



## Zarys metody określania trwałości resztkowej elementów konstrukcji statku powietrznego, uszkodzonych w wyniku trafienia pociskami penetrującymi

MICHAŁ JASZTAŁ

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki,  
Instytut Techniki Lotniczej,  
00-908 Warszawa, ul. S. Kaliskiego 2

**Streszczenie.** Prezentowana praca dotyczy problemu oceny trwałości resztkowej elementów konstrukcji statku powietrznego, uszkodzonych pociskami penetrującymi przeciwnika. Dokonano analizy fizyki niszczenia wybranych elementów konstrukcyjnych pod wpływem pocisków penetrujących. Następnie został stworzony deterministyczny opis zmiany wytrzymałości doraźnej oraz zmęczeniowej elementów konstrukcyjnych, powstałej po trafieniu pociskami penetrującymi. W analizie wytrzymałości zmęczeniowej został wykorzystany opis prędkości pęknięcia zmęczeniowego dla materiałów liniowo sprężystych oparty na zależności Parisa, natomiast prędkość pęknięcia zmęczeniowego w materiałach nieliniowo sprężystych opisana została za pomocą całki  $J$ . Efektem końcowym pracy było opracowanie metody szacowania trwałości resztkowej uszkodzonych elementów konstrukcji statku powietrznego. Prezentowane opracowanie zawiera również weryfikację opracowanej metody oceny trwałości resztkowej na podstawie danych rozwoju pęknięć zmęczeniowych w elementach płatowca, uzyskanych w procesie eksploatacji statków powietrznych.

**Słowa kluczowe:** elementy konstrukcji statku powietrznego, wytrzymałość doraźna, wytrzymałość zmęczeniowa, trwałość resztkowa

**Symbol UKD:** 623.746-192

### 1. Wstęp

Liczne przykłady działań lotniczych w dotychczasowych konfliktach zbrojnych świadczą o tym, że nadrzędnym celem eksploatacji wojskowej techniki lotniczej, w tym także statków powietrznych, jest uzyskanie wymaganych wskaźników

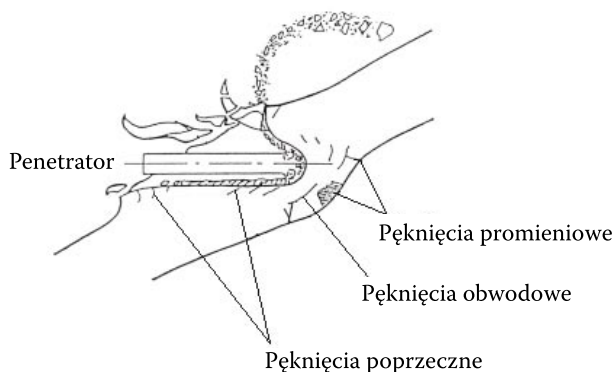
w zakresie ich użycia bojowego. Bardzo ważnym aspektem oceny efektywności eksploatacji wojskowych statków powietrznych jest ocena ich trwałości. W niniejszym opracowaniu skupiono uwagę na trwałości bojowej, rozumianej jako trwałość resztkowa wojskowego statku powietrznego, która jest określona czasem od chwili powstania w nim uszkodzeń spowodowanych środkami bojowymi przeciwnika do chwili jego ewentualnego zniszczenia. Trwałość resztkowa SP (statku powietrznego) w działaniach bojowych wynika bezpośrednio z jego odporności na uszkodzenia.

Przeprowadzona analiza literaturowa problemu oceny odporności SP na uszkodzenia wykazała, że istnieją dwa główne podejścia do rozwiązywania tego typu problemów. Pierwsze z nich to podejście doświadczalne, polegające na przeprowadzaniu prób poligonowych. Metoda ta posiada liczne zalety, związane z bardzo dobrym odzwierciedleniem rzeczywistych warunków bojowych, jednakże wymaga dużego nakładu środków do przygotowania odpowiednich stanowisk badawczych oraz określonej liczby eksploatowanych statków powietrznych do przeprowadzenia badań niszczących. Ocena odporności na uszkodzenia prowadzona m.in. przez specjalistów amerykańskich opiera się w dużej mierze na analizie informacji z pola walki i obejmuje opracowanie aktualnych raportów strat poniesionych w walce. Drugim podejściem do oceny odporności na uszkodzenia statku powietrznego jest teoretyczne rozwiązywanie tego problemu. Jednakże istniejące opracowania na ten temat nie dają kompleksowego oraz wyczerpującego opisu tego zagadnienia.

Na podstawie przeprowadzonej analizy stwierdzono, że istnieje potrzeba opracowania teoretycznej metody oceny trwałości resztkowej konstrukcji statku powietrznego, opartej na rzeczywistych zmianach własności jej elementów, wynikających z fizyki ich niszczenia przez środki bojowe przeciwnika. Ze względu na istnienie wielu różnorodnych skutków działania różnych typów środków bojowych, ocena trwałości resztkowej musi być przeprowadzona z uwzględnieniem konkretnego rodzaju oddziaływania środka bojowego. W niniejszej pracy została podjęta próba oceny trwałości resztkowej wybranych elementów konstrukcji statku powietrznego w oparciu o zagrożenie pociskami penetrującymi (penetratorami). Jako elementy decydujące o trwałości resztkowej konstrukcji statku powietrznego wybrane zostały główne elementy siłowe jego płatowca, takie jak: dźwigary, wręgi, żebra, podłużnice.

W pierwszym etapie pracy została dokonana analiza fizyki niszczenia elementów konstrukcyjnych statku powietrznego pod wpływem pocisków penetrujących. W jej wyniku stwierdzono, że przechodzeniu penetratora przez element konstrukcyjny towarzyszy powstawanie odkształcenia trwałego (otworu) w postaci przestrzeliny. Wokół przestrzeliny powstają również pęknięcia o kształcie oraz wielkości zależnych od rodzaju materiału penetratora i elementu, typu oraz pręd-

kości penetratora oraz kąta uderzenia. Mogą to być pęknięcia typu poprzecznego, promieniowego i obwodowego (rys. 1).



Rys. 1. Skutki uderzenia penetratora w element konstrukcyjny

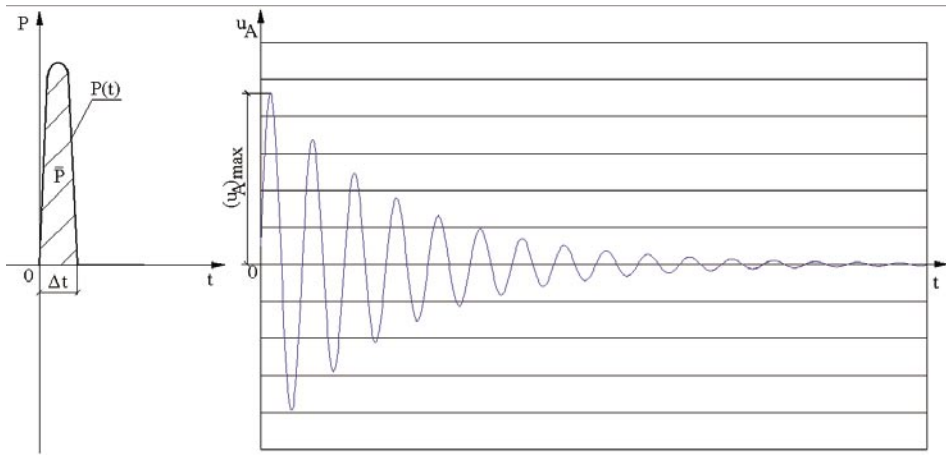
Badania doświadczalne wskazują, że duża szybkość obciążenia, z jaką mamy do czynienia w przypadku uderzenia penetratorem „przesuwa” własności materiału w kierunku kruchości. Oznacza to, że nawet w przypadku materiałów plastycznych możemy mieć do czynienia lokalnie, w miejscu oddziaływania obciążenia uderzeniowego, z pęknięciem kruchym. Zgodnie z wnioskami z przeprowadzonej analizy fizyki niszczenia elementu przez pocisk penetrujący, przyjmujemy, że ze względu na bardzo duże prędkości, obciążenia udarowe wokół przestrzelenia będą powodować pęknięcia kruche. Jednakże, po zakończeniu procesu penetracji charakter obciążenia działającego na powstałe pęknięcia ulega zmianie. Dlatego też obciążenia eksploatacyjne płatowca mogą powodować dalszy rozwój pęknięć w zależności od własności plastycznych materiału zarówno jako pęknięć kruchych, jak i plastycznych. Powstanie w elemencie konstrukcyjnym uszkodzeń w postaci przestrzelenia wraz ze wspomnianymi różnego rodzaju pęknięciami może prowadzić do jego doraźnego lub zmęczeniowego zniszczenia.

Przeprowadzona analiza wskazuje na potrzebę określenia zmian wytrzymałości doraźnej i zmęczeniowej, powstałych na skutek całości procesów niszczonego oddziaływania pocisku penetrującego na element konstrukcyjny. Stąd też w niniejszej pracy zostały opracowane opisy deterministyczne zmiany wytrzymałości doraźnej oraz zmęczeniowej elementów konstrukcyjnych statku powietrznego w przypadku trafień pociskami penetrującymi. Przy wykorzystaniu stworzonego w ten sposób analitycznego opisu rozpatrywanych zjawisk została opracowana metoda szacowania trwałości resztkowej elementów konstrukcji statku powietrznego, uszkodzonych pociskami penetrującymi.

## 2. Deterministyczny opis wytrzymałości doraźnej elementów konstrukcyjnych SP trafionych pociskami penetrującymi

### 2.1. Określenie naprężeń występujących w elemencie konstrukcyjnym w chwili trafienia pojedynczym pociskiem

Ze względu na złożony charakter procesu uderzenia pocisku w element konstrukcyjny, jego ścisłe ujęcie jest bardzo trudne. Przy szacowaniu wytrzymałości doraźnej konstrukcji posłużono się więc uproszczonymi schematami obliczeniowymi.



Rys. 2. Reakcja elementu konstrukcji przy obciążeniu siłą chwilową

Dążono do wyznaczenia maksymalnej wartości siły  $P_{\max}$  w elemencie sprężystym, która odpowiada maksymalnemu odkształceniu  $(u_A)_{\max}$  i która pozwoli nam na określenie naprężeń dynamicznych (udarowych)  $\sigma_d$ ,  $\tau_d$  w trafionym elemencie.

Sumując naprężenia dynamiczne  $\sigma_d$ ,  $\tau_d$  z naprężeniami eksploatacyjnymi  $\sigma_e$ ,  $\tau_e$ , otrzymamy naprężenia zastępcze  $\sigma_z$ ,  $\tau_z$ . Uwzględniając również spiętrzenie naprężeń wokół powstałej przestrzeliny przez zastosowanie współczynnika spiętrzenia naprężeń  $\alpha_k$ , otrzymano naprężenia maksymalne, które muszą być mniejsze od naprężeń dopuszczalnych dla danego materiału

$$\sigma_{\max} = \alpha_{k\sigma} \sigma_z \quad (1)$$

$$\sigma_{\max} \leq \sigma_{dop} \quad (2)$$

W następnym etapie pracy należy określić warunek wytrzymałościowy uwzględniający naprężenia powodujące niekontrolowany wzrost pęknięć powstałych wokół przestrzeliny w chwili trafienia pociskiem.

## 2.2. Rozwój pęknięć powstałych wokół przestrzeleny

Jak wynika z przeprowadzonej analizy fizyki niszczenia elementu przez pocisk penetrujący, duże prędkości zmiany obciążenia „przesuwają” własności materiału w kierunku kruchości. Większa ilość stanów naprężeń, niż przy małych prędkościach zmian, prowadzi do powstawania pęknięć kruchych. Dlatego też, zgodnie z założeniami pracy, przyjmujemy, że wokół przestrzeleny powstałej w elemencie konstrukcyjnym, w chwili przechodzenia penetratora będą w większości przypadków powstawać pęknięcia kruche. Rozpatrując wytrzymałość doraźną elementów konstrukcyjnych w aspekcie tych pęknięć, możemy zastosować kryterium Griffitha [4] dla makroskopowo kruchego pęknięcia w postaci

$$\sigma_{kryt} \approx \sqrt{\frac{2E\gamma}{\pi l_k}}, \quad (3)$$

gdzie:  $\sigma_{kryt}$  — krytyczna, tzn. minimalna wartość naprężenia powodującego niekontrolowany wzrost pęknięcia długości  $l_k$ ;

$E$  — moduł Younga;

$\gamma$  — powierzchniowa energia jednostkowa;

$l_k$  — krytyczna długość pęknięcia kruchego (w materiałach metalowych wzrasta do wartości rzędu milimetrów).

Wykonując badania doświadczalne, polegające na strzelaniu określonym typem pocisku do próbki wykonanej z materiału używanego w budowie płatowców SP, możemy określić w pewnym przybliżeniu średnią długość pęknięć  $\bar{l}$  powstających wokół przestrzeleny. Na tej podstawie, używając zależności Griffitha (3), możemy określić krytyczną wartość naprężeń, powyżej której pęknięcia wokół przestrzeleny rozwijają się samoistnie z prędkością rozchodzenia się dźwięku w danym materiale, powodując pęknięcie, a w rezultacie — zniszczenie elementu konstrukcji. Warunek wytrzymałości doraźnej elementu konstrukcji w aspekcie pęknięcia kruchego przybierze postać

$$\sigma_{max} < \sigma_{kryt}. \quad (4)$$

Podsumowując analizę wytrzymałości doraźnej elementu konstrukcji płatowca w przypadku trafienia go pociskiem, zapisano wymagane warunki wytrzymałościowe. Uwzględniają one naprężenia dynamiczne powstałe przy uderzeniu, naprężenia eksploatacyjne powstające przy normalnej eksploatacji SP, oddziaływania obciążające przestrzeleny jako karbu w elemencie konstrukcyjnym, a także propagację pęknięć powstałych wokół przestrzeleny. Warunki wytrzymałościowe obejmujące wszystkie te aspekty mają ogólną postać

$$\sigma_{max} \leq \sigma_{dop} \quad (5)$$

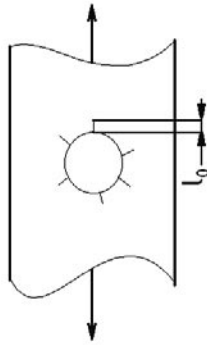
$$\sigma_{max} < \sigma_{kryt}. \quad (6)$$

### 3. Deterministyczny opis trwałości zmęczeniowej elementów konstrukcyjnych SP trafionych pociskami penetrującymi

Element konstrukcyjny płatowca SP, który został trafiony pociskiem penetrującym może zostać zniszczony natychmiast po trafieniu. Zagadnienie to zostało poddane analizie i opisane w punkcie 2 niniejszego opracowania. Teraz podjęty zostanie problem wytrzymałości elementów płatowca statku powietrznego w następnych chwilach czasowych po trafieniu, gdy nie został on natychmiast zniszczony. Większość elementów konstrukcyjnych płatowca statku powietrznego pracuje w warunkach obciążeń zmiennych. Jak wiemy, elementy poddane zmiennym obciążeniom ulegają zniszczeniu pod wpływem znacznie mniejszych naprężeń niż takie same elementy obciążone statycznie. W rozważanym przez nas przypadku interesuje nas wytrzymałość zmęczeniowa płatowca SP po otrzymaniu trafień na polu walki. Przechwytane przez pociski powstające na skutek uderzenia pociskami penetrującymi będziemy traktowali jako karby powstałe w materiale konstrukcyjnym, powodujące spiętrzenie naprężeń. Koncentracja naprężeń wywołana przez działanie karbu (przechwytane) jest jednym z najważniejszych czynników obniżających wartość wytrzymałości zmęczeniowej. Dlatego też tak istotnym zagadnieniem jest wyznaczenie wytrzymałości zmęczeniowej elementów płatowca SP z przechwytemi, a w konsekwencji — jego trwałości resztkowej jako czasu potrzebnego na dotarcie SP do lotniska bazowego w celu dokonania niezbędnych napraw. Następnym bardzo ważnym czynnikiem obniżającym wytrzymałość zmęczeniową elementu konstrukcji są powstałe w chwili tworzenia przechwytemi pęknięcia materiału. Zgodnie z wnioskami z przeprowadzonej analizy fizyki niszczenia elementu przez pocisk penetrujący oraz przyjętymi założeniami, zakładamy, że w trakcie oddziaływania penetratora wokół przechwytemi będą powstawać pęknięcia kruche, które dalej pod wpływem obciążeń eksploatacyjnych w locie, w zależności od rodzaju materiału, mogą propagować zarówno jako pęknięcia kruche, jak i plastyczne. Powstałe w chwili trafienia pęknięcia o długości  $l_0$ , jeśli nie stały się przyczyną doraźnego zniszczenia elementu, to w trakcie lotu statku powietrznego mogą dalej się rozwijać aż do osiągnięcia długości krytycznej  $l_k$ , co prowadzi do zniszczenia elementu. Na podstawie badań doświadczalnych polegających na strzelaniu określonym typem pocisku do próbki wykonanej z materiału używanego w elementach konstrukcyjnych płatowca SP, możemy określić w pewnym przybliżeniu średnią długość pęknięć  $l_0$  powstałych wokół przechwytemi. Do prowadzenia dalszej analizy przyjęty został przybliżony model rozmieszczenia pęknięć pokazany na rysunku 3.

Biorąc pod uwagę wyżej wspomniane warunki wpływające na wytrzymałość zmęczeniową elementów konstrukcji, będziemy dążyć do określenia trwałości resztkowej elementów płatowca SP po otrzymaniu trafień. Sprowadza się to do opisu rozwoju pęknięcia od pewnej długości początkowej  $l_0$  do długości krytycz-

nej  $l_k$ , powyżej której może zajść gwałtowne zniszczenie elementu. Określanie trwałości resztkowej będzie oparte na opisie prędkości pęknięcia zmęczeniowego. Prędkość pęknięcia  $dl/dN$  wyraża się w przyroście długości pęknięcia  $dl$  w ciągu jednego cyklu  $dN = 1$ , a więc np. w mm/cykl. Opisów tego rodzaju, ze względu na możliwości brania pod uwagę bardzo wielu czynników, jest dużo. W naszym przypadku, zgodnie z przyjętymi założeniami, zostaną wykonane opisy rozwoju pęknięć dla różnych materiałów przestrzelonych elementów konstrukcyjnych, przy rozpatrywaniu propagacji pęknięć zarówno według liniowej, jak i nieliniowej mechaniki pęknięcia.



Rys. 3. Model przestrzeliny wraz z powstałymi wokół niej pęknięciami

### 3.1. Opis trwałości zmęczeniowej elementów konstrukcyjnych SP według liniowej mechaniki pęknięcia

Wzory opisujące prędkość pęknięcia uwzględniają zazwyczaj naprężenie —  $\sigma$ , długość pęknięcia —  $l$ , stałą materiałową —  $C$  i współczynnik asymetrii cyklu —  $R$  i mają ogólną postać:

$$\frac{dl}{dN} = f(\sigma, l, C, R). \quad (7)$$

Najpraktyczniejsze zastosowanie znalazły wzory wywodzące się z mechaniki pęknięcia. Najczęściej we wzorach na prędkość pęknięcia, w przypadku pęknięcia kruchego, stosowany jest zakres współczynnika intensywności naprężeń [5]:

$$\Delta K = K_{\max} - K_{\min} = \Delta\sigma\sqrt{\pi l}. \quad (8)$$

Brane pod uwagę w dalszych rozważaniach współczynniki  $K$  i inne wielkości dotyczące mechaniki pęknięcia rozpatrujemy dla  $I$  warunku pęknięcia, który zachodzi przy działaniu naprężeń normalnych, a więc przy rozciąganiu, ściskaniu i zginaniu. W dalszych działaniach zaproponowano wykorzystanie popularnej zależności podanej przez P. Parisa [5]:

$$\frac{dl}{dN} = C(\Delta K)^m. \quad (9)$$

Współczynniki  $C$  i  $m$  w tej zależności są współczynnikami doświadczalnymi i w przybliżeniu będą traktowane jako stałe materiałowe, chociaż zależą jeszcze od innych czynników niemateriałowych. Ich wartości częściowo można odszukać w istniejących zestawieniach tabelarycznych dla różnych materiałów. W przypadku trudności z ustaleniem ich wielkości, można posłużyć się orientacyjnymi i czysto doświadczalnymi wzorami uzależniającymi te wielkości od granicy plastyczności  $R_e$  i wytrzymałości na rozciąganie  $R_m$ .

Do omawianych zależności wprowadzono następnie wielkość, która pozwoliłaby uwzględnić wpływ przestrzeliny jako karbu na spiętrzenie naprężeń i obniżenie wytrzymałości zmęczeniowej. Do tego celu wykorzystano efektywny współczynnik spiętrzenia naprężeń, nazywany również współczynnikiem działania karbu  $\beta_k$ .

Należy również pamiętać, że współczynnik intensywności naprężeń  $K$  zależy również od geometrii elementu. W miarę wzrostu długości pęknięcia w stosunku do szerokości elementu, na pola naprężeń zaczynają oddziaływać brzegi elementu. Wprowadza się wtedy współczynnik korekcyjny  $M_k$ , uwzględniający skończoność wymiarów elementów.

Po uwzględnieniu omówionych współczynników, wzór opisujący zakres współczynnika intensywności naprężeń (8) przyjmie postać

$$\Delta K = K_{\max} - K_{\min} = M_k \beta_k \Delta \sigma \sqrt{\pi l}. \quad (10)$$

Po uwzględnieniu czynników wynikających z przyjętego modelu, wpływających na wytrzymałość zmęczeniową, wykorzystując zależność (9), przystąpimy do wyznaczenia liczby cykli  $N_k$ , przy której pęknięcie osiągnie wielkość krytyczną i nastąpi zniszczenie elementu. Wzór (9) całkujemy od przyjętej z doświadczeń początkowej długości pęknięcia  $l_0$  do długości krytycznej  $l_k$ , powodującej zniszczenie elementu

$$N_k = \int_{l_0}^{l_k} \frac{dl}{C(\Delta K)^m}. \quad (11)$$

Po uwzględnieniu zależności (10) oraz po założeniu, że  $m \neq 2$ , otrzymujemy

$$N_k = \frac{2}{(m-2)C\Delta\sigma^m M_k^m \beta_k^m \pi^{m/2}} \left( \frac{1}{l_0^{(m-2)/2}} - \frac{1}{l_k^{(m-2)/2}} \right) \quad (12)$$

dla  $m = 2$  wzór upraszcza się do postaci

$$N_k = \frac{1}{C\Delta\sigma^m M_k^m \beta_k^m \pi^{m/2}} \ln \frac{l_k}{l_0}. \quad (13)$$



Aby móc wyznaczyć liczbę cykli  $N_k$ , musimy znać krytyczną wielkość pęknięcia  $l_k$ . Możemy ją wyznaczyć, posługując się kryterium Griffitha [4] w postaci

$$\sigma_{\max} \approx \sqrt{\frac{2E\gamma}{\pi l_k}}, \quad (14)$$

gdzie:  $\sigma_{\max}$  — maksymalna wartość naprężenia występującego w elemencie podczas eksploatacji;

$E$  — moduł Younga;

$\gamma$  — powierzchniowa energia jednostkowa;

$l_k$  — krytyczna długość pęknięcia powodująca zniszczenie elementu.

Przekształcając wzór (14) w celu wyznaczenia  $l_k$  oraz uwzględniając współczynnik spiętrzenia naprężeń przez przestrzelinę  $\beta_k$ , otrzymujemy

$$l_k = \frac{2E\gamma}{\pi(\beta_k \sigma_{\max})^2}. \quad (15)$$

Jeśli po wykonaniu obliczeń na krytyczną długość pęknięcia okaże się, że długość ta przekracza szerokość elementu lub inny jego wymiar gabarytowy, to w miejsce długości  $l_k$  przyjmujemy wspomniany wymiar.

Przeprowadzone powyżej rozważania doprowadziły do wyprowadzenia zależności (12) oraz (13), dzięki którym możliwe jest przewidywanie trwałości resztkowej elementów konstrukcji o własnościach zbliżonych do liniowo sprężystych w aspekcie zmęczenia materiału.

### 3.2. Opis trwałości zmęczeniowej elementów konstrukcyjnych SP według nieliniowej mechaniki pęknięcia

Wykorzystywane w poprzednim punkcie prawo Parisa może być prawdziwe dla materiałów, dla których strefa plastyczności jest niewielka w porównaniu z innymi wymiarami geometrycznymi. W przypadku pęknięcia plastycznego współczynnik intensywności naprężeń czy też jego zmiana nie powinny być wykorzystywane do oceny prędkości wzrostu szczeliny zmęczeniowej, gdyż nie są miarą naprężeń w obszarze przywierzchołkowym. Dlatego też należy znaleźć rozwiązanie tego problemu w oparciu o nieliniową mechanikę pęknięcia. Wykorzystana zostanie tu najpopularniejsza dla takich rozwiązań wielkość, nazywana całką Rice'a i oznaczana jako  $J$ .

$J = \int_C (w dx_2 - t_i \frac{\partial u_i}{\partial x_1} ds)$ ; gdzie:  $w = \int_0^{\epsilon_{ij}} \sigma_{ij} d\epsilon_{ij}^*$ ,  $i, j = 1, 2, 3, \dots$  jest gęstością energii odkształcenia;  $t_i$  jest wektorem naprężenia działającym na kontur  $C$  (otaczający

pęknięcie);  $u_i$  jest wektorem przemieszczenia określonym w tym samym miejscu, co wektor  $t_i$ ;  $t_i = \sigma_{ij}n_j$ ;  $n_i$  oznacza jednostkowy wektor normalny do konturu  $C$  [4]. Taka zależność jest prawdziwa dla liniowych i nieliniowych ciał sprężystych oraz dla ciał plastycznych wg deformacyjnej teorii plastyczności, lecz tylko w przypadku obciążeń proporcjonalnych.

Dla ciał plastycznych nie są dopuszczalne odciążenia w żadnym punkcie ciała, w przeciwnym przypadku zależność ta nie jest jednoznaczna.

W opisach zmęczeniowych używa się zakresu całki  $\Delta J$  jako różnicy pomiędzy jej największą  $J_{\max}$  i najmniejszą  $J_{\min}$  wartością w sinusoidalnym cyklu naprężeń:

$$\Delta J = J_{\max} - J_{\min}. \quad (16)$$

Zakres całki  $\Delta J$  może być użyty do opisu rozwoju pęknięcia zmęczeniowego w zależności o następującej postaci:

$$\frac{dl}{dN} = C_j (\Delta J)^\gamma, \quad (17)$$

w którym  $N$  jest liczbą cykli obciążenia, a  $C_j$  i  $\gamma$  traktowane są umownie jako stałe materiałowe. J. A. Begley, J. D. Landes oraz N. E. Dowling [7] zaproponowali rozłożenie całki  $J$  na część sprężystą  $J_e$  i plastyczną  $J_{pl}$ . W związku z tym dwuczłonowy zapis tego problemu możemy zakwalifikować jako opis hybrydowy. Pomimo wspomnianych ograniczeń w stosowalności całki  $J$  znane są pomyślnie próby zastosowania jej do obliczeń prędkości pęknięcia z jej pomocą. W określaniu części sprężystej całki  $J_e$  i plastycznej  $J_{pl}$ , po wprowadzeniu energii odkształcenia sprężystego  $W_e$  i plastycznego  $W_{pl}$ , można skorzystać z rozwiązania podanego przez C. F. Shiha i J. W. Hutchinsona [7] w następującej postaci:

$$J = 2W_e l F\left(\frac{l}{b}, n = 1\right) + W_{pl} (1 + n) l F\left(\frac{l}{b}, n\right), \quad (18)$$

gdzie:  $W_e = \sigma^2/2E$  i  $W_{pl} = \int_0^\varepsilon \sigma d\varepsilon_{pl}$  energie obliczane odpowiednio z pól pętli histerezy;

$n$  — współczynnik statycznego wzmocnienia;

$b$  — szerokość elementu;

$l$  — długość pęknięcia.

Wielkości  $F(l/b, n)$  ujęto na wykresach otrzymanych z doświadczenia [7]. Wykładnik wzmocnienia  $n$  określa się zaś na podstawie równania krzywej odkształcenia  $\sigma = f(\varepsilon)$ , opisywanej najczęściej według propozycji Ramberga-Osgooda jako

$$\frac{\varepsilon}{\varepsilon_{pl}} = \frac{\sigma}{\sigma_{pl}} + \alpha \left( \frac{\sigma}{\sigma_{pl}} \right)^{\frac{1}{n}}, \quad (19)$$

gdzie:  $\sigma_{pl} = E\varepsilon_{pl}$  — naprężenie plastyczne;

$\varepsilon_{pl}$  — odkształcenie odpowiadające temu naprężeniu;

$\alpha$  — współczynnik korekcyjny.

Dla czysto plastycznego przebiegu zmęczenia użyto zakresu całki  $\Delta J$ , po zastosowaniu opisu krzywej cyklicznego odkształcenia w postaci

$$\frac{\Delta\sigma}{2} = k' \left( \frac{\Delta\varepsilon_{apl}}{2} \right)^{n'} \quad (20)$$

We wzorze tym  $\Delta\varepsilon_{apl}$  jest zakresem plastycznego odkształcenia, równym podwojonej amplitudzie tego odkształcenia:  $\Delta\varepsilon_{apl} = 2\varepsilon_{apl}$ ;  $n'$  — wykładnikiem cyklicznego wzmocnienia różnym od wykładnika  $n$  przy obciążeniu statycznym;  $k'$  — współczynnikiem wytrzymałości zmęczeniowej. W rezultacie otrzymano następującą zależność:

$$\Delta J = \Delta J_e + \Delta J_{pl} = 2\Delta W_e l F \left( \frac{l}{b}, n' = 1 \right) + \Delta W_{pl} (1 + n') l F \left( \frac{l}{b}, n' \right), \quad (21)$$

przy czym  $\Delta W_e = \Delta\sigma^2 / 2E$ .

Natomiast:

$$W_{pl} = \int_0^{\Delta\varepsilon_{apl}} \Delta\sigma d\Delta\varepsilon_{apl} = \frac{\Delta\sigma \Delta\varepsilon_{apl}}{1 + n'}. \quad (22)$$

Energię plastycznego odkształcenia  $\Delta W_{pl}$  można również określić z pętli histerezy opisanej krzywą potęgową o wykładniku  $n'$ . Wtedy, zgodnie z postulatem J. Morrowa [6], wynosi ona:

$$\Delta W_{pl} = 4 \frac{1 - n'}{1 + n'} \sigma_a \varepsilon_{apl}. \quad (23)$$

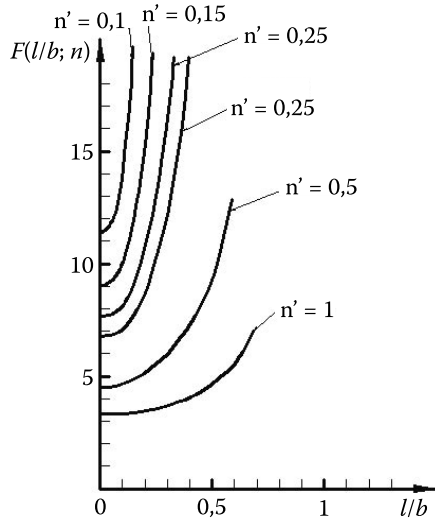
Należy jeszcze uwzględnić w przeprowadzanych rozważaniach wielkość, która pozwoliłaby uwzględnić wpływ przestrzeliny jako karbu na spiętrzenie naprężeń poprzez wprowadzenie współczynnika działania karbu  $\beta_k$ . W wyniku tego wykorzystywane przez nas w obliczeniach naprężenia uwzględniające carb  $\Delta\sigma_k$  będą miały postać

$$\Delta\sigma_k = \beta_k \cdot \Delta\sigma. \quad (24)$$

Zgodnie z przyjętymi założeniami, trwałość zmęczeniową elementu konstrukcyjnego z przestrzeliną można wyznaczyć po scałkowaniu wzoru (17) od stwierdzonej z doświadczeń długości początkowej pęknięcia  $l_0$  do długości końcowej  $l_k$ , wstawiając za  $\Delta J$  zależność (21). Dla tych założeń:

$$N_f = \frac{1}{C_j (1-\gamma) \left[ \frac{\Delta\sigma_k^2}{E} F\left(\frac{l}{b}, n'=1\right) + \Delta\sigma_k \Delta\varepsilon_{apl} \frac{1-n'}{1+n'} F\left(\frac{l}{b}, n'\right) \right]^\gamma} \cdot \left[ \frac{1}{l_k^{\gamma-1}} - \frac{1}{l_0^{\gamma-1}} \right]. \quad (25)$$

Po określeniu amplitudy występującego naprężenia  $\Delta\sigma_k$  na podstawie wykresu cyklicznego odkształcenia wyznaczyć można  $\Delta\varepsilon_{apl}$ ; podobnie na podstawie tego



Rys. 4. Wykres zależności funkcyjnych  $F(l/b, n'=1)$  i  $F(l/b, n')$

wykresu należy wyznaczyć wykładnik cyklicznego wzmocnienia  $n'$ . Funkcje  $F(l/b, n'=1)$  i  $F(l/b, n')$  odczytać można z wykresu zaczerpniętego z pracy [7] (rys. 4).

Wielkości  $C_j$  i  $\gamma$  oblicza się z wykresu prędkości zmęczeniowego pęknięcia uzyskanego doświadczalnie. Pozostaje problem określenia długości krytycznej pęknięcia  $l_k$ . Założono, że w przybliżeniu określana ona będzie za pomocą przytaczanej w poprzednim rozdziale zależności:

$$l_k = \frac{2E\gamma}{\pi(\beta_k \sigma_{\max})^2}, \quad (26)$$

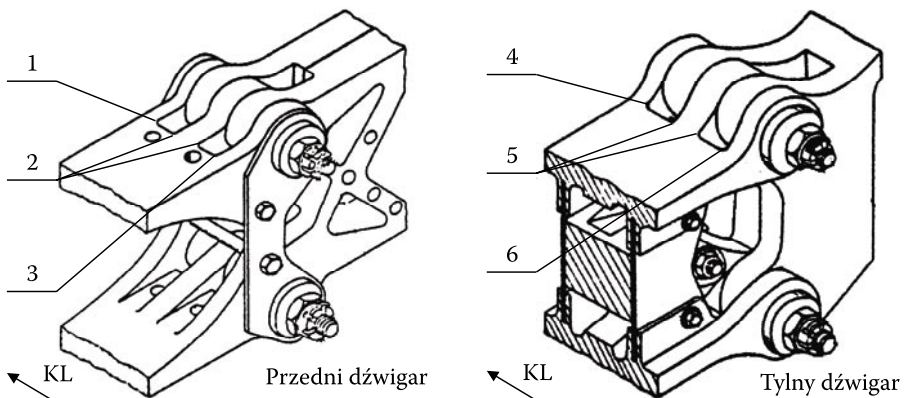
gdzie:  $\sigma_{\max}$  — maksymalna wartość naprężenia występującego w elemencie podczas eksploatacji;  
 $E$  — moduł Younga;  
 $\gamma$  — powierzchniowa energia jednostkowa;  
 $l_k$  — krytyczna długość pęknięcia powodująca zniszczenie elementu.

Podobnie jak poprzednio, jeśli po wykonaniu obliczeń okaże się, że krytyczna długość pęknięcia jest większa od szerokości elementu lub innego wymiaru gabarytowego, to w miejsce długości  $l_k$  przyjmujemy wspomniany wymiar.

Zaproponowana metoda obliczeń trwałości zmęczeniowej elementów konstrukcji posiadających przestrzeleniny oparta została o całkę  $J$  opisującą nieliniową mechanikę pęknięcia. Metoda ta nie wymaga dużej liczby danych doświadczalnych, co jest jej niewątpliwą zaletą, jednakże wymagana jest znajomość wykresu cyklicznego odkształcenia i odporności na pęknięcie materiałów używanych w budowie płatowca.

#### 4. Weryfikacja opracowanych metod oceny trwałości zmęczeniowej elementów konstrukcji SP na podstawie danych z eksploatacji

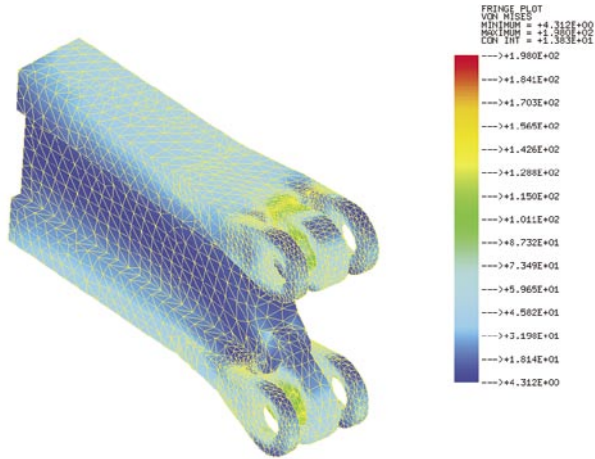
W prezentowanej pracy dokonano również weryfikacji opracowanych metod oceny trwałości resztkowej na podstawie danych z eksploatacji. W tym celu postanowiono wykorzystać informacje na temat występowania pęknięć zmęczeniowych w węzłach mocowania dźwigarów skrzydła samolotu TS-11 „ISKRA”. Posłużono



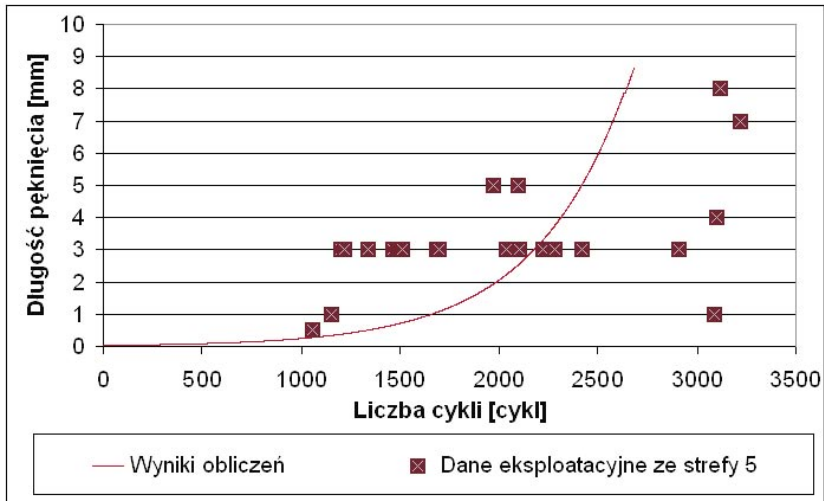
Rys. 5. Strefy występowania mikropeęknięć

się danymi w postaci długości pęknięć zmęczeniowych zaobserwowanych w sześciu strefach ich występowania przy określonym nalocie statku powietrznego (rys. 5).

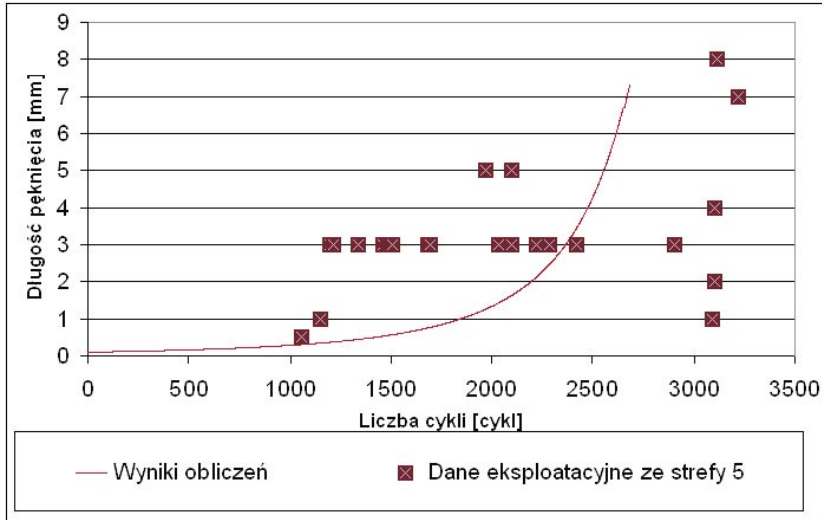
Do przeprowadzenia symulacji rozwoju pęknięć zmęczeniowych według



Rys. 6. Wizualizacja wyników obliczeń numerycznych naprężeń w dźwigarze skrzydła



Rys. 7. Zobrazowanie porównania długości pęknięcia w strefie 5 obliczonej według metody deterministycznej z użyciem współczynnika intensywności naprężeń z danymi eksploatacyjnymi pęknięcia w tej strefie



Rys. 8. Zobrazowanie porównania długości pęknięcia w strefie 5 obliczonej według metody deterministycznej z użyciem całki  $J$  z danymi eksploatacyjnymi pęknięcia w tej strefie

przedstawionych opisów pęknięcia konieczne stało się określenie wartości naprężeń istniejących w strefach występowania pęknięć. Naprężenia te zostały wyznaczone numerycznie metodą elementów skończonych za pomocą pakietu programowego UNIGRAFICS i zostały zaczerpnięte z prac prowadzonych w Instytucie Techniki Lotniczej Wydziału Mechatroniki WAT (rys. 6).

Następnie dokonano porównania wyników obliczeń analitycznych rozwoju pęknięć zmęczeniowych wg opracowanych metod z danymi eksploatacyjnymi dla poszczególnych stref występowania pęknięć. Dla przykładu zaprezentowane zostały wykresy zawierające zaobserwowane długości pęknięć występujące w strefie piątej oraz wyniki obliczeń analitycznych według opracowanych metod.

Na przedstawionych wykresach, przebieg długości pęknięcia wyznaczony na podstawie modeli deterministycznych rozwoju pęknięcia dla materiałów liniowo i nieliniowo sprężystych jest w pewien sposób zbieżny z trendem przebiegu pęknięć zmęczeniowych, wynikającym z danych eksploatacyjnych. W zależności od strefy występowania pęknięć zmęczeniowych, wyniki teoretycznych obliczeń długości pęknięcia odbiegają od tendencji zmian długości pęknięć wynikających z danych eksploatacyjnych w różnym stopniu.

Na stwierdzone rozbieżności mogą mieć wpływ przyjęte do obliczeń z pewnym przybliżeniem wartości wymaganych współczynników oraz wielkości, a także znaczne zróżnicowanie zebranych danych eksploatacyjnych.

Na podstawie przeprowadzonej weryfikacji opracowanych metod oceny trwałości resztkowej można jednak uznać, że metody te mogą znaleźć praktyczne zastosowanie.

#### 4. Wnioski końcowe

Celem prezentowanej pracy było opracowanie metod wyznaczania trwałości resztkowej wybranych elementów konstrukcji statku powietrznego uszkodzonych pociskami penetrującymi. Analizując zagadnienie odporności statku powietrznego na uszkodzenia, można stwierdzić, że w wyniku oddziaływania środków bojowych przeciwnika statek powietrzny może:

- zostać zniszczony natychmiast po trafieniu lub
- zostać uszkodzony bez natychmiastowej utraty zdolności do wykonywania lotu.

Tak jak w pierwszym przypadku, trwałość statku powietrznego po otrzymaniu trafienia wynosi zero, tak w drugim przypadku powstaje problem oceny trwałości resztkowej, czyli czasu, który upłynął od chwili powstania uszkodzeń statku powietrznego do jego ewentualnego zniszczenia.

Rozwiązanie problemu rozpoczęto od stworzenia opisu deterministycznego rozpatrywanych zjawisk oraz określenia warunków wytrzymałościowych opisujących stan, w którym nie dojdzie do doraźnego zniszczenia elementu konstrukcyjnego. Następnie, dla przypadku, w którym statek powietrzny zostanie uszkodzony w wyniku trafień pociskami w sposób niepowodujący jego natychmiastowego zniszczenia, opracowane zostały metody szacowania trwałości resztkowej w aspekcie zmęczenia konstrukcji. Jedną z tych metod opiera się na zależności Parisa i przeznaczona jest dla materiałów konstrukcyjnych o własnościach zbliżonych do liniowo-sprężystych, natomiast druga wykorzystuje całkę  $J$  i przeznaczona jest dla elementów o własnościach nieliniowo-sprężystych. Na podstawie przeprowadzonej weryfikacji opracowanych metod oceny trwałości resztkowej stwierdzono, że metody te mogą znaleźć praktyczne zastosowanie.

Należy jednak podkreślić, że wiele problemów, które zostały poruszone w tej pracy, nadal pozostaje otwarte i wskazuje kierunki dalszych badań. Jednym z powodów wskazujących na konieczność rozwijania opracowanych metod jest fakt, że precyzyjne określenie wielkości charakteryzujących własności konstrukcji oraz warunki eksploatacyjne nie jest możliwe. Dlatego też podejście deterministyczne w obliczeniach wytrzymałościowych konstrukcji wojskowych statków powietrznych będzie w kolejnych opracowaniach wzbogacone



o rozwiązania uwzględniające rozrzut i probabilistyczny charakter zmian zarówno własności wytrzymałościowych, jak i obciążeń.

Podsumowując, stworzona metoda wyznaczania trwałości resztkowej konstrukcji statku powietrznego poddanej oddziaływaniu wybranych środków bojowych może być wykorzystana w celu:

- Wspomagania procesu podejmowania decyzji o użyciu danego typu statku powietrznego w działaniach bojowych.
- Wsparcia decyzji o możliwości odbycia kolejnego lotu na zadanie bojowe bez dokonywania naprawy lub też oceny zakresu wymaganych napraw do odbycia następnego lotu.
- Wspomagania procesu projektowania lub modernizacji statku powietrznego pod kątem zwiększenia jego odporności na uszkodzenia.

Artykuł wpłynął do redakcji 23.11.2005 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w marcu 2006 r.

#### LITERATURA

- [1] H. TOMASZEK, M. WRÓBLEWSKI, *Podstawy oceny efektywności eksploatacji systemów uzbrojenia lotniczego*, Bellona, Warszawa, 2001.
- [2] R. BALL, *The Fundamentals of Aircraft Combat Survivability Analysis and Design*, AIAA, New York, 1985.
- [3] S. KOCANĀDA, *Określenie odkształcenia plastycznego stali przy obciążeniu uderzeniowym*, Biul. WAT, Warszawa, 1957.
- [4] A. NEIMITZ, *Mechanika pękania*, WNT, Warszawa, 1998.
- [5] S. KOCANĀDA, J. SZALA, *Podstawy obliczeń zmęczeniowych*, PWN, Warszawa, 1997.
- [6] S. KOCANĀDA, *Zmęczeniowe pęknięcie metali*, WNT, Warszawa, 1985.
- [7] S. KOCANĀDA, Z. BOGDANOWICZ, *O możliwości zastosowania całki J do obliczeń trwałości zmęczeniowej kół zębatych*, Biul. WAT, Warszawa, 1987.

M. JASZTAL

#### **Outline of estimation method of remainder durability of aircraft structure elements damaged by penetrator projectile hit**

**Abstract.** Presented study concerns estimation of remainder durability aircraft's structure elements impaired by a penetrator projectile. The first stage of the study was an analysis of damage physics of the chosen structure's elements under projectile hit. Next, the author gives deterministic description of immediate strength and fatigue strength of construction after the hit. Analysis of fatigue strength was based on description of velocity fatigue cracking. For linear elastic materials, Paris equation was used, and for nonlinear elastic materials "integral J" equation. On the basis of the presented mathematical description, the author achieved final effect of this work that is the estimation method of remainder durability of aircraft's structure elements impaired by a projectile. The presented study includes verification of this method on the basis of the data of crack growth in aircraft's structure elements obtained during aircraft exploitation.

**Keywords:** aircraft structure elements, immediate strength, fatigue strength, remainder durability.  
**Universal Decimal Classification:** 623.746-192

