

Сухов В. В.
Кабанячий В. В.

ОЦІНКА РЕСУРСУ ДЕТАЛЕЙ НА СТАДІЇ ПРОЕКТУВАННЯ ТА АНАЛІЗ ЕФЕКТИВНОСТІ ТЕХНОЛОГІЧНИХ ПРОЦЕСІВ ЗАГОТІВЕЛЬНО-ШТАМПУВАЛЬНОГО ВИРОБНИЦТВА

В роботі розроблено критерій оцінки ефективності технологічного процесу заготівельно-штампувального виробництва, що враховує ресурс деталі в експлуатації. Критерій розроблювався на засадах метода оцінки допустимої напруженості деталей авіаконструкцій, що виникає при її виробництві чи ремонті. Під напруженістю в точці розумілась відносна величина напруженого стану, що діє в ній, віднесена до меж статичної міцності в загальному випадку ортотропного матеріалу, і описана критерієм Хілла. Відповідно до сучасних уявлень про витривалість конструкційних матеріалів приймалось, що тріщини розташовуються поперек розтягувальної головної напруги (найбільшої), тобто відповідальними за виникнення та розвиток тріщин є переважно розтягувальні головні напруги. Отримано гранично допустимі значення напруженості для слабо, середньо та сильно напружених деталей конструкції, що піддаються багатоцикловому навантаженню в процесі експлуатації літака. Ці значення напруженості можуть використовуватися як критерій прийнятності технологічного процесу заготівельно-штампувального виробництва або слугувати засадою його доопрацювання, що забезпечує зниження до допустимого рівня залишкових технологічних напружень. Запропонований критерій ефективності технологічного процесу заготівельно-штампувального виробництва, що враховує ресурс деталі в експлуатації, дозволяє вибрати оптимальний технологічний процес, а також провести комплексний аналіз раціональності технологічного процесу за прийнятими критеріями технологічності та економічної ефективності. Запропонований критерій є досить загальним, оскільки ґрунтується на широко поширеній наразі лінійній гіпотезі підсумовування ушкоджень, він принципово не залежить від виду самої гіпотези і легко може бути адаптований до тієї, яка отримує найкраще експериментальне підтвердження для умов експлуатації літака та деталей, виготовлених із певного виду матеріалів.

Ключові слова: заготівельно-штампувальне виробництво, технологічний процес, критерій оцінки ефективності, ресурс деталі, напруженість деталі.

Однією із високотехнологічних галузей промисловості є авіабудування. Розвиток цієї галузі в повному обсязі можливий лише в деяких державах. Це зумовлено необхідністю наявності високого наукового та технологічного потенціалу та можливістю держави фінансувати науково-дослідні та конструкторські роботи. Сучасний літак є складною вартісною конструкцією, яка повинна економічно експлуатуватися протягом тривалого часу. Забезпечення високого ресурсу літака є важливим завданням.

Для досягнення високої надійності та економічності особлива увага приділяється технології виробництва та технологічності конструкції. Забезпечення високих експлуатаційних параметрів літаків нерозривно пов'язане із застосуванням у конструкціях планера та двигунів нових конструктивно-технологічних рішень, з їхньою оптимізацією та ефективною реалізацією у виробництві. Технологічний чинник у багатьох питаннях є визначальним, реалізація якого залежить від оптимізації конструкції на всіх етапах проектування і виготовлення. Конструкція технологічна, якщо за оптимальних витрат забезпечені необхідні льотно-технічні характеристики літака (високі аеродинамічні характеристики, необхідний ресурс тощо).

Заготівельно-штампувальне виробництво (ЗШВ) об'єднує комплекс операцій обробки металів тиском та супутніх операцій, призначених для виготовлення заготовок та деталей літака. У загальному технологічному процесі виготовлення літака заготівельно-штампувальне виробництво займає одне з провідних місць. У заготівельно-штампувальних цехах виготовляються деталі фюзеляжу літака, окремі частини якого є штамповарні або штампо-клепані конструкції. Більшість деталей фюзеляжу літака виготовляється з листового матеріалу та пресованих профілів методами холодного штампування.

Заготівельно-штампувальне виробництво займає одне із провідних місць за обсягом реалізації в конструкціях літаків та за їхнього серійного виробництва. Від якості виготовлення деталей у заготівельно-штампувальних цехах залежить значною мірою якість та трудоміст-

кість складальних робіт, а також якість та надійність літака. Трудомісткість заготівельно-штампувальних робіт становить 14 – 18 % [1]. В авіабудуванні методами ЗШВ виготовляють 60–70 % деталей [1].

У літакобудуванні підвищення ефективності виробництва нерозривно пов'язані з удосконаленням його технологічної підготовки. При освоєнні випуску нових літаків на підготовку виробництва припадає 50-60% загального часу (тривалість циклу підготовки — 5 – 6 років). Зокрема, трудомісткість підготовки ЗШВ становить 12 – 16%. Скорочення тривалості виготовлення дослідних зразків та підготовки серійного виробництва нових літаків є найважливішим завданням.

В Україні [2] першою найбільшою публікацією, присвяченою питанням кількісної оцінки технологічності конструкції, стала робота В. В. Іванова [3]. Як основні показники технологічності конструкції автор пропонує трудомісткість та коефіцієнт використання матеріалу. Крім тих критеріїв, використовується велика кількість додаткових показників, для розрахунків яких потрібні додаткові трудовитрати.

У процесі реалізації комплексу науково-технічного забезпечення ЗШВ на стадії проектування типових елементів конструкції виникає низка важливих та складних проблем. Однією з таких проблем є забезпечення експлуатаційної надійності літака за високої технологічності його конструкції. Це дозволяє максимально зменшити обсяг доробок конструкції літака після завершення проектних робіт та в період його експлуатації.

У зв'язку з цим актуальною є проблема обґрунтування критерію врахування ресурсу на стадії проектування типових елементів авіаконструкцій для аналізу ефективності технологічних процесів ЗШВ [4]. Давно відомо про вплив технології виготовлення деталі на її статичну міцність та ресурс [5, 6]. Проведені дослідження з вивчення властивостей матеріалів, що використовуються у ЗШВ, та розробки методик оцінки окремих складових ЗШВ [1–18]. Однак методики кількісного врахування залишкових технологічних напружень відсутні.

Метою роботи є розробка критерію ефективності технологічного процесу ЗШВ, що враховує ресурс деталі в експлуатації

Розробку критерію ефективності технологічного процесу ЗШВ, що враховує ресурс деталі в експлуатації починаємо з методу [7] оцінки допустимої напруженості деталей авіаконструкцій, що виникає за її виробництві чи ремонті. Під напруженістю в точці розуміється відносна величина напруженого стану, що діє в ній, віднесеного до меж статичної міцності в загальному випадку ортотропного матеріалу, і описуваного критерієм Хілла [8]:

$$\frac{\sigma_x^2}{\sigma_{ax}^2} - \frac{\sigma_x \sigma_y}{\sigma_y^2} + \frac{\sigma_y^2}{\sigma_{ay}^2} + \frac{\tau_{xy}^2}{\sigma_{axy}^2} = \Psi, \quad (1)$$

де σ_{ax} , σ_{ay} , τ_{axy} - межі статичної міцності матеріалу в напрямку осей x і y площині xOy , σ_x , σ_y , τ_{xy} - напруги, що діють в точці; $\Psi \leq 1$ - напруженість у точці.

Якщо знехтувати волокнистою структурою матеріалу при штампуванні і вважати його ізотропним, то (1) призводить до виразу, що відповідає четвертій (енергетичній) теорії міцності [9, 10]:

$$\sqrt{\frac{\sigma_x^2 - \sigma_x \sigma_y + \sigma_y^2 + 3\tau_{xy}^2}{\sigma_e^2}} = \Psi. \quad (2)$$

Вважається, що у деякій характерній для деталі системі координат x , y фіксуються компоненти експлуатаційних напружень σ_{xe} , σ_{ye} , τ_{xye} і постійні компоненти напружень технологічного походження (спадковості) σ_{xm} , σ_{ym} , τ_{xym} , що не релаксуються в процесі всього періоду експлуатації літака. Компоненти σ_{xe} , σ_{ye} , τ_{xye} змінюються в залежності від зовнішніх впливів на літак, тобто від нормованих випадків навантаження відповідно до чинних в авіабудуванні

норм. Тоді в цій системі координат будуть діяти суми алгебри компонентів $(\sigma_{xe} + \sigma_{xm})$ і $(\sigma_{ye} + \sigma_{ym})$, $(\tau_{xye} + \tau_{xym})$, відомі для кожного конкретного випадку.

У цьому випадку замість формули (2) для експлуатаційного стану без залишкової технологічної напруги, яка характеризується напруженістю Ψ_e , запишемо:

$$\sqrt{\frac{\sigma_{xe}^2 - \sigma_{xe}\sigma_{ye} + \sigma_{ye}^2 + 3\tau_{xye}^2}{\sigma_6^2}} = \Psi_e. \quad (3)$$

і для експлуатаційного стану з технологічною спадковістю, що характеризується напруженістю Ψ_{em} ,

$$\sqrt{\frac{(\sigma_{xe} + \sigma_{xm})^2 - (\sigma_{xe} + \sigma_{xm})(\sigma_{ye} + \sigma_{ym}) + (\sigma_{ye} + \sigma_{ym})^2 + 3(\tau_{xye} + \tau_{xym})^2}{\sigma_6^2}} = \Psi_{em}. \quad (4)$$

Відповідно до сучасних уявлень про витривалість конструкційних матеріалів [10] встановлено, що тріщини розташовуються поперек розтягувальної головної напруги (найбільшої), тобто відповідальними за виникнення та розвиток тріщин є переважно розтягувальні головні напруги, проте при двовісному (пласкому) напруженому стані має місце зниження межі витривалості [9, 10].

Головні напруги, що розтягують і стискають, визначаються за відомою формулою [9, 10]

$$\sigma_{1,2em} = \frac{(\sigma_{xe} + \sigma_{xm}) + (\sigma_{ye} + \sigma_{ym})}{2} + \frac{1}{2} \sqrt{[(\sigma_{xe} + \sigma_{xm}) - (\sigma_{ye} + \sigma_{ym})]^2 + 4(\tau_{xye} + \tau_{xym})^2}. \quad (5)$$

При цьому кут повороту осі x , відповідний головній розтягувальній напрузі, визначається зі співвідношення

$$\operatorname{tg} 2\alpha = \frac{2(\tau_{xye} + \tau_{xym})}{[(\sigma_{xe} + \sigma_{xm}) - (\sigma_{ye} + \sigma_{ym})]}. \quad (6)$$

Якщо система координат x', y' , в яких діють залишкові технологічні напруги x_i, y_i , не збігається із системою координат експлуатаційного напруженого стану на кут φ щодо осі x , то компоненти напружень $\sigma_{xm}, \sigma_{ym}, \tau_{xym}$ у формулах (4) — (6) повинні визначатися за залежностями:

$$\begin{aligned} \sigma_{xm} &= \sigma_{x'm} \cos^2 \varphi + \sigma_{y'm} \sin^2 \varphi - \tau_{x'y'm} \sin 2\varphi; \\ \sigma_{ym} &= \sigma_{x'm} \sin^2 \varphi + \sigma_{y'm} \cos^2 \varphi - \tau_{x'y'm} \sin 2\varphi; \\ \tau_{xym} &= (\sigma_{x'm} - \sigma_{y'm}) \sin \varphi \cos \varphi - \tau_{x'y'm} \cos 2\varphi. \end{aligned} \quad (7)$$

У роботі [11] залежно від типу конструкції, що визначається ступенем її відповідальності в літаку, визначено максимальні значення допустимої напруженості деталі, яка обумовлена технологією її виготовлення [Ψ_m]:

для слабо навантажених [Ψ_m]_{сл.н} ≤ 0,33 при 0 ≤ $\Psi_{есл.н}$ ≤ 0,223;

для середньо навантажених [Ψ_m]_{ср.н} ≤ 0,223 при 0 < $\Psi_{еср.н}$ ≤ 0,33;

для сильно навантажених [Ψ_m]_{с.н} ≤ 0,06 при 0,33 < $\Psi_{ес.н}$ ≤ 0,75.

У разі багатоциклового навантаження використовується методика роботи [11], проте вона вимагає врахування зниження межі статичної міцності. Так, межа витривалості Д16Т вчетверо

нижче статичної межі міцності у разі одновісного навантаження гладкого зразка при симетричному циклі, а реальної конструкції — в 20–40 разів [12]. Для забезпечення $\Psi_m \leq 1$ при збереженні співвідношень діючих компонентів напруги, що визначаються зовнішніми навантаженнями на літак, з урахуванням залежності зниження статичної межі міцності при багатоцикловому навантаженні необхідно знизити допустиму напруженість деталі Ψ_{em} , а, отже, і $[\Psi_m]$.

Для слабо навантажених деталей виправдано зберегти значення $[\Psi_m]_{сл.н}^y$ та діапазон зміни $\Psi_{е.сл.н}^y$ такими, як і при статичному навантаженні.

Для середньо навантажених деталей, приймаючи, що середня межа міцності з урахуванням числа циклів відповідного ресурсу літака не перевищує $0,5 \sigma_\epsilon$, отримуємо $[\Psi_m]_{ср.н}^y \leq 0,111$; $0 \leq \Psi_{е.ср.н}^y \leq 0,165$.

Для сильно навантажених деталей, вважаючи, що середня межа міцності з урахуванням числа циклів, відповідного ресурсу літака, не перевищує $0,2 \sigma_\epsilon$ [13], отримуємо $[\Psi_m]_{ср.н}^y \leq 0,01$; $0,066 \leq \Psi_{е.ср.н}^y \leq 0,15$.

Отримані значення межової напруженості можуть бути вихідними якісними критеріями аналізу ефективності технологічних процесів ЗШВ з урахуванням забезпечення ресурсу. Однак для остаточного висновку про ефективність конкретного процесу необхідні точніші критерії.

Прогнозування витривалості (довговічності) деталі конструкції літака засноване на аналізі кривих Веллера [8], отриманих в результаті експериментальних випробувань зразків з конкретного матеріалу при певному вигляді циклічного навантаження. При цьому щоб уникнути подвійного врахування напруженого стану технологічного походження, зразки повинні виготовлятися з матеріалу в стані поставки.

На витривалість, як зазначалося, істотно впливають ступінь двовісності напруженого стану, і навіть частота навантаження, симетрія циклу, програма багатоциклового навантаження конструкції [11, 14, 15, 16].

Криві витривалості для j -го циклу можна описати рівняннями [17]

$$\begin{aligned}\sigma_j &= \bar{\sigma}_N + a_1 (\log N_j)^{-\alpha_1} \text{ при } \dots m = 0; \\ \sigma_j &= \bar{\sigma}_N + a_2 (\log N_j)^{-\alpha_2} \text{ при } \dots m = 1,\end{aligned}\quad (8)$$

де σ_j – межа витривалості матеріалу з урахуванням N_j циклів; $m = \frac{\sigma_2}{\sigma_1}$ – ступінь двовісності напруженого стану ($|\sigma_1| > |\sigma_2|$), $\bar{\sigma}_N$, $\bar{\sigma}_N$, a_1 , a_2 , α_1 , α_2 – параметри рівнянь, що визначаються експериментально.

Вважаючи, що залежність $\sigma_j = f(m)$ має вигляд

$$\sigma_j = \sigma_{m=0} - km, \quad (9)$$

де k – коефіцієнт пропорційності,

$$k_{m=0} = \sigma_{m=0} - \sigma_{m=1}, \quad (10)$$

з урахуванням (8) можна записати:

$$\sigma_j = \bar{\sigma}_N [1 - m(1 - b)] + a_1 (\log N_j)^{-\alpha_1} [1 - m(1 - c)], \quad (11)$$

де b , c – коефіцієнти; j – число циклів навантаження, що відповідає руйнівному напруженню.

З урахуванням експериментальних даних, отриманих у роботі [15] для сплавів Д16АТ, АМГ6-БМ, АК4-1Т1, отримаємо залежність

$$4,28 \log \sigma_j = 10,55(1 - 0,3m) - \log N_j(1 - 0,5m). \quad (12)$$

Розв'язуючи (12) щодо ресурсу деталі в критичній точці отримуємо для деталі з технологічною спадковістю

$$N_{jee} = 10^{\left[10,55 \left(\frac{1-0,3m_{em}}{1-0,5m_{em}} \right) - 4,28 \log \frac{\sigma_{1em}}{10} \right]}. \quad (13)$$

Аналогічну залежність можна записати для N_{je} , замінюючи у правій частині σ_{1em} на σ_{1e} .

Тоді коефіцієнт можливого зниження ресурсу при j -му типі циклічного навантаження внаслідок технологічної спадковості можна подати у вигляді:

$$k_{mj} = \frac{N_{jee}}{N_{je}}. \quad (14)$$

Якби в процесі експлуатації даної деталі мав місце лише один вид циклів ($j = 1$), то критерієм врахування ресурсу на стадії проектування типових елементів авіаційних конструкцій при аналізі ефективності технологічних процесів ЗШВ можна вважати вираз

$$\max \left\{ k_{mj} = \frac{N_{jee}}{N_{je}} \right\}. \quad (15)$$

де i – індекс технологічного процесу.

Як приклад розглянемо нижню панель крила літака з алюмінієвого сплаву, для якого відомо [13], що зниження середнього експлуатаційного напруження від 100 до 90 МПа призводить до збільшення ресурсу в 1,8 рази. Початковий матеріал Д16Т має $\sigma_s = 450$ МПа. У роботі [15] наведено дані про рівні діючих напружень у нижніх панелях центроплану крила: наприклад, для літака Ан-10 $\sigma_{x \max} = 375$ МПа, для літака Іл-18 та Ту-104 $\sigma_{x \max} = 320 \dots 330$ МПа.

У табл. 1 наведені дані розрахунку довговічності за описаною вище методикою для ряду умовних технологічних процесів, що відрізняються рівнем напружень і характером напруженого стану.

Аналіз результатів табл. 1 показує:

1. Зниження експлуатаційних напружень від 100 до 90 МПа при несприятливій технологічній спадковості (при $\sigma_{xm} = 55$ МПа $\sigma_{ym} = 15$ МПа) збільшує ресурс деталі в 1,4 рази. Зниження експлуатаційних напружень цього ж значення за відсутності технологічної спадковості збільшує ресурс в 1,57 рази.

Ці дані дуже задовільно узгоджуються з результатами роботи [13].

2. Наявність $\sigma_{ym} \geq \sigma_{xm}$ завжди призводить до суттєвого збільшення ресурсу ($k_T > 1$), що свідчить про раціональність технологічних процесів.

3. Наявність дотичних напружень в експлуатаційному напруженому стані за інших однакових умов технологічної спадковості призводить до істотного зниження ресурсу.

4. Технологічна спадковість, що відповідає рівням напруженості $[\Psi_m]_{ср.н}^y$ і $[\Psi_m]_{с.н}^y$ практично не знижує ресурсу ($k_T = 1 \dots 1,1$), що свідчить про обґрунтованість рекомендованих вище регламентів з технологічної напруженості.

Деталь у реальному літаку у різних випадках навантаження має різний експлуатаційний напружено-деформований стан, кожному з яких відповідає регламентована для конкретного ресурсу літака кількість циклів навантаження.

Таблиця 1

Розрахунок довговічності

Експлуатаційні напруження			Технологічні напруження		Головні напруження				m_e	m_{et}	$N_e \times 10^6$	$N_{et} \times 10^6$	k_T
σ_{xe}	σ_{ye}	τ_{xue}	σ_{xm}	σ_{ym}	σ_{1e}	σ_{2e}	σ_{1em}	σ_{2em}					
МПа													
200	0	0	10	54	200	0	210	54	0	0,26	0,10	0,33	3,3
			15	55	200	0	215	55	0	0,26	0,10	0,3	3,0
			10	10	200	0	210	10	0	0,05	0,10	0,1	1,0
90	0	0	54	15	200	0	254	15	0	0,06	0,10	0,05	0,5
			10	54	90	0	100	54	0	0,54	2,92	64,7	23,4
			15	55	90	0	105	55	0	0,52	2,92	47,5	16,2
100	0	0	55	15	90	0	145	15	0	0,10	2,92	0,64	0,2
			19	10	90	0	100	10	0	0,10	2,92	3,1	1,1
			10	54	100	0	110	54	0	0,47	1,86	28,1	15,0
100	0	0	15	55	100	0	115	55	0	0,48	1,86	21,7	11,6
			55	15	100	0	135	15	0	0,97	1,86	0,5	0,25
			10	10	100	0	110	10	0	0,09	1,86	2,0	1,1
300	0	0	10	54	300	0	310	54	0	0,17	0,02	0,04	2,2
			54	10	300	0	354	10	0	0,03	0,02	0,01	0,6
			10	10	300	0	310	10	0	0,03	0,02	0,02	1,0
100	30	30	10	54	108	-8	123	41	-0,1	0,33	0,92	5,2	5,7
			54	10	108	-8	160	9	-0,1	0,06	0,92	0,3	0,4
			10	10	108	-8	118	2	-0,1	0,01	0,92	1,0	1,0

Аналіз впливів на літак дозволяє нормувати розрахункові блоки впливів з регламентованими рівнями напружень, що діють і при яких прогнозується сумарне число до руйнування конструкції.

Для аналізу ефективності матеріалу та впливу технології виготовлення (передісторії) деталі необхідні такі вихідні дані [13]: блок навантажень, що відображає типовий політ (рис. 1); напружений стан у критичних точках деталі в експлуатації з урахуванням технологічних залишкових напружень; якість конструкції у найбільш несприятливій зоні, що характеризується ефективним коефіцієнтом концентрації напружень K_{ef} ; криві Веллера, побудовані за певного виду асиметрії циклів.

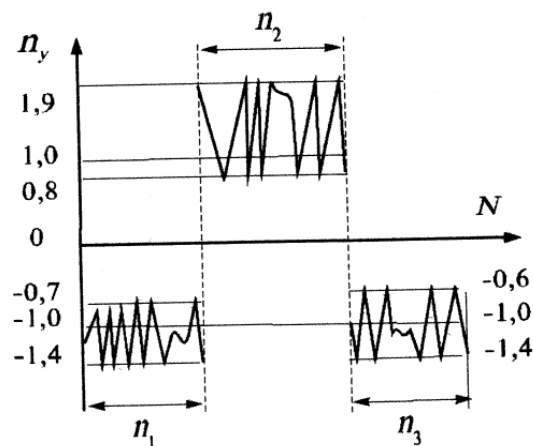


Рис. 1. Типовий програмний блок циклового навантаження літака у польоті

Всі ступені програмного блоку (рис. 1) приводяться до певної кількості еквівалентних пульсуючих циклів n_e . Приймається, що n_e створює таку ж ушкоджувальність конструкції в критичній точці, що й один програмний блок.

У блоці навантажень виділяється один повний (оригінальний) цикл від мінімального до максимального напруження з усіх наявних у заданому блоці (пунктирна лінія).

Приведення довільного циклу навантаження до еквівалентного пульсуючого залежно від ступеня асиметрії циклу навантаження $r = \frac{\sigma_{\min}}{\sigma_{\max}}$ здійснюється за формулами

$$\text{для } -1 < r < 1 \quad \sigma_e = \sqrt{\sigma_{\max}(\sigma_{\max} - \sigma_{\min})}; \quad (16)$$

$$\text{для } r < -1 \quad \sigma_e = 0,84\sigma_{\max} - 0,56\sigma_{\min}; \quad (17)$$

де σ_{\max} , σ_{\min} – головні напруження, які визначаються з розрахунку конструкції на статичне навантаження вибирається основний ступінь міцності за формулою (5), причому $\sigma_{\max} = \sigma_2$, $\sigma_{\min} = \sigma_2$.

Після визначення σ_{ei} для всіх ступенів навантаження вибирається основний ступінь з найбільшою часткою ушкоджувальності, до якої приводяться всі інші:

$$n_e = n_{\text{осн}} + n_1 \left(\frac{\sigma_{ei}}{\sigma_{\text{еосн}}} \right)^4 + \dots + n_k \left(\frac{\sigma_{ek}}{\sigma_{\text{еосн}}} \right)^4, \quad (18)$$

де $n_{\text{осн}} = 1$, якщо як основний ступінь навантаження взятий повний цикл; n_i – число циклів у кожному з наведених ступенів програмного блоку.

Якщо дійсне число циклів j -го типу n_j , то витривалість деталі визначається однією з гіпотез підсумовування, серед яких найбільшого поширення набула лінійна [12]:

$$\sum_{j=1}^k \frac{n_j}{N_j} = 1. \quad (19)$$

Звідси випливає, якщо дійсне число циклів хоча б одного j -го типу перевищує відповідне межове, то права частина вже більше одиниці і відбудеться руйнування.

Тому для визначення можливості деталі забезпечити регламентований ресурс необхідно:

- 1) сформулювати всі типові програмні блоки циклічного навантаження;
- 2) визначити (регламентувати) потрібну в експлуатації кількість еквівалентних циклів $n_{\text{јекв}}$ кожного з j програмних блоків;
- 3) для кожного з програмних блоків визначити межову кількість циклів $N_{\text{јекв}}$;
- 4) переконатися, що кожен із програмних блоків має місце нерівність $n_{\text{јекв}}/N_{\text{јекв}} \leq 1$;
- 5) у разі $n_{\text{јекв}}/N_{\text{јекв}} \geq 1$ посилити деталь та знову провести процедури пп. 3 та 4;
- 6) перевірити відповідність витривалості деталі за весь термін експлуатації прийнятої гіпотези підсумовування ушкоджень.

При аналізі впливу залишкових технологічних напружень необхідно враховувати той факт, що технологічні напруження враховувати той факт, що технологічні напруження можуть по-різному впливати на ресурс деталі, наприклад в i -му програмному блоці може виявитися

$k_{mj} = \frac{N_{\text{јекв}}}{N_{\text{је}}} < 1$, тоді як в j -му $k_{mj} = \frac{N_{\text{јекв}}}{N_{\text{је}}} > 1$. У зв'язку з цим виправдано запровадження таких

параметрів:

$$\chi_e = \sum_{j=1}^k \frac{n_j}{N_j}, \chi_e \leq 1, \quad (20)$$

$$\chi_{emm} = \sum_{j=1}^k \left(\frac{n_j}{N_{jem}} \right)_i; \quad (21)$$

де χ_e – безпечний коефіцієнт ушкоджуваності деталі під час експлуатації за відсутності в ній технологічної спадковості; χ_{em} – коефіцієнт пошкоджуваності за весь термін експлуатації деталі з технологічною спадковістю; i – індекс технологічного процесу виготовлення деталей.

Якщо $\chi_{emm} > 1$, технологічний процес виготовлення деталі не відповідає критерію забезпечення ресурсу і не може бути рекомендований без відповідного доопрацювання.

Якщо $\chi_{emm} \leq 1$, то:

$$(\chi_{em})_{opt} = \min \{ \chi_{emm} \}. \quad (22)$$

Вираз (22) є критерієм ефективності технологічного процесу ЗШВ, що враховує ресурс деталі в експлуатації.

Таким чином, проведений вище аналіз дозволяє зробити такі висновки.

ВИСНОВКИ

1. Отримано гранично допустимі значення напруженості для слабо, середньо та сильно навантажених деталей конструкції, що піддаються багатоциклового навантаженню в процесі експлуатації літака. Ці значення напруженості можуть використовуватися як критерії прийнятності технологічного процесу ЗШВ або слугувати засадою його доопрацювання, що забезпечує зниження до допустимого рівня залишкових технологічних напружень.

2. Запропоновано критерій ефективності технологічного процесу ЗШВ, що враховує ресурс деталі в експлуатації. Цей критерій дозволяє вибрати оптимальний технологічний процес, а також провести для ранжованого ряду $\chi_{eti} \leq 1$ комплексний аналіз раціональності технологічного процесу за прийнятими критеріями технологічності та економічної ефективності.

3. Запропонований критерій є досить загальним, оскільки ґрунтується на широко поширеній наразі лінійній гіпотезі підсумовування ушкоджень, він принципово не залежить від виду самої гіпотези і легко може бути адаптований до тієї, яка отримала найкраще експериментальне підтвердження для умов експлуатації літака та деталей, виготовлених із певного виду матеріалів.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Бычков С. А., Павлов И. В., Сухов В. В. Количественная оценка заготовительно-штамповочного производства. УкрНИИАТ. 1996. 4 с. *Деп. в ГНТБ України* 17.12.96. № 276-Укр96.
2. Сухов В. В. Количественная оценка технологичности изделий в работах исследователей. УкрНИИАТ, 1996. 6 с. *Деп. в ГНТБ України* 02.12.96. № 234-Укр96.
3. Иванов В. В. Технологичность конструкций – резерв производства. Харьков: Прапор. 1968. 84 с.
4. Сухов В. В. Учет ресурса при оптимизации конструктивно-технологических параметров деталей. *Информация та нові технології*. 1997. 1. С. 27–29.
5. Бронз Л. Д. Технология и обеспечение ресурса самолетов. Москва: Машиностроение. 1986. 184 с.
6. Одинг И. А. Допустимые напряжения в машиностроении и циклическая прочность металлов. Москва: Машиностроение. 1962. 185 с.
7. Гайдачук В. Е. О допустимом уровне напряженности деталей авиаконструкций, возникающей при их производстве или ремонте упругим деформированием. *Самолетостроение. Техника воздушного флота*. 1987. 54. С. 79–83.
8. Хилл Р. Теория механических свойств волокнистых композитных материалов. *Механика*. 1966. 2. С. 131–149.

9. Шваб'юк В. І. Опір матеріалів: Підручник. Київ: Знання. 2016. 400 с.
10. Bhavikatti S. S. Strength of materials. Fourth edition. Vikas Publishing House. 2013. 483 p.
11. Иванков И. Е. К вопросу долговечности авиационных конструкций. Рига: РКИИГА. 1971. 7. С. 82–84.
12. Гудков А. И., Лемашов П. С. Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов. Москва: Машиностроение. 1987. 470 с.
13. Гасснер Е., Якоби Г. Испытание на выносливость с целью определения допустимых расчетных напряжений в нижней панели крыла транспортного самолета. *Сб. ЦАГИ*. 1965. 146. С. 18–19.
14. Стефанов Р. И. Выносливость тонколистовых алюминиевых сплавов Д16Т и АМГ6-БМ при линейном и плоском напряженном состоянии в условиях высокочастотного нагружения. *Проблемы прочности*. 1977. 7. С. 55–57.
15. Кулешов Д. Я. Влияние частоты нагружения на выносливость легких сплавов. *Сб. Работ по выносливости авиационных конструкций*. Москва: ЦАГИ. 1972. 1419. С. 79–81.
16. Редковец Н. Ф. К вопросу о выборе параметров программ усталостных испытаний деталей самолетных конструкций. *Сб. Прочность и долговечность авиационных конструкций*. Киев: КИИГА. 1965.
17. Степанов М. Н., Гиацинтов Е. В. Усталость легких конструкционных сплавов. Москва: Машиностроение. 1973. 128 с.

REFERENCES

1. Bychkov S.A., Pavlov I.V., Sukhov V.V. Quantitative assessment of blanking and stamping production. UkrNIIAT. 1996. 4 p. *Dep. in the State scientific and technical library of Ukraine* 12.17.96, No. 276-Ukr96. (in Russian).
2. Sukhov V.V. Quantitative assessment of manufacturability of products in the works of researchers. UkrNIIAT, 1996. 6 p. *Dep. in the State scientific and technical library of Ukraine* 02.12.96, No. 234-Ukr96. (in Russian).
3. Ivanov V.V. The manufacturability of structures is a reserve of production. Kharkov: Prapor, 1968. 84 p. (in Russian).
4. Sukhov V.V. Accounting for the resource when optimizing the design and technological parameters of parts. *Information and new technologies*. 1997. 1, pp. 27 - 29. (in Russian).
5. Bronze L.D. Technology and maintenance of the aircraft resource. Moscow: Mashinostroenie. 1986. 184 p. (in Russian).
6. Oding. I.A. Permissible stresses in mechanical engineering and cyclic strength of metals. Moscow: Mashinostroenie. 1962. 185 p. (in Russian).
7. Gaidachuk V.E. On the permissible level of tension of aircraft structure parts arising during their production or repair by elastic deformation. *Samoletostroenie. Aircraft technology*. 1987. 54, pp. 79-83. (in Russian).
8. Hill R. Theory of mechanical properties of fibrous composite materials. *Mechanics*. 1966. 2, pp. 131–149. (in Russian).
9. Shvab'yuk V.I. Strength of materials. Kyiv: Znannya. 2016. 400 p. (in Ukrainian).
10. Bhavikatti S.S. Strength of materials. Fourth edition. Vikas Publishing House. 2013. 483 p.
11. Ivankov I.E. On the issue of durability of aircraft structures. Riga: RKIIGA. 1971. 7, pp. 82-84. (in Russian).
12. Gudkov A.I., Lemashov P.S. External loads and strength of aircraft. Moscow: Mashinostroenie. 1987. 470 p. (in Russian).
13. Gassner E., Jacobi G. Endurance test to determine the allowable design stresses in the lower wing panel of a transport aircraft. *Sat. TsAGI*. 1965. 146, pp. 18-19. (in Russian).
14. Stefanov R.I. Endurance of thin-sheet aluminum alloys D16T and AMG6-BM under linear and plane stress state under high-frequency loading. *Problems of strength*. 1977. 7, pp. 55-57. (in Russian).
15. Kuleshov D.Ya. Influence of loading frequency on the endurance of light alloys. *Sat. Works on the endurance of aircraft structures*. Moscow: TsAGI. 1972. 1419, pp. 79-81. (in Russian).
16. Redkovets N.F. To the question of the choice of parameters for fatigue testing programs for parts of aircraft structures. *Sat. Strength and durability of aircraft structures*. Kyiv: KIIGA. 1965. (in Russian).
17. Stepanov M.N., Giatsintov E.V. Fatigue of light structural alloys. Moscow: Mashinostroenie. 1973. 128 p. (in Russian).

Sukhov V., Kabanyachyi V. Resource assessment of details at the design stage and analysis of technological processes efficiency of blanking and punching production

The criterion for evaluating the technological process efficiency of blanking and punching production, which takes into account of the operation part resource, is developed in article. The criterion was developed on the basis of the assessing method of the allowable tension of aircraft structure parts that occurs during its production or repair. The tension at a point was understood as the relative value of the stress state acting on it, referred to the limits of static strength in the general case of an orthotropic material, and described by Hill's criterion. In accordance with modern ideas about the durability of structural materials, it was assumed that cracks are located across the main tensile stress (the largest), that is, mainly tensile main stresses are responsible for the appearance and development of cracks. Maximum allowable stress values for weakly, moderately and strongly stressed structural parts subjected to multi-cycle loading during aircraft operation were obtained. These stress values can be used as criteria for the acceptability of the

technological process of blanking and punching production or serve as the basis for its refinement, which ensures a reduction to an acceptable level of residual technological stresses. The proposed criterion of the technological process efficiency of the blanking and punching production, which takes into account the operation part resource, allows to choose the optimal technological process, as well as to conduct a comprehensive analysis of technological process rationality according to the accepted criteria of manufacturability and economic efficiency. The proposed criterion is quite general, as it is based on the currently widespread linear hypothesis of damage summation, it is fundamentally independent of the type of hypothesis itself and can easily be adapted to the one that received the best experimental confirmation for the operating conditions of the aircraft and parts made of a certain type of materials.

Key words: blanking and punching production, technological process, efficiency evaluation criterion, part resource, part tension.

Сухов В. В., Кабанячий В. В. Оценка ресурса деталей на стадии проектирования и анализ эффективности технологических процессов заготовительно-штамповочного производства

В работе разработан критерий оценки эффективности технологического процесса заготовительно-штамповочного производства, учитывающий ресурс детали в эксплуатации. Критерий разрабатывался на основе метода оценки допустимой напряженности деталей авиаконструкций, возникающего при ее производстве или ремонте. Под напряженностью в точке понималась относительная величина действующего в ней напряженного состояния, отнесенная к границам статической прочности в общем случае ортотропного материала, и описанная критерием Хилла. Согласно современным представлениям о выносливости конструкционных материалов принималось, что трещины располагаются поперек растягивающего главного напряжения (наибольшего), то есть ответственными за возникновение и развитие трещин преимущественно растягивающие главные напряжения. Получены предельно допустимые значения напряженности для слабо, средне и сильно напряженных деталей конструкции, подвергающихся многоцикловой нагрузке в процессе эксплуатации самолета. Эти значения напряженности могут использоваться в качестве критериев приемлемости технологического процесса заготовительно-штамповочного производства или служить основой его доработки, что обеспечивает снижение до допустимого уровня остаточных технологических напряжений. Предлагаемый критерий эффективности технологического процесса заготовительно-штамповочного производства, учитывающий ресурс детали в эксплуатации, позволяет выбрать оптимальный технологический процесс, а также провести комплексный анализ рациональности технологического процесса по принятым критериям технологичности и экономической эффективности. Предлагаемый критерий является достаточно общим, поскольку основывается на широко распространенной линейной гипотезе суммирования повреждений, он принципиально не зависит от вида самой гипотезы и легко может быть адаптирован к той, которая получит наилучшее экспериментальное подтверждение для условий эксплуатации самолета и деталей, изготовленных из определенного вида материалов.

Ключевые слова: заготовительно-штамповочное производство, технологический процесс, критерий оценки эффективности, ресурс детали, напряженность детали.

Сухов Віталій Вікторович – д-р техн. наук, професор, НТУУ "КПІ ім. Ігоря Сікорського"

Sukhov Vitaly – Dr. Tech. Sciences, Professor, NTUU "I. Sikorsky KPI"

Сухов Виталий Викторович – д-р техн. наук, професор, НТУУ "КПІ ім. Ігоря Сікорського"

E-mail: sykhovkpi@gmail.com

ORCID: 000-0002-4151-605X

Кабанячий Володимир Володимирович – д-р техн. наук, НТУУ "КПІ ім. Ігоря Сікорського"

Kabaniachyi Volodymyr – Dr. Tech. Sciences, NTUU "I. Sikorsky KPI"

Кабанячий Владимир Владимирович – д-р техн. наук, НТУУ "КПІ ім. Ігоря Сікорського"

E-mail: v.kabaniachyi@kpi.ua

ORCID: 0000-0003-0170-3923

НТУУ "КПІ ім. Ігоря Сікорського" – Національний технічний університет України "Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського", м. Київ

NTUU "I. Sikorsky KPI" – National Technical University of Ukraine "Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute", Київ

НТУУ "КПІ ім. Ігоря Сікорського" – Национальный технический университет Украины "Киевский политехнический институт имени Игоря Сикорского", г. Киев

Стаття надійшла до редакції 10.06.22 р.