива, виконаними на вертикальному ребрі, що оброблюється в зоні отворів:

- дорнуванням стінок отворів з відносним радіальним натягом $\Delta = 1; 2; 3\%$;
- дорнуванням через технологічну втулку. Відносний радіальний натяг при дорнуванні (дорн-втулка) $\Delta = 2; 3\%$;
- розкочуванням стінок отворів з відносним радіальним натягом $\Delta = 0,4; 0,6\%$;
- виштамповуванням концентричної площадки навколо кромки отвору (діаметр виштамповування – 12 мм, глибина виштамповування $h = 0,2; 0,3; 0,4; 0,5$ мм);

3) стрингер із трьома отворами $\varnothing 7,5; 9; 7,5$ мм (фаски $0,5 \times 45^\circ$), котрий оброблюється в зоні отворів методом виштамповування сегментних лунок (глибина виштамповування $h = 0,2; 0,3; 0,4; 0,5$ мм) (рисунок 17);

4) стрингер із отвором у вигляді овального вікна (фаски $0,5 \times 45^\circ$), який оброблюється в зоні отвору методом виштамповування сегментних лунок (глибина виштамповування $h = 0,2; 0,3; 0,4; 0,5$ мм) (рисунок 18);

5) стрингер із трьома отворами $\varnothing 8$ мм ($l = 12$ мм, фаски $0,5 \times 45^\circ$) (рисунок 19);

6) стрингер із трьома отворами $\varnothing 8$ мм ($l = 12$ мм, фаски $0,8 \times 45^\circ$), який оброблюється в зоні отворів (рисунок 19):

- методом дорнування отворів з відносним радіальним натягом 3%;
- методом розкочування стінок отворів з відносним радіальним натягом 0,6%;

7) стрингер із трьома отворами $\varnothing 8$ мм ($l = 12$ мм, фаски $0,5 \times 45^\circ$), який оброблюється методом виштамповування сегментних лунок (глибина виштамповування

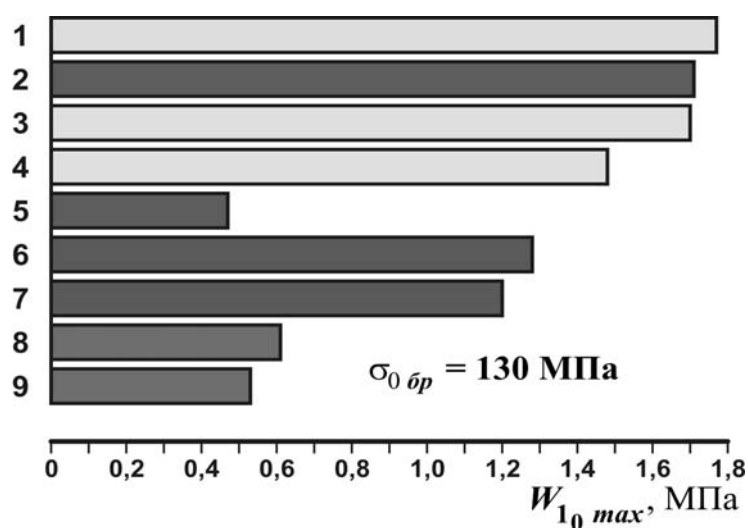


Рисунок 15 – Вплив методів оброблення смуг у зоні отворів на зміну максимальної питомої енергії деформування еквівалентного віднульового циклу

$h = 0,2; 0,3; 0,4; 0,5$ мм) (рисунок 20);

8) стрингер із трьома отворами $\varnothing 8$ мм (фаски $0,8 \times 45^\circ$) та перемичкою між отворами 4 мм, котрий обробляється методом циліндричного обтиснення на глибину 0,2 мм (рисунок 19).

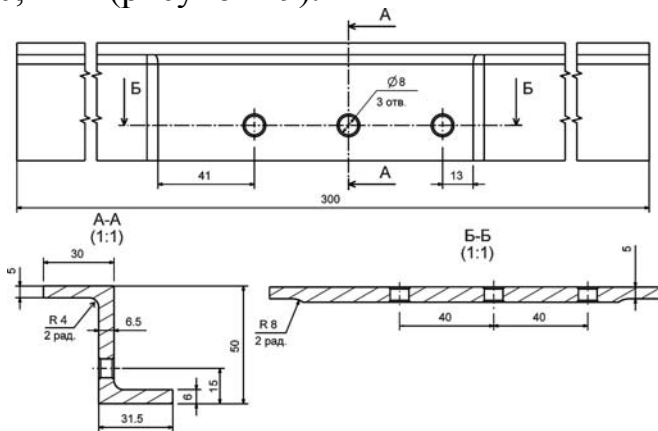


Рисунок 16 – Зразок стрингера із системою отворів

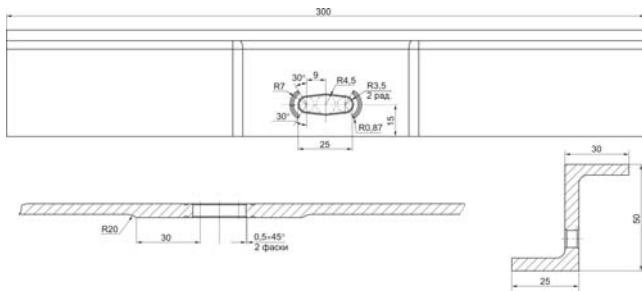


Рисунок 18 – Зразок стрингера з отвором у вигляді овального вікна, який оброблюється методом виштамповування лунок сегментної конфігурації

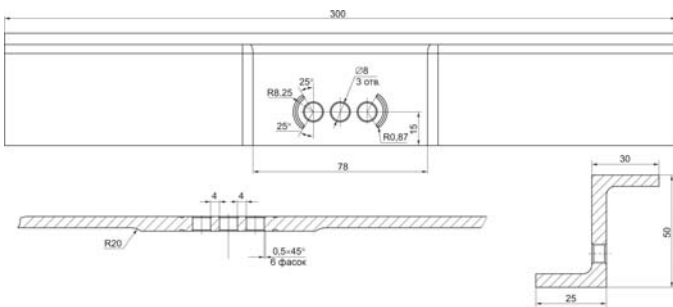


Рисунок 20 – Зразок стрингера з трьома отворами $\varnothing 8$ мм (відстань між центрами отворів – 12 мм), який оброблюється в зоні отворів методом виштамповування лунок сегментної конфігурації

У результаті числових досліджень конструктивно-технологічних параметрів смуг і стрингерів із системою функціональних отворів встановлено:

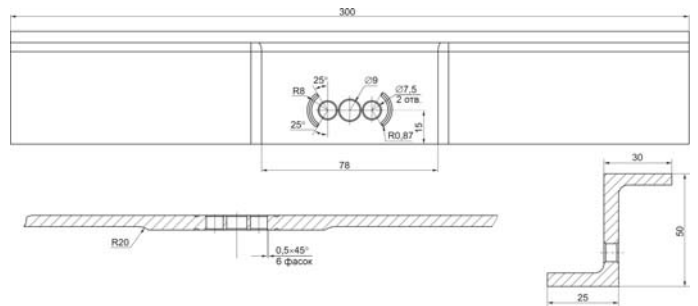


Рисунок 17 – Зразок стрингера з трьома отворами $\varnothing 7,5-9-7,5$ мм, який оброблюється в зоні отворів методом виштамповування лунок сегментної конфігурації

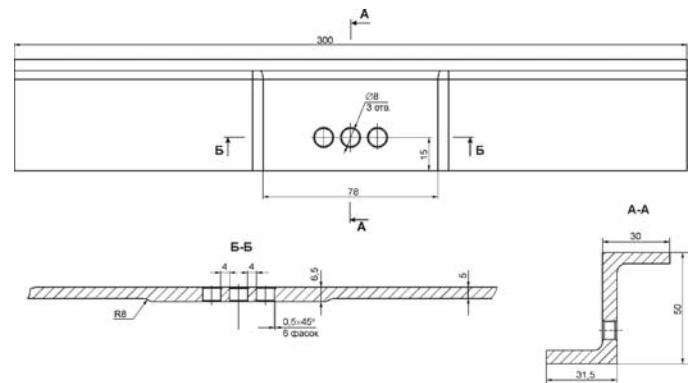


Рисунок 19 Зразок стрингера з трьома отворами $\varnothing 8$ мм (відстань між центрами отворів – 12 мм)

Матеріал стрингера – алюмінієвий сплав 1163Т.

У результаті аналізу отримані числові значення параметрів, що характеризують НДС стрингера в зоні функціональних отворів.

При аналізі НДС стрингерів встановлено, що застосування зазначених конструктивних і технологічних методів приводить до зниження максимальної питомої енергії деформування еквівалентного віднульового циклу в 1,1 – 3,9 рази порівняно з базовими варіантами ($k_{W_0_{екв}} = 0,9 \dots 0,26$).

- відносний натяг при дорнуванні стінок отворів має становити 2...3%;
- відносний натяг при розкочуванні отворів має незначний вплив на зміну питомої енергії деформування і може становити 0,2...0,6%;
- глибина бар'єрного обтиснення в дослідженому діапазоні значень має незначний вплив на зміну питомої енергії деформування та при обробленні може становити 0,2...0,6 мм.

За результатами числових досліджень як базовий конструктивний варіант виконання отворів прийнято варіант з трьома отворами діаметром 8 мм ($l = 12$ мм) і технологічні методи оброблення конструктивних елементів у зоні отворів:

- розкочування отворів із відносним натягом 0,2 та 0,6%;
- дорнування стінок отворів із відносним радіальним натягом 2 та 3%;
- бар'єрне обтиснення методом виштамповування сегментних лунок із глибиною обтиску 0,3 мм.

Четвертий розділ присвячений експериментальним дослідженням із визначення впливу методів оброблення конструктивних елементів планера літака в зонах функціональних отворів на їх статичну міцність і втомну довговічність.

Експериментальні дослідження здійснювали на установках для проведення втомних і статичних випробувань МУП-50, електромеханічній машині УММ-02 та на гідравлічній установці для втомних і статичних випробувань ЦДМ-10ПУ.

Випробування зразків проводили на експлуатаційних рівнях навантаження. Досліджено такі варіанти оброблення:

- розкочування стінок отворів з відносним радіальним натягом $\Delta = 0,2$ та $0,6$ %;
- дорнування стінок отворів з відносним радіальним натягом $\Delta = 2$ та 3 %;
- дорнування стінок отворів ($\Delta = 2$ %) та обтиснення фасок;
- оброблення смуги в зоні отворів бар'єрним обтисненням методом виштамповування лунок сегментної конфігурації;
- оброблення смуги в зоні отворів бар'єрним обтисненням методом виштамповування лунок сегментної конфігурації й обтиснення фасок;
- обтиснення фасок.

На рисунку 21 показано характер втомного руйнування зразків смуг із трьома отворами, оброблених у зоні отворів бар'єрним обтисненням методом виштамповування сегментних лунок й обтисненням фасок, з пресованого профілю (матеріал Д16Т).



Рисунок 21 – Характер втомного руйнування зразків смуг із трьома отворами

Аналіз результатів втомних випробувань смуг із трьома функціональними отворами, оброблених в зоні отворів, дозволяє записати аналітичні вирази для кривих втоми:

- при обробленні стінок отворів розкочуванням, $\Delta = 0,2\%$:

$$\sigma^{3,69299} N = 2,07643 \cdot 10^{13} \quad \text{або} \quad \sigma = 4,03744 \cdot 10^3 N^{-0,270783};$$
- при обробленні стінок отворів розкочуванням, $\Delta = 0,6\%$:

$$\sigma^{4,47043} N = 9,24922 \cdot 10^{14} \quad \text{або} \quad \sigma = 2,22742 \cdot 10^3 N^{-0,223692};$$
- при обробленні стінок отворів дорнуванням, $\Delta = 2\%$:

$$\sigma^{6,11416} N = 3,18877 \cdot 10^{18} \quad \text{або} \quad \sigma = 1,06257 \cdot 10^3 N^{-0,163555};$$
- при обробленні стінок отворів дорнуванням, $\Delta = 3\%$:

$$\sigma^{5,42147} N = 1,54531 \cdot 10^{17} \text{ або } \sigma = 1,48096 \cdot 10^3 N^{-0,184452};$$

– при обробленні смуг у зоні отворів бар'єрним обтисненням методом виштампування сегментних лунок:

$$\sigma^{5,14986} N = 5,39036 \cdot 10^{16} \text{ або } \sigma = 1,77396 \cdot 10^3 N^{-0,19418},$$

де $\sigma = \sigma_{0 \text{ бр max}}$, МПа.

За даними експериментальних та аналітичних досліджень побудовано графіки кривих втоми для смуг із отворами (рисунок 22).

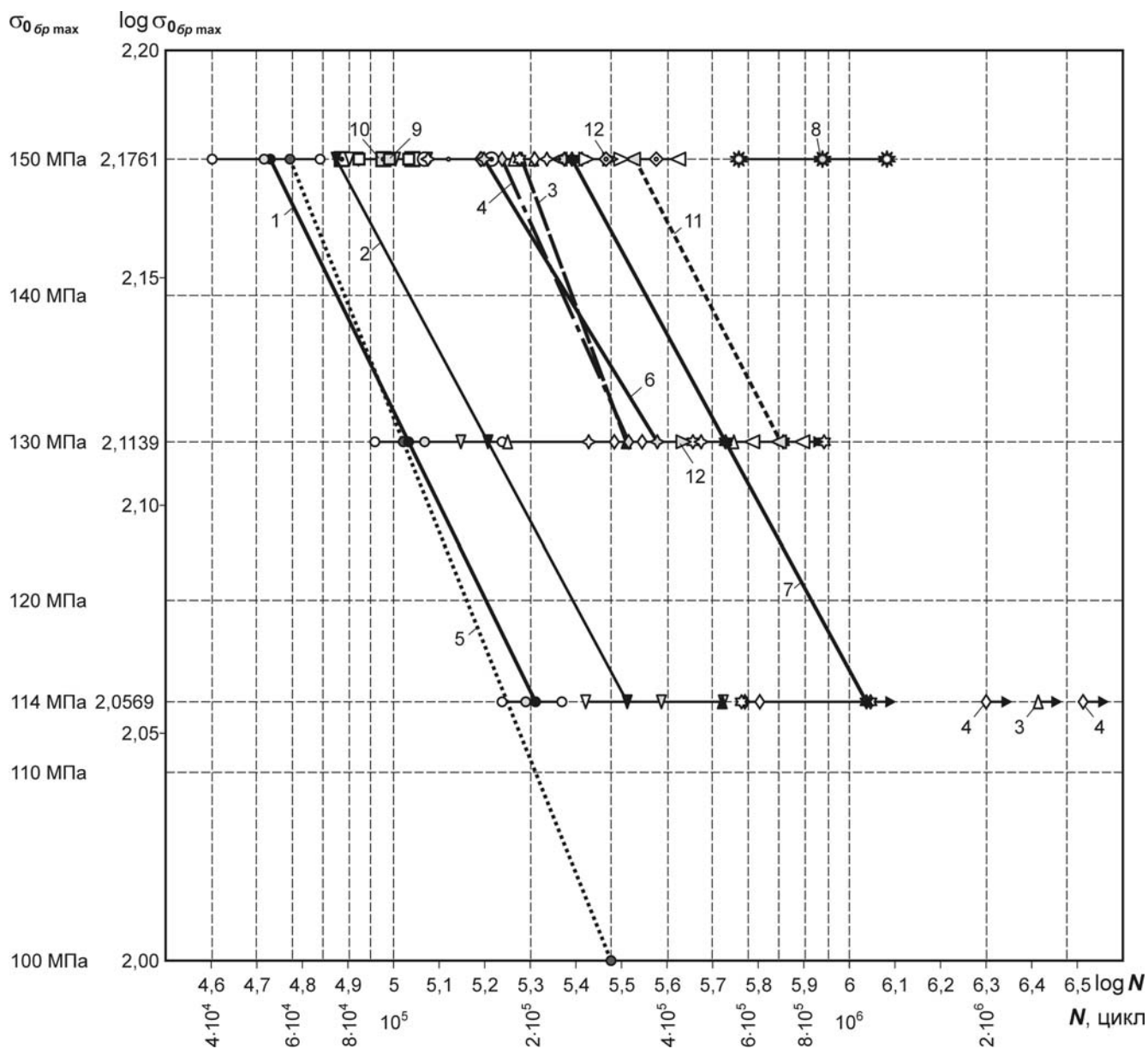


Рисунок 22 – Криві втоми смуг

На рисунку 22 цифрами позначено криві втоми смуг ($B/d = 6$): 1 – \circ з одним отвором $\varnothing 8$ мм із матеріалу Д16Т; 2 – ∇ із трьома отворами $\varnothing 8$ мм (відстань між центрами отворів $l = 12$ мм); 3 – Δ із трьома отворами $\varnothing 8$ мм ($l = 12$ мм), обробленої в зоні отворів розкочуванням з відносним натягом $\Delta = 0,2\%$; 4 – \diamond із трьома отворами $\varnothing 8$ мм ($l = 12$ мм), обробленої в зоні отворів розкочуванням, $\Delta = 0,6\%$; 5 – \bullet одним отвором із матеріалу Д16чТ, випробуваної в ЦАГІ; 6 – \diamond із трьома отворами $\varnothing 8$ мм

($l = 12$ мм), обробленої в зоні отворів дорнуванням з відносним натягом $\Delta = 2\%$; 7 – ☆ із трьома отворами $\varnothing 8$ мм ($l = 12$ мм), обробленої в зоні отворів дорнуванням, $\Delta = 3\%$; 8 – * із трьома отворами $\varnothing 8$ мм ($l = 12$ мм), обробленої в зоні отворів дорнуванням ($\Delta = 2\%$) та обтисненням фасок отворів; 9 – □ із трьома отворами $\varnothing 8$ мм ($l = 12$ мм), обробленої в зоні отворів обтисненням фасок; 10 – ▣ із трьома отворами $\varnothing 8$ мм ($l = 12$ мм), обробленої в зоні отворів розкочуванням та обтисненням фасок; 11 – ◁ із трьома отворами $\varnothing 8$ мм ($l = 12$ мм), обробленої в зоні отворів методом бар'єрного обтиснення у вигляді лунок сегментної конфігурації без обтиснення фасок; 12 – ▷ із трьома отворами $\varnothing 8$ мм ($l = 12$ мм), обробленої в зоні отворів методом бар'єрного обтиснення у вигляді лунок сегментної конфігурації та обтисненням фасок; ☆→ – руйнування зразків від фретинг-корозії у зоні захватів.

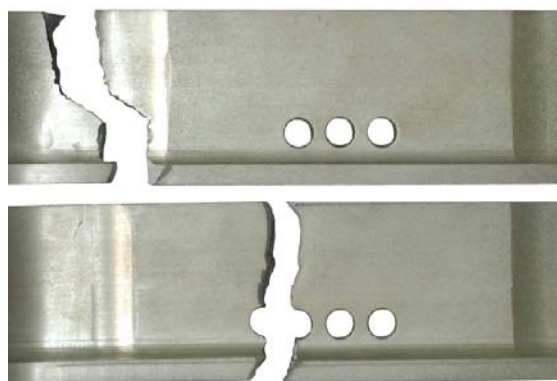
Проведено експериментальні дослідження впливу методів оброблення на втомну довговічність конструктивно-подібних зразків стрингерів з функціональними отворами (рисунок 23).

Після виконання отворів та оброблення стрингерів у зоні функціональних отворів розкочуванням з відносним радіальним натягом $\Delta = 0,3\%$, дорнуванням стінок отворів ($\Delta = 3\%$),

бар'єрним обтисненням методом виштамповування сегментних лунок зразки пройшли дробоструминну обробку стінки стрингера (з двох сторін) в зоні отворів. Після дробоструминної обробки на зразки було нанесено покриття Ан.Окс.нхр. за серійною технологією авіаційного підприємства.

Встановлено, що при обробленні конструктивно-подібних зразків стрингерів в зоні отворів бар'єрним обтисненням методом виштамповування сегментних лунок довговічність стрингера в зоні отворів для перетікання палива на рівні навантаження $\sigma_{бр\ min} = -30$ МПа, $\sigma_{бр\ max} = 100$ МПа перевищує 10^6 циклів навантаження та забезпечує досягнення проектного ресурсу.

Зони і характер втомних руйнувань досліджених зразків на рівні навантаження $\sigma_{бр\ min} = -30$ МПа, $\sigma_{бр\ max} = 100$ МПа показані на рисунку 27.



а

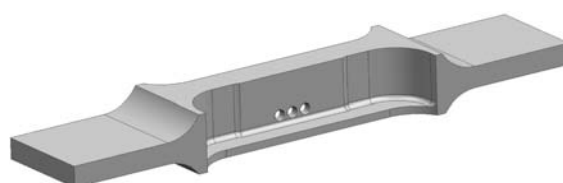
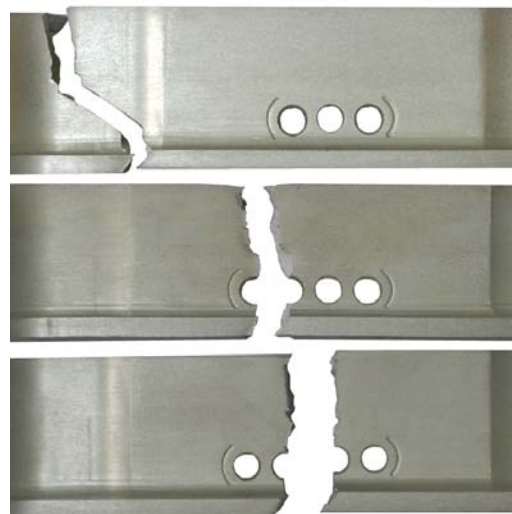


Рисунок 23 – Тривимірна модель конструктивно-подібного зразка стрингера із системою отворів



б

Рисунок 27 – Зони та характер втомних руйнувань конструктивно-подібних зразків стрингерів із функціональними отворами

На рисунку 27 літерами позначені стрингери: а – оброблені в зоні отворів дорнуванням стінок отворів із відносним натягом 3%; б – оброблені в зоні отворів бар'єрним обтисненням у вигляді лунок сегментної конфігурації

У п'ятому розділі наведено технологію та засоби оснащення процесів оброблення конструктивних елементів планера літака в зонах функціональних отворів. На основі числових й експериментальних досліджень розроблено технології оброблення конструктивних елементів планера літака в зонах функціональних отворів такими методами:

- розкочуванням стінок отворів із відносним радіальним натягом від 0,2 до 0,6%;
- дорнуванням стінок отворів із відносним радіальним натягом від 2 до 3%;
- бар'єрним обтисненням методом виштамповування сегментних лунок глибиною 0,2...0,3 мм у зоні функціональних отворів;
- обтисненням фасок по кромках функціональних отворів.

ВИСНОВКИ

Відповідно до поставленої мети та завдань в дисертації отримано такі результати:

1. На основі аналізу конструктивно-технологічних особливостей і методів забезпечення ресурсу силових конструктивних елементів планера літака в зонах функціональних отворів запропоновано досліджувати ефективність методів локального пластичного деформування для досягнення заданого ресурсу планера літака.

2. Науково обґрунтовано конструктивно-технологічні методи забезпечення втомної довговічності планера літака в зонах функціональних отворів шляхом аналізу характеристик локального НДС у зонах ймовірного втомного руйнування. Розроблено метод аналізу впливу локального потовщення, розкочування, дорнування, бар'єрного обтиснення на характеристики локального НДС конструктивних елементів планера літака з функціональними отворами з урахуванням історії навантаження. Встановлено, що застосування розроблених методів приводить до зниження питомої енергії деформування в зоні одиночного функціонального отвору в 1,03 – 4,5 раза на експлуатаційних рівнях навантаження.

3. Експериментальні дослідження втомної довговічності базових зразків смуги з отвором і системою отворів показали, що втомна довговічність смуги з трьома отворами вище втомної довговічності смуги з одним отвором у 1,6 – 2 рази на експлуатаційних рівнях навантаження.

4. Проведені дослідження впливу розкочування, дорнування та бар'єрного обтиснення смуг з отвором і системою отворів на характеристики локального НДС показали, що застосування зазначених способів оброблення приводить до зниження максимальної питомої енергії деформування в 1,03 – 3,9 раза порівняно з $W_{0\text{екв}}$ смуги з одним отвором і в 1,03 – 4,75 раза – порівняно з $W_{0\text{екв}}$ смуги із системою отворів.

5. Проведені дослідження впливу потовщення, форм отворів, розташування отворів, розкочування, дорнування та бар'єрного обтиснення конструктивних елементів планера літака в зонах функціональних отворів на характеристики локального НДС показали, що застосування зазначених конструктивних і технологічних методів приво-

дить до зниження максимальної питомої енергії деформування еквівалентного віддольового циклу в 1,1 – 3,9 раза порівняно з базовими варіантами.

6. Проведені експериментальні дослідження впливу способів оброблення конструктивних елементів планера літака в зонах функціональних отворів на втомну довговічність показали, що на експлуатаційних рівнях навантаження розкочування з відносним радіальним натягом від 0,2 до 0,6% підвищує втомну довговічність в 1,3 – 4,0 рази; дорнування стінок отворів з відносним радіальним натягом 2...3% – в 3,4 – 6,3 раза; бар'єрне обтиснення глибиною 0,2...0,3 мм методом виштамповування сегментних лунок – в 4,3 – 5,7 раза, що дозволяє забезпечити задані ресурсні характеристики планера літака в зоні функціональних отворів.

7. Розроблено технологію та засоби оснащення процесів оброблення конструктивних елементів планера літака в зонах функціональних отворів розкочуванням, дорнуванням і бар'єрним обтисненням.

8. На основі комплексної оцінки показників техніко-економічної ефективності методів оброблення для забезпечення ресурсу конструктивних елементів планера літака з алюмінієвих сплавів у зоні функціональних отворів рекомендується ранжувати методи таким чином:

- 1) дорнування з відносним радіальним натягом від 2,5 до 3,0%;
- 2) бар'єрне обтиснення методом виштамповування сегментних лунок глибиною від 0,2 до 0,4 мм;
- 3) розкочування з відносним радіальним натягом від 0,25 до 0,60%.

9. Результати роботи впроваджені у виробництво на ДП «АНТОНОВ», ХДАВП і в навчальний процес Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут».

СПИСОК НАУКОВИХ ПРАЦЬ ЗДОБУВАЧА ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

1. Семенцов, В. Ф. Конструктивно-технологические методы повышения усталостной долговечности элементов конструкции планера самолета в зоне функциональных отверстий [Текст] / Д. С. Кива, Г. А. Кривов, В. Ф. Семенцов и др. – К.: КВИЦ, 2015. – 188 с.

2. Семенцов, В. Ф. Анализ конструктивно-технологических методов повышения усталостной долговечности силовых элементов планера самолета в зоне функциональных отверстий [Текст] / В. Ф. Семенцов // Проблемы тертя та зношування. – 2015. – № 1 (66). – С. 82 – 93.

3. Семенцов, В. Ф. Влияние величины радиального натяга при дорновании и уровня нагружения при растяжении на характеристики локального напряженно-деформированного состояния полосы с отверстием [Текст] / В. Ф. Семенцов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – 2015. – № 67. – С. 123 – 134.

4. Семенцов, В. Ф. Влияние барьерного обжатия на характеристики локального НДС полосы с отверстием при ее растяжении [Текст] / В. Ф. Семенцов, Е. Т. Василевский // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – 2015. – № 68. – С. 23 – 34.

5. Семенцов, В. Ф. Влияние последовательного применения дорнования и барьерного обжатия полосы с отверстием на характеристики напряженно-деформируемого состояния при ее растяжении [Текст] / С. А. Бычков, В. Ф. Семенцов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3 (83). – Х., 2015. – С. 23 – 32.

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

7. Семенцов, В. Ф. Влияние величины двустороннего утолщения в зоне отверстия на характеристики локального НДС полосы с отверстием при ее растяжении [Текст] / В. Ф. Семенцов, Е. Т. Василевский // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 70. – Х., 2015. – С. 152 – 159.

8. Семенцов, В. Ф. Метод определения влияния конструктивно-технологических параметров на характеристики локального НДС пластины с отверстием при нагружении ее сдвигом [Текст] / Е. Т. Василевский, А. Г. Гребеников, А. М. Гуменный, С. П. Светличный, В. Ф. Семенцов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 71. – Х., 2016. – С. 5 – 17.

9. Семенцов, В. Ф. Анализ принципов проектирования для обеспечения ресурса авиационной техники [Текст] / С. А. Бычков, Е. Т. Василевский, В. Ф. Семенцов, В. А. Гребеников // Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки: міжнар. наук.-техн. конф.: тези доп., 15-16 квіт. 2015 р. – Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «ХАІ». – Х., 2015. – С. 19 – 21.

10. Семенцов, В. Ф. Анализ конструктивно-технологических методов повышения усталостной долговечности силовых элементов планера самолета в зоне функциональных отверстий [Текст] / Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки: міжнар. наук.-техн. конф.: тези доп., 15-16 квіт. 2015 р. – Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «ХАІ». – Х., 2015. – С. 16.

11. Семенцов, В. Ф. Политика в области качества Государственного предприятия «АНТОНОВ» [Текст] / Д. С. Кива, М. А. Гвоздев, С. А. Бычков, В. Ф. Семенцов // Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні. ІКТМ'2015: всеукр. наук.-техн. конф.: тези доп. Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «ХАІ». – Т. 1. – Х., 2015. – С. 45 – 46.

12. Семенцов, В. Ф. Влияние последовательного применения дорнования и барьерного обжатия полосы с отверстием на характеристики напряженно-деформируемого состояния при ее растяжении [Текст] / С. А. Бычков, В. Ф. Семенцов // Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні. ІКТМ'2015: всеукр. наук.-техн. конф.: тези доп. Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «ХАІ». – Т. 1. – Х., 2015. – С. 47.

13. Семенцов, В. Ф. Влияние глубины обжата на характеристики локального НДС пластины с отверстием при нагружении ее сдвигом / Е. Т. Василевский, А. Г. Гребеников, А. М. Гуменный, С. П. Светличный, В. Ф. Семенцов [Текст] / Проблемы створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки: міжнар. наук.-техн. конф.: тези доп., 20–21 квіт. 2016 р. Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «ХАІ». – Х., 2015. – С. 29.

АНОТАЦІЯ

Семенцов В. Ф. Конструктивно-технологічні методи забезпечення ресурсу планера літака в зонах функціональних отворів. – Рукопис.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.07.02 – проектування, виробництво та випробування літальних апаратів. – Національний авіаційний університет, Київ, 2016.

Дисертаційна робота присвячена розробленню конструктивно-технологічних методів забезпечення ресурсу планера літака в зонах функціональних отворів.

Виконано наукове обґрунтування методів забезпечення ресурсу планера літака в зонах функціональних отворів. Розроблено метод аналізу впливу потовщення, розкочування, дорнування, обтиску на характеристики локального НДС конструктивних елементів планера літака в зоні функціональних отворів з урахуванням історії навантаження.

Для вибору параметрів конструктивно-технологічних методів оброблення елементів конструкції планера літака в зонах функціональних отворів виконані числові дослідження параметрів локального НДС конструктивних елементів у зоні отворів за допомогою системи інженерного аналізу ANSYS.

Досліджено вплив величини потовщення, форми отворів, розташування отворів відносно один одного, розкочування, дорнування і бар'єрного обтиснення конструктивних елементів планера літака в зонах функціональних отворів на характеристики локального НДС.

Проведено експериментальні дослідження впливу методів оброблення на втомну довговічність, які показали, що розроблені конструктивно-технологічні методи оброблення конструктивних елементів планера літака в зоні функціональних отворів розкочуванням, дорнуванням стінок отворів, бар'єрним обтисненням у вигляді лунок сегментної конфігурації дозволяють забезпечити регламентовані ресурсні характеристики конструктивних елементів планера літака в 1,3 – 6,3 раза.

Розроблено технологію та засоби оснащення процесів оброблення конструктивних елементів планера літака в зонах функціональних отворів розкочуванням, дорнуванням і бар'єрним обтисненням.

Ключові слова: конструктивно-технологічний метод, функціональний отвір, дорнування, розкочування, бар'єрне обтиснення, ресурс, втомна довговічність.

АННОТАЦИЯ

Семенцов В. Ф. Конструктивно-технологические методы обеспечения ресурса планера самолета в зонах функциональных отверстий. – Рукопись.

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук по спе-

циальности 05.07.02 – проектирование, производство и испытания летательных аппаратов. – Национальный авиационный университет, Киев, 2016.

Диссертационная работа посвящена разработке конструктивно-технологических методов обеспечения ресурса планера самолета в зонах функциональных отверстий.

Выполнено научное обоснование методов обеспечения ресурса планера самолета в зонах функциональных отверстий. Разработан метод анализа влияния конструктивных параметров и методов локального пластического деформирования на характеристики локального напряженно-деформированного состояния конструктивных элементов планера самолета в зоне функциональных отверстий с учетом истории нагружения.

Для выбора параметров конструктивно-технологических методов обработки элементов конструкции планера самолета в зоне функциональных отверстий выполнены численные исследования характеристик локального НДС конструктивных элементов в зоне отверстий с помощью системы инженерного анализа ANSYS.

В результате проведенных исследований установлено, что для полосы с отверстием в диапазоне значений напряжений в сечении брутто от 100 до 200 МПа применение дорнования отверстия с относительным радиальным натягом от 1 до 3% способствует уменьшению максимальной удельной энергии деформирования эквивалентного отнулевого цикла в 1,2 – 4,5 раза, применение барьерного обжатия методом выштамповки сегментных лунок на глубину 0,3 мм способствует уменьшению максимальных главных растягивающих напряжений эквивалентного отнулевого цикла в 1,5 – 2,2 раза в сечении по оси отверстия и в 1,4 – 1,7 раза в зоне обжатия по отношению к напряжениям для полосы с отверстием.

Исследовано влияние величины утолщения, формы отверстий, расположения отверстий относительно друг друга, раскатки, дорнования и барьерного обжатия конструктивных элементов планера самолета в зонах функциональных отверстий на характеристики локального напряженно-деформированного состояния.

При анализе НДС конструктивно-подобных образцов стрингеров установлено, что применение указанных конструктивных и технологических методов приводит к снижению максимальной удельной энергии деформирования эквивалентного отнулевого цикла в 1,1 – 3,9 раза по сравнению с базовыми вариантами.

Проведены экспериментальные исследования влияния методов обработки на усталостную долговечность, которые показали, что разработанные конструктивно-технологические методы обработки конструктивных элементов планера самолета в зоне функциональных отверстий раскаткой, дорнованием стенок отверстий, барьерным обжатием в виде лунок сегментной конфигурации позволяют обеспечить регламентируемые ресурсные характеристики конструктивных элементов планера самолета в 1,3 – 6,3 раза.

Разработана технология и средства оснащения процессов обработки конструктивных элементов планера самолета в зонах функциональных отверстий раскаткой, дорнованием и барьерным обжатием.

Ключевые слова: конструктивно-технологический метод, функциональное отверстие, дорнование, раскатка, барьерное обжатие, ресурс, усталостная долговечность.

ABSTRACT

V.F. Sementsov. Structurally-Technological Methods of Provision of Service Life of Aircraft Airframe in the Areas of Functional Holes. – Manuscript.

Thesis for Scientific Degree of Candidate of Technical Science in Specialty 05.07.02 – Aircraft Design, Manufacture, and Testing. – National aviation university, Kyiv, 2016.

The thesis is devoted to development of the structurally-technological methods of provision of the service life of aircraft airframe in the areas of functional holes.

Scientific substantiation of methods of provision of the service life of aircraft airframe in the areas of functional holes has been performed. A method for analyzing the effect of thickening, rolling-off, mandreling, barrier reduction on the characteristics of the local strain-stress state of airframe structural members in the area of functional holes taking into account the loading history has been developed. To select the parameters of structurally-technological methods of treating the structural members of the airframe in the area of functional holes numerical studies of the characteristics of the local strain-stress state of structural members in the area of the holes using the ANSYS engineering analysis system have been carried out.

The influence of the value of thickening, shape of holes, location of the holes relative to one another, rolling-off, mandreling and the barrier reduction of airframe structural members in the areas of functional holes on the characteristics of local strain-stress state has been investigated.

Experimental studies of the effect of treating methods on the fatigue life have been performed, and they showed that the developed structurally-technological methods of treating the structural members of the airframe in the area of functional holes using rolling-off, mandreling of holes' walls, barrier reduction in the form of cups of segment configuration allow to provide for regulated service life characteristics of structural members of the aircraft airframe.

The technology and equipment for treating structural members of the airframe in the areas of functional holes using rolling-off, mandreling and barrier reduction have been developed.

Key words: structurally-technological method, functional hole, mandreling, rolling-off, barrier reduction, service life, fatigue life.

Підписано до друку 11.05.2016 р.

Формат 60 × 84/16. Папір офсетний. Офс. друк.

Ум. друк. арк. 1,0. Наклад 100 прим. Замовлення № _____

Безкоштовно

Державне підприємство «АНТОНОВ»
1, вул. Академіка Туполева, м. Київ, 03062
Україна