

УДК 629.735.33

DOI: [https://doi.org/10.34169/2414-0651.2019.2\(22\).67-77](https://doi.org/10.34169/2414-0651.2019.2(22).67-77)**І.Б.ЧЕПКОВ**, доктор технічних наук, професор<https://orcid.org/0000-0002-4294-4152>**В.В.ЗУБАРЄВ**, доктор технічних наук, професор,<https://orcid.org/0000-0002-4998-726X>**О.О.ГОЛОВІН**, кандидат технічних наук,

старший науковий співробітник

<https://orcid.org/0000-0003-4662-4559>

(Центральний науково-дослідний інститут озброєння та військової техніки

Збройних Сил України, м. Київ)

Г.О.КРИВОВ, доктор технічних наук, професор

(Український науково-дослідний інститут авіаційних технологій, м. Київ)

О.Г.ГРЕБЕНІКОВ, доктор технічних наук,

професор

(Національний аерокосмічний університет ім. М.Є.Жуковського «Харківський авіаційний інститут»)

Конструктивно-технологічні методи забезпечення льотної придатності планера військово-транспортного літака

Проаналізовано конструктивно-технологічні методи забезпечення льотної придатності планера військово-транспортного літака, з метою збереження конкурентоспроможності вітчизняного літакобудування на світовому ринку авіаційних і транспортних послуг.

Ключові слова: військово-транспортний літак, льотна придатність, ресурс, надійність.

Проанализированы конструктивно-технологические методы обеспечения летной пригодности планера военно-транспортного самолета с целью сохранения конкурентоспособности отечественного самолетостроения на мировом рынке авиационных и транспортных услуг.

Ключевые слова: военно-транспортный самолет, летная пригодность, ресурс, надежность.

Сучасний ринок транспортних та військово-транспортних літаків характеризується високою конкуренцією. Це посилює вимоги до забезпечення льотної придатності, що суттєво впливає на безпеку польотів. Більшість транспортних літаків 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 льотної придатності, збільшення ресурсу та надійності конструкції літаків на етапах проектування, виробництва й експлуатації.

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 [1].

Багато в чому ресурс планера літака визначається ресурсом конструктивних елементів з функціональними отворами. Тому 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 [2, 3].

При проектуванні та конструюванні силових елементів планера літака з функціональними отворами (рис. 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 напруження деформованого стану (НДС). Крім того немає практичних рекомендацій щодо застосування методів локального пластичного деформування конструктивних елементів планера літака в зонах функціональних отворів для досягнення заданого ресурсу.

Втомна довговічність конструктивних елементів N з вільними отворами при експлуатаційних навантаженнях визначається величиною питомої енергії деформування ($W = \sigma_{0екв} \cdot \varepsilon_{0екв}$), де $\sigma_{0екв}$ – напруження віднульового еквівалентного циклу навантаження, $\varepsilon_{0екв}$ – відносна деформація віднульового еквівалентного циклу навантаження в локальних зонах її концентрації. Прогнозування

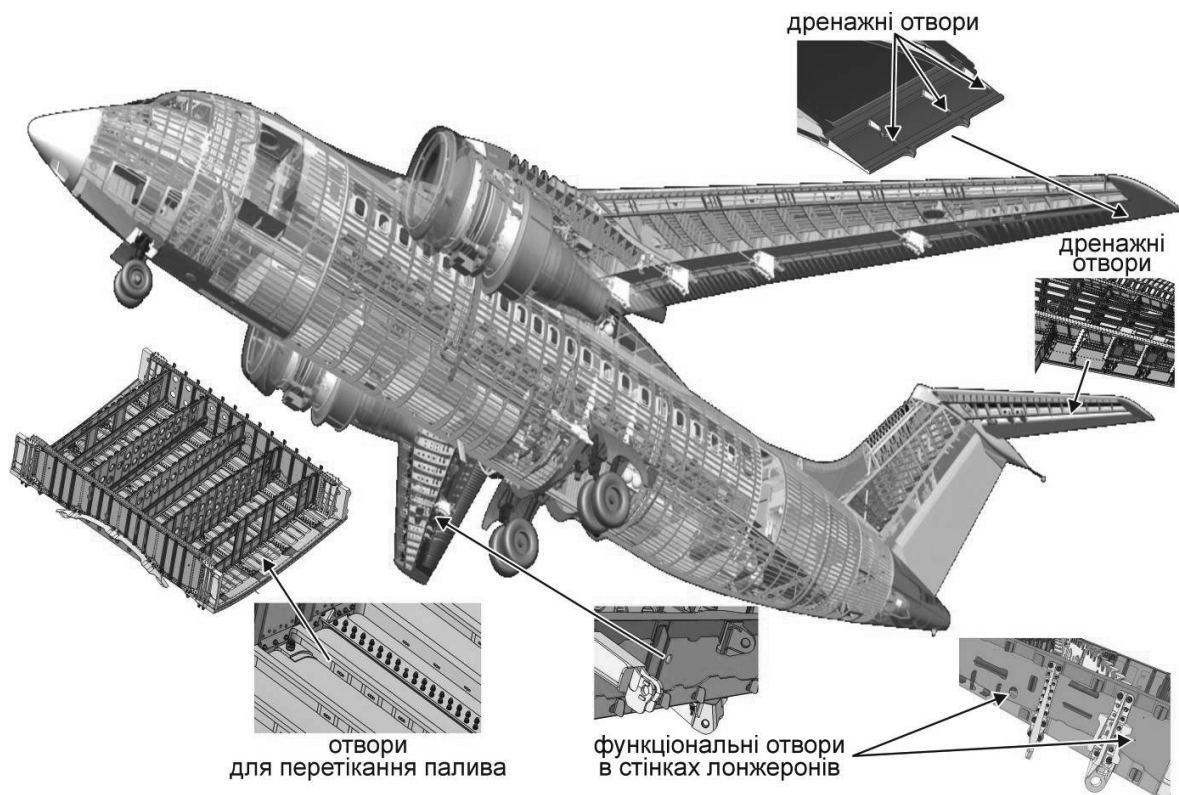


Рис. 1. Конструктивні елементи планера літака з функціональними отворами

зміни втомної довговічності проводиться за зміною характеристик локального НДС у зонах ймовірного втомного руйнування ($N = C/W^m$), де C та m – постійна та показник кривої втомної довговічності.

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; $W_{0екв_i}$ – значення питомої енергії деформування базового зразка (смуга з вільним отвором), визначає рівень зміни довговічності конструктивних елементів з функціональними отворами.

В даній роботі розроблено метод (рис. 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 $[(0,1...0,35)\delta]$) у зоні отвору на характеристики локального НДС смуги завтовшки $\delta = 5$ мм, шириною $B = 48$ мм, довжиною $L=150$ 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.

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

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

На рис. 6 показано результати дослідження впливу рівня навантаження та величини одностороннього потовщення, а на рис. 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 рази сприяє зменшенню максимальних головних розтяжних напружень еквівалентного віднульового циклу в 1,1 – 1,7 рази 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 рази та 1,2 – 2,8 рази відповідно.

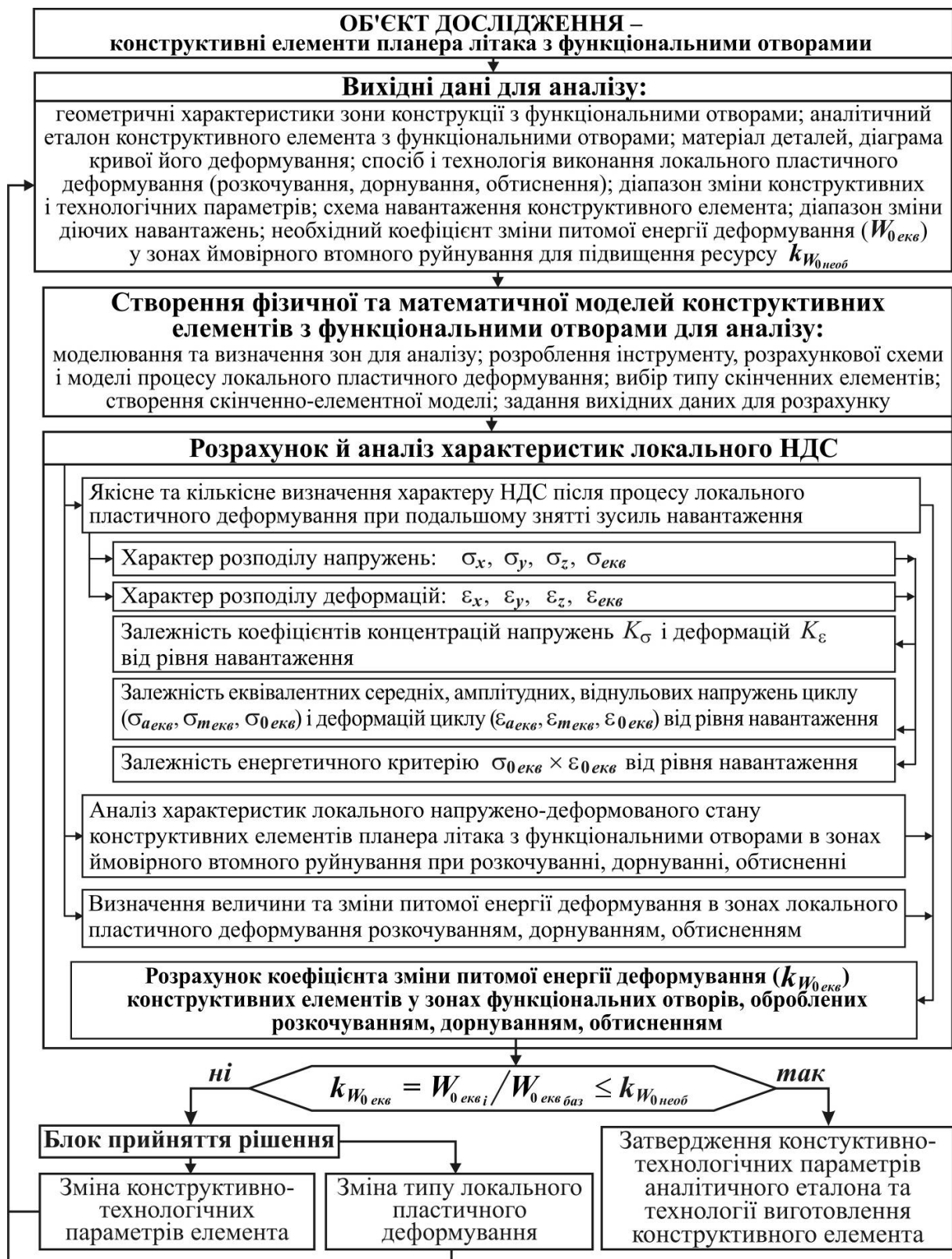


Рис. 2. Метод аналізу впливу конструктивно-технологічних параметрів на характеристики локального НДС конструктивних елементів планера літака з функціональними отворами

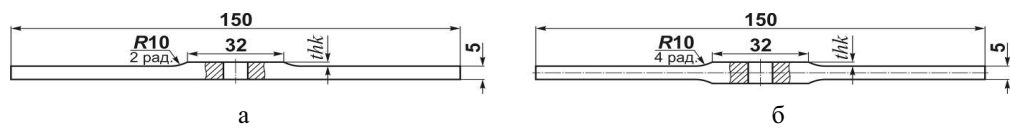


Рис. 3. Геометричні розміри смуги з отвором: а – з одностороннім; б – із двостороннім потовщенням

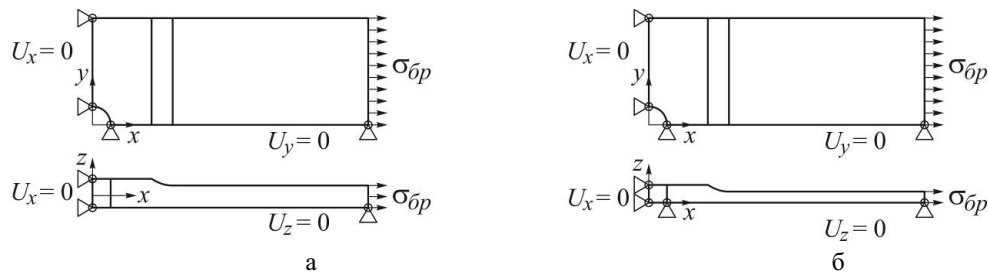


Рис. 4. Розрахункова схема: а – 1/4 смуги з отвором й одностороннім потовщенням; б – 1/8 смуги з отвором і двостороннім потовщенням

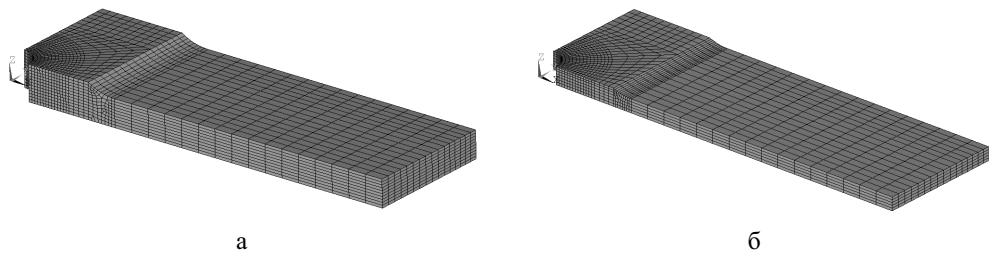


Рис. 5. Скінченно-елементна модель: а – 1/4 смуги з отвором й одностороннім потовщенням; б – 1/8 смуги з отвором і двостороннім потовщенням

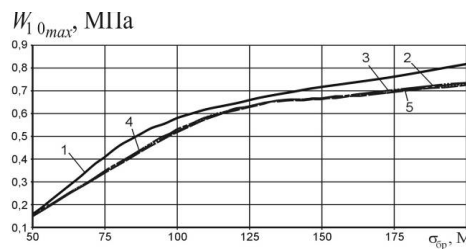


Рис. 6. Вплив рівня навантаження та величини одностороннього потовщення на зміну W_{10max} еквівалентного віднульового циклу в смугі з отвором:
1 – без потовщення; 2 – потовщення 1,0 мм; 3 – 1,5 мм; 4 – 2,5 мм; 5 – 3,5 мм

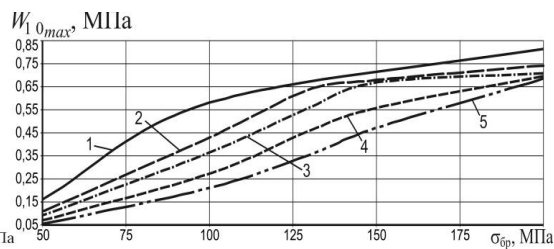


Рис. 7. Вплив рівня навантаження та величини одностороннього потовщення на зміну W_{10max} еквівалентного віднульового циклу в смугі з отвором:
1 – смуга з отвором; 2 – потовщення 0,5 мм; 3 – 0,75 мм; 4 – 1,25 мм; 5 – 1,75 мм

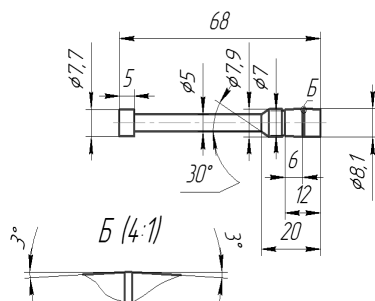


Рис. 8. Геометричні характеристики дорна

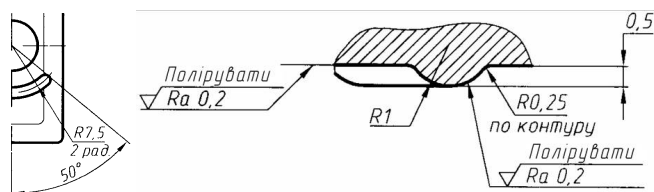


Рис. 9. Фрагмент креслення обтискача для виштамповування сегментних лунок

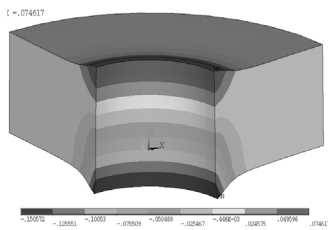


Рис. 10. Характер розподілу осьових переміщень (U_z , мм) у пластині в зоні отвору після дорнування (натяг – 3%)

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

Геометричні розміри дорна показані на рис. 8, обтискачі для виштамповування сегментних лунок – на рис. 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 (рис. 10).

Також в роботі вирішено задачу контактної взаємодії смуги з отвором і обтискача, в результаті отримано характер розподілу осьових переміщень й еквівалентних напружень за Мізесом (рис. 11) у зоні отвору.

У результаті проведених досліджень встановлено, що для смуги з отвором в діапазоні значень напружень у перерізі бруто від 100 до 200 МПа застосування дорнування стінок отвору з відносним радіальним натягом від 1 до 3% сприяє зменшенню максимальних головних розтяжних напружень еквівалентного віднульового циклу в 1,1 – 2,2 рази порівняно з напруженнями в смузі з отвором.

При цьому величини максимальних головних розтяжних деформацій і максимальної питомої енергії деформування еквівалентного віднульового циклу зменшуються в 1,2 – 2 та 1,2 – 4,5 рази 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 рази в перерізі по осі отвору та в 1,4 – 1,7 рази 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

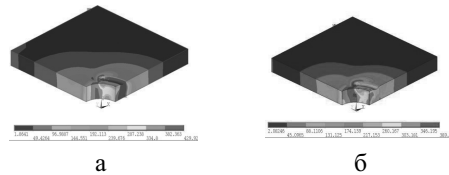


Рис. 11. Характер розподілу еквівалентних напружень за Мізесом ($\sigma_{екв}$, МПа) у смузі в зоні отвору: а – після обтиснення на глибину 0,3 мм; б – після відведення обтискача

призначення, в зоні яких виникає концентрація напружень і деформацій.

В роботі 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 бруто 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 рази. При цьому величини максимальних головних розтяжних деформацій і максимальної питомої енергії деформування еквівалентного віднульового циклу зменшуються в 1,03 – 1,8 рази та 1,05 – 3,9 рази відповідно.

Проведено експериментальні дослідження з визначення характеристик втомної довговічності базових зразків із матеріалу І163Т: смуг з отвором ($B/d = 6$) і смуг з трьома отворами (відстань між центрами отворів $l = 12$ мм). За результатами втомних випробувань смуг (рис. 12) розроблені аналітичні залежності для прогнозування довговічності:

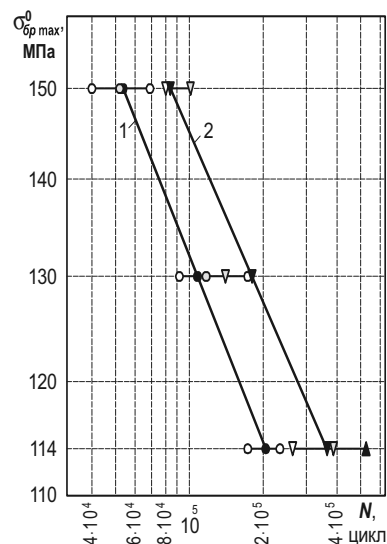
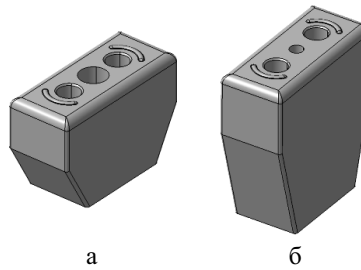


Рис. 12. Криві втоми:

- 1 – смуга з отвором;
2 – смуга з трьома отворами

Рис. 13. Тривимірний
модель дорнаРис. 14. Тривимірні моделі:
а – верхнього та б – нижнього
обтискачів

– смуга з одним отвором:

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

– смуга з трьома отворами:

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

Розроблені авторами 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.

Також проведено 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. рис. 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 $\sigma_{\text{ор}} = 0; 100; 130; 150$ МПа.

На рис. 15 показано результати числових досліджень впливу методів оброблення смуги в зоні отворів на зміну максимальної питомої енергії деформування еквівалентного віддунульового циклу на рівні навантаження $\sigma_{0\text{ор}} = 130$ 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, $l = 12$ 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.

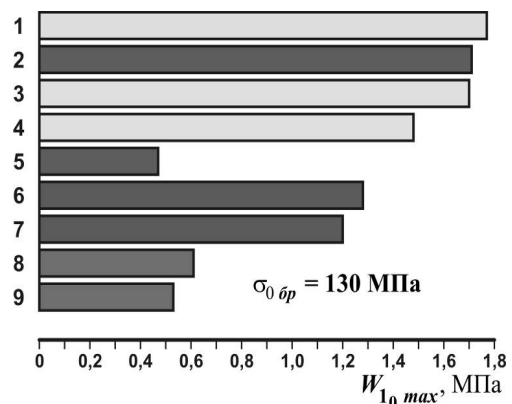
У результаті числового дослідження НДС смуги з отворами встановлено, що застосування зазначених методів оброблення приводить до зниження максимальної питомої енергії деформування в $1,03 - 3,9$ рази порівняно зі смугою з одним отвором і в $1,03 - 4,75$ рази порівняно зі смугою з системою отворів.

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 (рис. 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:

Рис. 15. Вплив методів оброблення смуг у
зоні отворів на зміну максимальної питомої
енергії деформування еквівалентного
віддунульового циклу

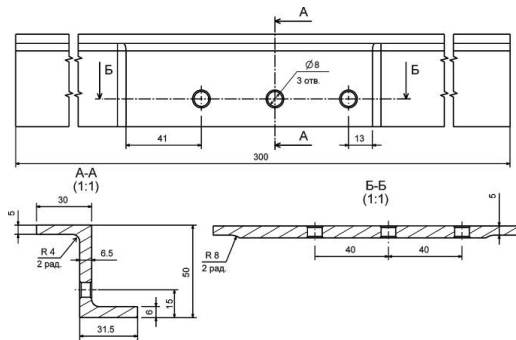


Рис. 16. Зразок стрингера із системою отворів

– 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) (рис. 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) (рис. 18);

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

6) стрингер із трьома отворами $\varnothing 8$ мм ($l = 12$ мм, фаски $0,8 \times 45^\circ$), який оброблюється в зоні отворів (рис. 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 $h = 0,2; 0,3; 0,4; 0,5$ мм) (рис. 20);

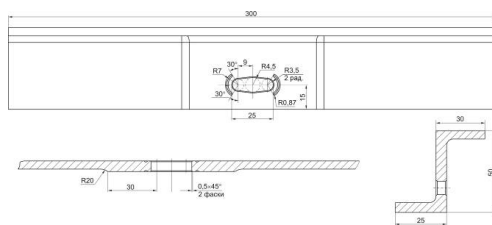


Рис. 18. Зразок стрингера з отвором у вигляді овального вікна, який оброблюється методом виштамповування лунок сегментної конфігурації

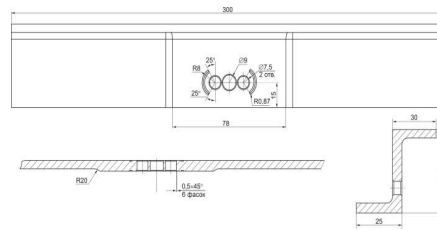


Рис. 17. Зразок стрингера з трьома отворами $\varnothing 7,5-9-7,5$ мм, який оброблюється в зоні отворів методом виштамповування лунок сегментної конфігурації

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

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 ($k_{W0_{екв}} = 0,9...0,26$).

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

– 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:

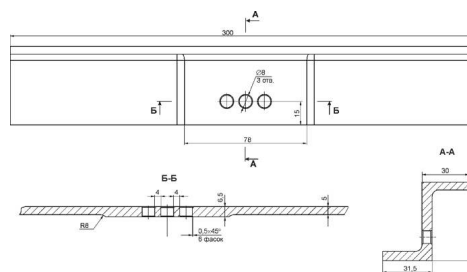


Рис. 19. Зразок стрингера з трьома отворами $\varnothing 8$ мм (відстань між центрами отворів – 12 мм)

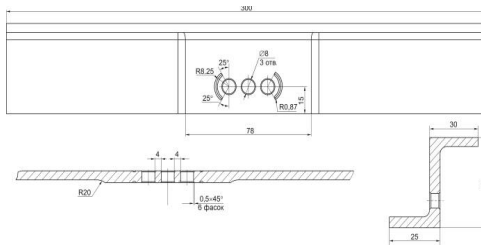


Рис. 20. Зразок стрингера з трьома отворами $\varnothing 8$ мм (відстань між центрами отворів – 12 мм), який оброблюється в зоні отворів методом виштамповування лунок сегментної конфігурації

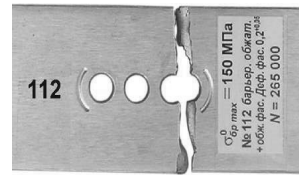


Рис. 21. Характер втомного руйнування зразків смуг із трьома отворами

- 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.

Проведено 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 рис. 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).

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, $\Delta = 0,2\%$:

$$\sigma^{3,69299} N = 2,07643 \cdot 10^{13} \text{ або } \sigma = 4,03744 \cdot 10^3 N^{-0,270783};$$

- при обробленні стінок отворів розкочуванням, $\Delta = 0,6\%$:

$$\sigma^{4,47043} N = 9,24922 \cdot 10^{14} \text{ або } \sigma = 2,22742 \cdot 10^3 N^{-0,223692};$$

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

$$\sigma^{6,11416} N = 3,18877 \cdot 10^{18} \text{ або } \sigma = 1,06257 \cdot 10^3 N^{-0,163555};$$

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

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

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

На рис. 22 цифрами позначено криві втоми смуг ($B/d = 6$):

- 1 – $\bigcirc$ 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 Д16Т, випробуваної в ЦАГІ;
- 6 – $\blacklozenge$ із трьома отворами $\varnothing 8$ мм ($l = 12$ мм), обробленої в зоні отворів дорнуванням з відносним натягом $\Delta = 2\%$;
- 7 – $\star$ із трьома отворами $\varnothing 8$ мм ($l = 12$ мм), обробленої в зоні отворів дорнуванням, $\Delta = 3\%$;
- 8 – $\star$ із трьома отворами $\varnothing 8$ мм ($l = 12$ мм), обробленої в зоні отворів дорнуванням ($\Delta = 2\%$) та обтисненням фасок отворів;
- 9 – $\square$ із трьома отворами $\varnothing 8$ мм ($l = 12$ мм), обробленої в зоні отворів обтисненням фасок;
- 10 – $\blacksquare$ із трьома отворами $\varnothing 8$ мм ($l = 12$ мм), обробленої в зоні отворів розкочуванням та обтисненням фасок;
- 11 – $\blacktriangleleft$ із трьома отворами $\varnothing 8$ мм ($l = 12$ мм), обробленої в зоні отворів методом бар'єрного обтиснення

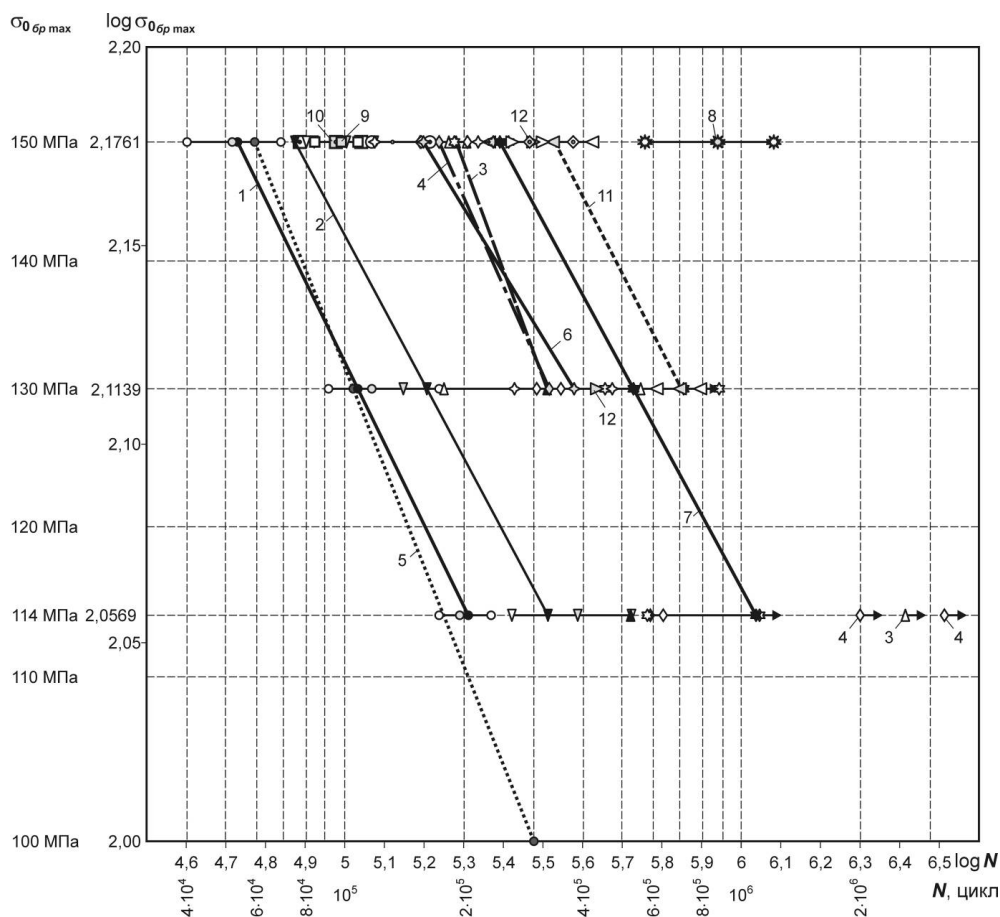


Рис. 22. Криві втоми смуг

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.

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

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 $\sigma_{\delta p \min} = -30$ МПа, $\sigma_{\delta p \max} = 100$ МПа перевищує 10^6 циклів навантаження та забезпечує досягнення проектного ресурсу.

Зони і характер втомних руйнувань досліджених зразків на рівні навантаження $\sigma_{\delta p \min} = -30$ МПа, $\sigma_{\delta p \max} = 100$ МПа показані на рис. 24, де 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.

Висновки

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

2. Науково обгрунтовано 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

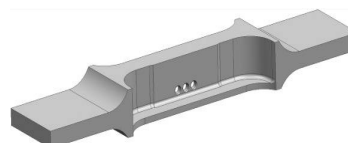


Рис. 23. Тривимірний модель конструктивно-подібного зразка стрингера із системою отворів

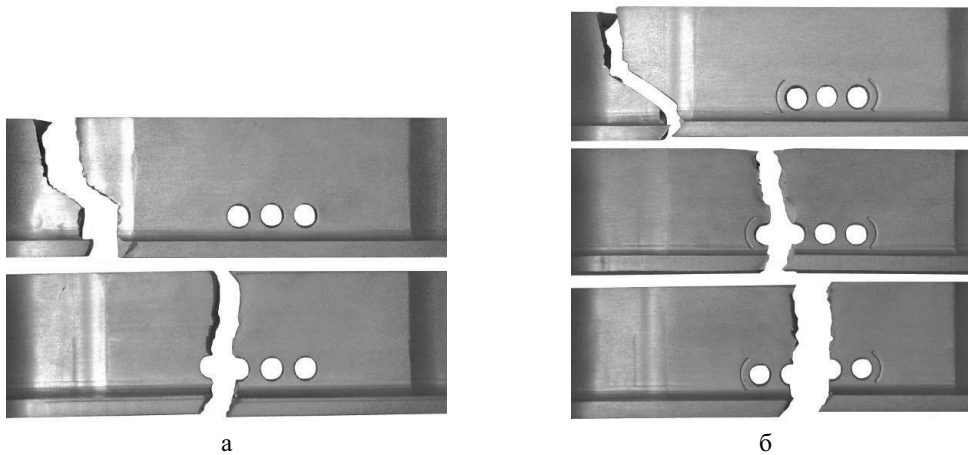


Рис. 24. Зони та характер утомних руйнувань конструктивно-подібних зразків стрингерів із функціональними отворами

навантаження. Встановлено, що застосування розроблених методів приводить до зниження питомої енергії деформування в зоні одиночного функціонального отвору в 1,03 – 4,5 рази на експлуатаційних рівнях навантаження.

3. 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 рази порівняно з $W_{0\text{екв}}$ смуги з одним отвором і в 1,03 – 4,75 рази – порівняно з $W_{0\text{екв}}$ смуги із системою отворів.

4. 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 приводить до зниження максимальної питомої енергії деформування еквівалентного віддунульового циклу в 1,1 – 3,9 рази порівняно з базовими варіантами.

5. 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 рази; бар'єрне обтиснення глибиною 0,2...0,3 мм методом виштамповування сегментних лунок – в 4,3 – 5,7 рази, що дозволяє забезпечити задані ресурсні характеристики планера літака в зоні функціональних отворів.

6. 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%.

СПИСОК ПОСИЛАНЬ

1. Остап О.П. Механіка руйнування і міцність матеріалів [Текст]: довід. посіб. / О.П. Остап, В.М. Федірко, В.М. Учанін, С.А. Бичков та ін. / за заг. ред. В.В. Панасюка; за ред. О.П. Остапа, В.М. Федірка. – Л.: Сполом, 2007. – Т. 9: Міцність і довговічність авіаційних матеріалів та елементів конструкцій. – 1068 с.
2. Конструктивно-технологические методы повышения усталостной долговечности элементов конструкции планера самолета в зоне функциональных отверстий [Текст] / Д.С. Кива, Г.А. Кривов, В.Ф.Семенцов, А.Г. Гребеников, В.А. Матвиенко, Е.Т. Василевский, А.М. Гуменный. – Киев: КВИЦ, 2015. – 188 с.
3. УкрНИИАТ в периодических научно-технических изданиях (1999-2016): Сб. научных трудов. – К.: КВИЦ, 2017.

REFERENCES

1. Ostash O.P. Mekhanika ruynuvannya i mitsnist' materialiv [Tekst]: dovid. posib. / O.P. Ostash, V.M. Fedirko, V.M. Uchanin, S.A. Bychkov ta in. / za zah. red. V.V. Panasyuka; za red. O.P. Ostasha, V.M. Fedirka. – L.: Spolom, 2007. – T. 9: Mitsnist' i dovhovichnist' aviatsiynykh materialiv ta elementiv konstruktсий. – 1068 s.
2. Konstruktyvno-tekhnologicheskiye metody povysheniya ustalostnoy dolhovechnosti elementov konstruktсий planera samoleta v zone funktsional'nykh otverstiy [Tekst] / D.S. Kyva, H.A. Kryvov,

V.F.Sementsov, A.H. Hrebenykov, V.A. Matvyenko, E.T. Vasylevsky, A.M. Humenny. – Kyev: KVYTs, 2015. – 188 s.

3. UkrNYAT v peryodycheskykh nauchno-tekhnycheskykh yzdanyakh (1999-2016): Sb. nauchnykh trudov. – K.: KVYTs. 2017.

Відомості про авторів:

Чепков Ігор Борисович

доктор технічних наук
професор
начальник Центрального науково-дослідного інституту озброєння та військової техніки Збройних Сил України, м. Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-4294-4152>
e-mail: chepkoy@gmail.com

Information about the authors:

Chepkov I.B.

Doctor of Technical Sciences
Professor
Chief of Central Scientific Research Institute of Armament and Military Equipment of Armed Forces of Ukraine, Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-4294-4152>
e-mail: chepkoy@gmail.com

Зубарев Валерій Володимирович

доктор технічних наук
професор
головний науковий співробітник Центрального науково-дослідного інституту озброєння та військової техніки Збройних Сил України, м. Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-4998-726X>

Zubarev V.V.

Doctor of Technical Sciences
Professor
Chief Researcher of Central Scientific Research Institute of Armament and Military Equipment of the Armed Forces of Ukraine, Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-4998-726X>

Головін Олексій Олександрович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
начальник науково-дослідного управління розвитку озброєння та військової техніки Повітряних Сил Центрального науково-дослідного інституту озброєння та військової техніки Збройних Сил України, м. Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-4662-4559>
e-mail: a_a_golovin@ukr.net

Oleksii Holovin

Candidate of Technical Sciences
Senior Research
Chief of the Directorate for Scientific Research of Armament and Military Equipment of the Air Force of Central Scientific Research Institute of Armament and Military Equipment of the Armed Forces of Ukraine, Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-4662-4559>
e-mail: a_a_golovin@ukr.net

Кривов Г.О., доктор технічних наук, професор
(Український науково-дослідний інститут авіаційних технологій, м. Київ)

Krivov G.O., Doctor of Technical Sciences, Professor
(Ukrainian Aviation Technology Research Institute, Kyiv)

Гребеніков О.Г., доктор технічних наук, професор
(Національний аерокосмічний університет ім. М.Є.Жуковського «Харківський авіаційний інститут»)

Grebenikov O.G., Doctor of Technical Sciences, Professor
(National Aerospace University named after M.J. Zhukovsky “Kharkiv Aviation Institute”)

Стаття надійшла до редколегії 05.03.2019 р.

Рецензент О. О. Расстригин, д-р техн. наук,
професор

(Центральний науково-дослідний інститут озброєння та військової техніки Збройних Сил України, м. Київ)
<https://orcid.org/0000-0002-1482-6111>

Рецензент М.І. Васьківський, д-р техн. наук,
професор

(Центральний науково-дослідний інститут озброєння та військової техніки Збройних Сил України, м. Київ)
<https://orcid.org/0000-0002-2430-8478>