

Dr inż. Marta Woch

Zakład Podstaw Konstrukcji
Politechnika Warszawska
ul. Nowowiejska 24, 00-665 Warszawa, Polska

Zakładu Informatycznego Wsparcia Logistyki
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych
ul. Księcia Bolesława 6, 01-494 Warszawa, Polska
E-mail: marta.woch@itwl.pl

Analiza niezawodności elementu struktury nośnej samolotu PZL-130 Orlik TC-II w rzeczywistych warunkach eksploatacji

Słowa kluczowe: *struktura nośna samolotu, badania niezawodnościowe, chwilowa intensywność niesprawności, PZL-130 Orlik TC-II*

Abstract: Tematem publikacji jest przedstawienie opracowanej metody oceny niezawodności struktury nośnej statków powietrznych. Wykorzystując opisane modele matematyczne stworzono autorskie oprogramowanie komputerowe Aircraft Structural Reliability Assessment (AStRAss), implementujące opracowany model w celu obliczenia niezawodności struktury nośnej statków powietrznych. W niniejszej pracy określono chwilową intensywność uszkodzeń w wybranym miejscu struktury samolotu PZL-130 TC II Orlik dla rzeczywistych warunków eksploatacji. Dla wybranego punktu kontrolnego przedstawiono w pracy również analizę wrażliwości wyników na zmiany istotnych parametrów wejściowych.

Reliability analysis of the PZL-130 Orlik TC-II aircraft structural component under real operating conditions

Keywords: *aircraft supporting structure, risk analysis, reliability research, single flight probability of failure, PZL-130 Orlik TC-II*

Abstract: The theme of the paper is to present development of new methods for assessing the reliability of the aircraft structure. Based on the mathematical models described, author developed the "Aircraft Structural Reliability Assessment" (AStRAss) computer software, which implements the realized mathematical model. Aim of the software is calculation of aircraft structure reliability. In this contribution the failure rate of the selected location within the structure of the PZL-130 Orlik TC-II under real operating conditions were calculated. For the chosen control point within the structure the sensitivity of failure rate to the input data was investigated.

1. Wstęp

W niniejszym artykule została przedstawiona metoda prognozowania niezawodności oraz trwałości wybranych obszarów struktury nośnej statków powietrznych w aspekcie

procesów zmęzeniowych i procesów starzenia. Strukturę nośną można sklasyfikować jako element posiadający silnie skorelowane zmiany wartości parametrów kreślących stan zdadności do lotu z czasem poprawnego funkcjonowania statku powietrznego [28].

Jednym z najważniejszych zagadnień związanych z procesem eksploatacji statków powietrznych jest analiza trwałości ich elementów konstrukcyjnych [10, 27]. Dotychczasowe doświadczenia eksploatacyjne potwierdzają, iż wyczerpanie rezerwy samolotów nie może być jednoznacznie utożsamiane z jego niezdatnością do dalszych, niezawodnych lotów. Nie zawsze wyczerpanie rezerwy skutkuje utratą sprawności technicznej obiektów latających oraz wykroczeniem poza założoną wartość niezawodności [6, 7]. Niedoskonałości klasycznego podejścia eksploatacji statków powietrznych opartego na rezerwie były przyczyną podjęcia pracy nad rozwojem innych metod oceny trwałości struktury, które zostaną przedstawione w niniejszej pracy [21, 23].

Prezentowany model matematyczny jest realizowany z wykorzystaniem specjalistycznego, stworzonego przez autora publikacji oprogramowania komputerowego "Aircraft Structural Reliability Assessment" (AStRAss). United States Air Force [1, 4] do analiz niezawodności punktów kontrolnych statków powietrznych wykorzystuje program "Probability Of Fracture (PROF)" [13], którego jądro matematyczne zastało napisane w oparciu o takie same równania. National Research Council Canada [12, 25] do analiz niezawodnościowych struktury nośnej statków powietrznych stosuje podobne podejście matematyczne, które jest zrealizowane w oprogramowaniu ProDTA (**P**robabilistic **D**amage **T**olerance **A**nalysis).

Przedstawiona w niniejszym artykule metoda oraz wyniki badań pozwalają na wydłużenie czasu eksploatacji statków powietrznych. Dla samolotów należących do Polskich Sił Powietrznych, a w szczególności dla samolotów PZL-130 Orlik TC-II omawiane procedury nie są przeprowadzane. Tego typu analizy prowadzone są przez firmę Lockheed Martin tylko dla samolotów F-16.

2. Przedstawienie modelu oceny niezawodności

Chwilowa intensywność uszkodzeń [2, 9] rozumiana jest jako granica ilorazu prawdopodobieństwa warunkowego wystąpienia uszkodzenia w chwili $t + \Delta t$ pod warunkiem dotrwania do chwili t przez Δt , gdy Δt dąży do zera, co może być przedstawione za pomocą zależności:

$$\lambda(t) = \lim_{\Delta t \rightarrow 0^+} \frac{P\{t < T \leq t + \Delta t | T > t\}}{\Delta t} \quad (1)$$

gdzie T jest ciągłą, dodatnią zmienną losową czasu zdadnej pracy.

Jeśli zmienna losowa T posiada rozkład prawdopodobieństwa o gęstości $f(t)$ oraz dystrybuantę $F(t)$ równanie (1) przyjmie postać:

$$\lambda(t) = \frac{f(t)}{1 - F(t)} \quad (2)$$

gdzie $F(t) = \int_0^t f(u) du = P\{T \leq t\} = 1 - P\{T > t\}$.

Na podstawie znajomości chwilowej intensywności uszkodzeń $\lambda(t)$ można wyliczyć funkcję zawodności:

$$F(t) = 1 - e^{-\int_0^t \lambda(x) dx} \quad (3)$$

Podczas analizy niezawodnościowej statku powietrznego, przy wyznaczaniu prawdopodobieństwa uszkodzenia, brane są pod uwagę dwa niezależne zdarzenia. Za uszkodzenie uznajemy stan, w którym:

- pęknięcie przekroczy wcześniej zdefiniowany dopuszczalny rozmiar a_{cr} ,
- dla pęknięcia o długości mniejszej od a_{cr} wystąpi cykl naprężenia, który wygeneruje współczynnik intensywności naprężeń K przekraczający dopuszczalną wartość odporności na kruche pęknięcie K_c .

Chwilowa intensywność uszkodzeń dla miejsca znajdującego się w strukturze statku powietrznego obliczona może być za pomocą równania [14, 22]:

$$\lambda(t) = \lambda_1(t) + \lambda_2(t) \quad (4)$$

gdzie: $\lambda_1(t)$ - chwilowa intensywność uszkodzeń wynikająca z przekroczenia dopuszczalnej długości pęknięcia a_{cr} ,

$\lambda_2(t)$ - chwilowa intensywność uszkodzeń wynikająca z przekroczenia dopuszczalnych naprężeń w locie.

Na podstawie znajomości chwilowej intensywności uszkodzeń $\lambda(t)$ można wyliczyć funkcję zawodności korzystając z równania (3) dla pojedynczego obszaru.

Funkcja g określająca zależność długości pęknięcia od ilorazu współczynnika intensywności naprężeń przez naprężenia może być opisana jako [8]:

$$K / \sigma = \sqrt{\pi a} \beta(a) = g(a) \quad (5)$$

gdzie: σ - naprężenie,

$\beta(a)$ - funkcja kształtu pęknięcia, określona dla długości a pęknięcia.

Dla rozważanego materiału oraz określonego miejsca w strukturze nośnej samolotu, krytyczny rozmiar pęknięcia a_{cr} jest wartością odpowiadającą średniej wartości odporności na kruche pęknięcie $\overline{K_c}$ oraz wartości modalnej naprężeń $\tilde{\sigma}$ występujących w lotach dla danego obserwowanego punktu, co może być matematycznie przedstawione jako:

$$a_{cr} = g^{-1} \left(\frac{\overline{K_c}}{\tilde{\sigma}} \right) \quad (6)$$

gdzie g^{-1} jest odwrotnością funkcji (5).

Prawdopodobieństwo zużycia elementu w przedziale czasu $(0, t)$ spowodowane przekroczeniem dopuszczalnej długości pęknięcia może być opisane zależnością:

$$F_{Lcr}(t) = 1 - F_A(a^*(t_{cr} - t)) \quad (7)$$

gdzie: F_A - dystrybucja rozkładu początkowej wielkości pęknięcia,

$a^*(t)$ - funkcja długości pęknięcia odpowiadająca czasowi do uszkodzenia $t_f = t_{cr} - t$,

t_{cr} - czas, w którym długość pęknięcia osiągnie krytyczną wartość a_{cr} .

Chwilowa intensywność uszkodzeń wynikająca z przekroczenia tolerowanej długości pęknięcia a_{cr} może być wyliczona na podstawie wzoru (2):

$$\lambda_1(t) = \frac{f_{Lcr}(t)}{1 - F_{Lcr}(t)} \quad (8)$$

gdzie: $f_{Lcr} = \frac{dF_{Lcr}}{dt}$.

Prawdopodobieństwo, że wartość naprężenia spowoduje uszkodzenie w locie w chwili t dla uszkodzeń o długości pęknięcia mniejszych od a_{cr} może być obliczone za pomocą zależności:

$$P_N(t) = \int_0^{\infty} \int_0^{a_{cr}} \hat{H}(\sigma_{cr}(a, k_c)) f_A(a) da f_{K_c}(k_c) dk_c \quad (9)$$

gdzie: $\hat{H} = 1 - H = P\{\sigma > \sigma_{cr} = K_c / \beta(a) \sqrt{\pi a}\}$ jest funkcjonalem prawdopodobieństwa przekroczenia dopuszczalnych naprężeń w locie, $f_A(a)$ jest funkcją gęstości długości pęknięcia w chwili t , $f_{K_c}(k_c)$ jest rozkładem gęstości odporności na kruche pęknięcie, $POF(t)$ jest prawdopodobieństwem przekroczenia dopuszczalnych naprężeń w locie w chwili t .

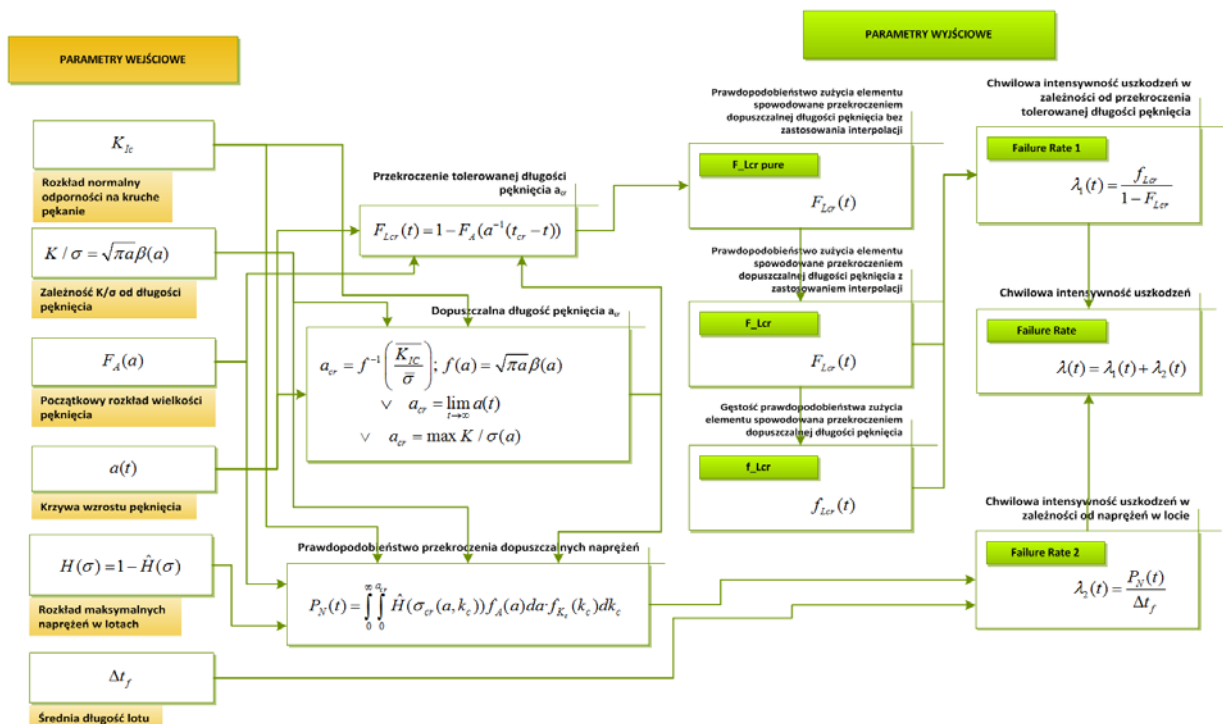
Chwilowa intensywność uszkodzeń wywołana przez przekroczenie maksymalnych naprężeń w locie może być przybliżona za pomocą równania:

$$\lambda_2(t) = \frac{P_N(t)}{\bar{t}} \quad (10)$$

gdzie \bar{t} jest średnią długością lotu.

Na potrzeby analizy niezawodności dla samolotu PZL-130 Orlik TC-II została opracowana metoda oceny niezawodności struktury nośnej statków powietrznych. Niezbędnym stało się również stworzenie innowacyjnego oprogramowania komputerowego Aircraft Structural Reliability Assessment (AStrAss), implementującego opracowaną metodę w celu obliczenia niezawodności struktury nośnej w wybranych punktach kontrolnych w rzeczywistych warunkach eksploatacji.

Numeryczna implementacja chwilowej intensywność uszkodzeń dla miejsca znajdującego się w strukturze statku powietrznego, obliczana na podstawie równania (4) została zaimplementowana według schematu przedstawionego na rys. 1.

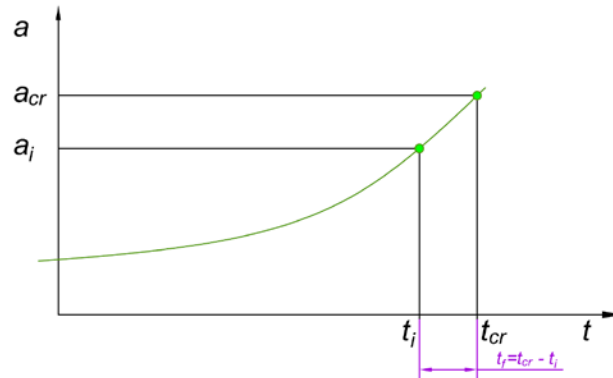


Rys. 1. Graficzny schemat zastosowanego modelu matematycznego

Chwilowa intensywność uszkodzeń w zależności od przekroczenia tolerowanej długości pęknięcia a_{cr} wyznaczana jest na podstawie dystrybuanty rozkładu początkowej wielkości pęknięcia $F_A(a)$ oraz funkcji wzrostu pęknięcia $a(t)$.

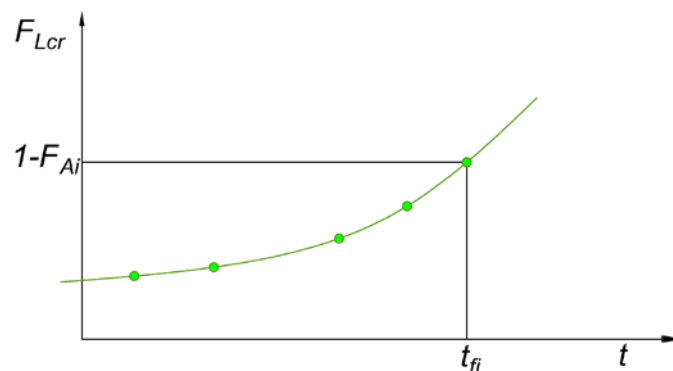
Krytyczna długość pęknięcia obliczana jest ze wzoru (6) przy wykorzystaniu interpolacji liniowej. W przypadku, w którym szukana wartość przekracza wartości z wejściowej tablicy K/σ , jako długość krytyczna przyjmowana jest mniejsza wartość długości pęknięcia z tablicy funkcji $a(t)$ bądź K/σ .

Dla każdej wartości długości pęknięcia a_i z tablicy dystrybuanty rozkładu początkowej wielkości pęknięcia przyporządkowywany jest czas t_i w którym zostanie osiągnięte to pęknięcie oraz czas do uszkodzenia t_{fi} , co zostało graficznie przedstawione na rysunku 2.



Rys. 2. Funkcja wzrostu pęknięcia $a(t)$

Funkcja prawdopodobieństwa zużycia elementu $F_{Lcr}(t)$ jest tworzona z tablicy czasu do uszkodzenia t_f oraz tablicy $1-F_A$, co zostało pokazane na rysunku 3. Interpolacja wielomianowa funkcji prawdopodobieństwa zużycia elementu w wybranych punktach czasowych, podawanych jako parametr wejściowy, oparta została na różnicach skończonych. Funkcja gęstości prawdopodobieństwa f_{Lcr} obliczana jest przy wykorzystaniu różniczkowania numerycznego.



Rys. 3. Wykres funkcji prawdopodobieństwa zużycia elementu $F_{Lcr}(t)$

Możliwe jest, że podczas stosowania interpolacji wielomianowej, bądź całkowania numerycznego, funkcja prawdopodobieństwa zużycia elementu $F_{Lcr}(t)$ bądź funkcja gęstości prawdopodobieństwa f_{Lcr} lokalnie przyjmie wartość mniejszą od zera. W takim wypadku, generowana jest wartość najmniejsza dopuszczalna przez typ zmiennej decimal wynosząca 10^{-28} . W przypadku, w którym istnieje poprawna wartość dla wcześniejszej chwili czasowej, przyjmowana jest ta wartość powiększona o 10^{-28} . Następuje także wyświetlenie odpowiedniego komunikatu w tekstowym polu wiadomości programu AStRAss.

Chwilowa intensywność uszkodzeń wywołana przez przekroczenie maksymalnych naprężeń w locie obliczana jest za pomocą równania (10). Prawdopodobieństwo, że wartość naprężenia spowoduje uszkodzenie w locie w chwili t dla uszkodzeń o długości pęknięcia mniejszych od a_{cr} , opisane równaniem (9), może być obliczone za pomocą:

$$P_N(t) = \int_0^{a_{cr}} f_A(a) \int_0^{\infty} f_{K_c}(k_c) \cdot \hat{H}(\sigma_{cr}(a, k_c)) dk_c da \quad (11)$$

Powyższe równanie można przedstawić jako:

$$P_N(t) = \int_0^{a_{cr}} f_A(a) P_A(a) da \quad (12)$$

gdzie: $P_A(a)$ jest prawdopodobieństwem uszkodzenia dla określonej długości pęknięcia wyrażonym przez:

$$P_A(a) = \int_0^{\infty} f_{K_c}(k_c) \cdot \hat{H}(\sigma_{cr}(a, k_c)) dk_c \quad (13)$$

Równanie (12) jest wzorem analitycznym do wyznaczania prawdopodobieństwa uszkodzenia w locie dla określonej wartości naprężenia. Numeryczna implementacja ściśle ze wzoru (12) jest podatna na niedokładność, ponieważ rozkład $f_A(a)$ gęstości długości pęknięcia w chwili t jest wyprowadzony z tabelarycznej funkcji dystrybuanty gęstości długości pęknięcia $F_A(a)$, a nie z wyraźnie określonego wzoru matematycznego. W celu minimalizacji błędów numerycznych została zastosowana zamiana zmiennych. Jeżeli zmienna u jest jednorodną zmienną losową z przedziału $(0, 1)$, to zmienna $a_1 = F_A^{-1}(u)$ posiada dystrybuantę $F_A(a_1)$ [3, 13]. Równanie (12) może być więc wyrażone jako:

$$P_N(t) = \int_0^{u_{cr}(t)} P_A(F_A^{-1}(u)) du \quad (14)$$

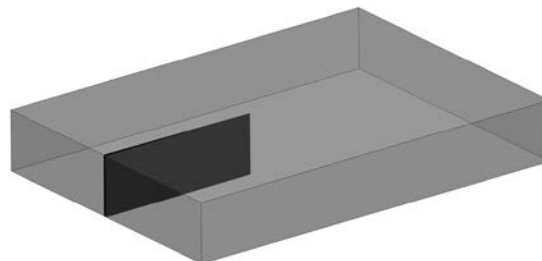
gdzie: $u_{cr}(t) = F_A(a_{cr})$ w chwili t ,

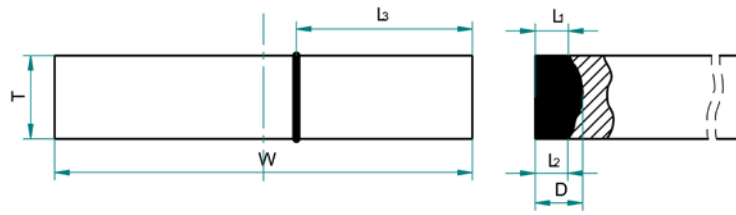
$F_A^{-1}(u)$ jest odwrotnością dystrybuanty rozkładu długości pęknięcia w chwili t .

Równanie (13) zostało policzone z definicji przy wykorzystaniu całkowania metodą trapezową. Przedział $(0, +\infty)$ został ograniczony do $(\mu - 4 \cdot \sigma, \mu + 4 \cdot \sigma)$, gdzie μ jest wartością średnią, a σ odchyleniem standardowym, co pokrywa powyżej 99,7 % całego przedziału.

3. Obliczenia niezawodnościowe – dane wejściowe

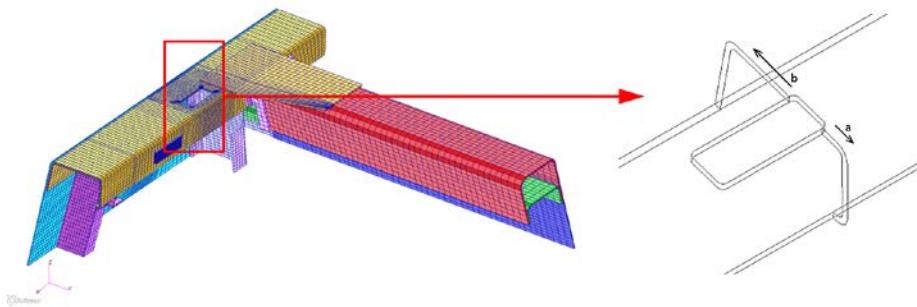
Analiza niezawodności została wykonana dla obszaru znajdującego się na kadłubie, dla potencjalnego uszkodzenia mogącego wystąpić na lewym pasie burty w zamku limuzyny na trzeciej wrzędze. Podczas pełnoskalowej próby zmęczeniowej zaobserwowano w tym miejscu pękniętą lewą górną podłużnicę. Typ uszkodzenia sklasyfikowano jako PTC (Plate Through Thickness Crack) [5], którego schemat graficzny został zobrazowany na rys. 4. Model MES analizowanego obszaru został przedstawiony na rys. 5.





Rys. 4. Graficzny schemat uszkodzenia typu PTC (Plate Through Thickness Crack) gdzie: T - grubość elementu,

- W - szerokość elementu,
- D - maksymalna długość pęknięcia,
- L_1 - długość pęknięcia od górnej krawędzi,
- L_2 - długość pęknięcia od dolnej krawędzi,
- L_3 - długość niepękniętego materiału.

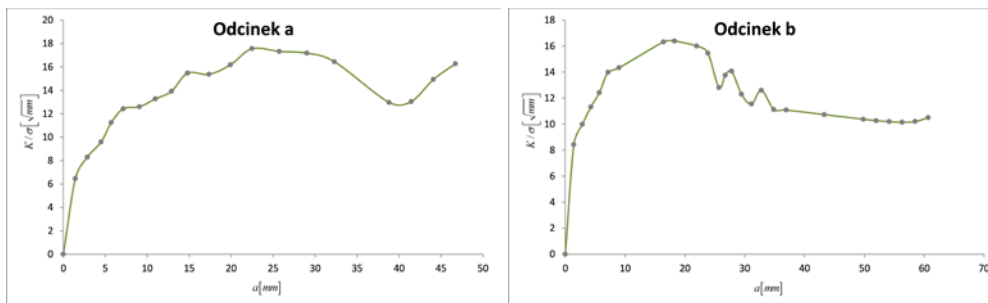


Rys. 5. Model MES fragmentu konstrukcji, w którym może wystąpić uszkodzenie [15, 16]

Wartości parametrów określające rozkład normalny dla stałej K_{Ic} definiującej odporność na kruche pękanie (*Fracture Toughness*) dla płaskich próbek w poprzek włókien (orientacja L-T), które odpowiadają uszkodzeniu w punkcie kontrolnym, dla stopu 2024-T351, zostały przyjęte na podstawie literatury [19]:

- wartość średnia $36,7 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$,
- odchylenie standardowe $4,29 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$.

Na podstawie przeprowadzonej analizy MES przy wykorzystaniu oprogramowania MSC [15] uzyskano następującą zależność pomiędzy współczynnikiem intensywności naprężeń, naprężeniami (K/σ) a długością pęknięcia a :



Rys. 6. Zależność K/σ od długości pęknięcia

Obliczenia propagacji uszkodzeń w programie AFGROW można wykonywać jedynie dla modeli nie zawierających otworów, dlatego uszkodzenie zostało podzielone na 2 odcinki tak jak zobrazowano na rysunku 5.

Na podstawie danych z rejestracji obejmujących okres od początku eksploatacji samolotów Orlik Polskich Sił Powietrznych przyjęto średnią długość lotu jako 43 minuty.

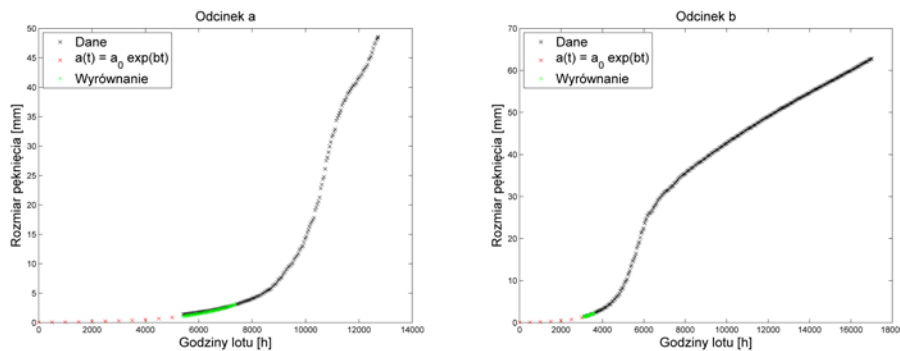
Za pomocą oprogramowania AFGROW uzyskano kształt krzywej $a(t)$ przedstawiony kolorem czarnym na rys. 7. Kolorem zielonym zaznaczono odpowiednie wyrównanie do równania (11). Kolorem czerwonym obrazuje zastosowaną ekstrapolację przy wykorzystaniu funkcji eksponencjalnej postaci:

$$a(t) = a_0 e^{bt} \quad (11)$$

W obliczeniach zastosowano klasyczny model z pęknięciem na wskroś propagującym od jednej strony. Wykorzystano obliczoną zależność $\beta(a)$ od długości pęknięcia oraz rzeczywiste widmo obciążeń na podstawie odkształceń zarejestrowanych przez czujnik tensometryczny. Przyjęto dane materiałowe dla stopu aluminium 2024-T351 wprowadzając wartości modułu Younga (E) oraz K_{IC} uzyskane z literatury [19]. Przyjęte wartości zostały przedstawione w tabeli 1.

Tabela 1. Parametry przyjęte do obliczeń prędkości propagacji uszkodzenia [15]

Parametr	Odcinek a	Odcinek b
Długość elementu	0,04857 [m]	0,06283 [m]
Grubość elementu	0,0025 [m]	0,0025 [m]
Początkowa długość uszkodzenia	0,00143 [m]	0,00143 [m]
K_{IC}	36,75 [MPa√m]	36,75 [MPa√m]
E	72 000 [MPa]	72 000 [MPa]
Współczynnik przeskalowania naprężeń	0,072 [-]	0,072 [-]



Rys. 7. Zależność długości pęknięcia od czasu lotu

Rozkład maksymalnych naprężeń zdefiniowano jako dystrybuantę rozkładu Gumbela na podstawie wyników badań w lotach:

$$H(\sigma) = \exp\left[-\exp\left(-\frac{\sigma - B}{A}\right)\right] \quad (12)$$

gdzie: σ - naprężenie,

A - parametr rozkładu Gumbela określający nachylenie dystrybuanty,

B - parametr rozkładu Gumbela określający kwantyl rzędu 37% maksymalnych naprężeń w lotach.

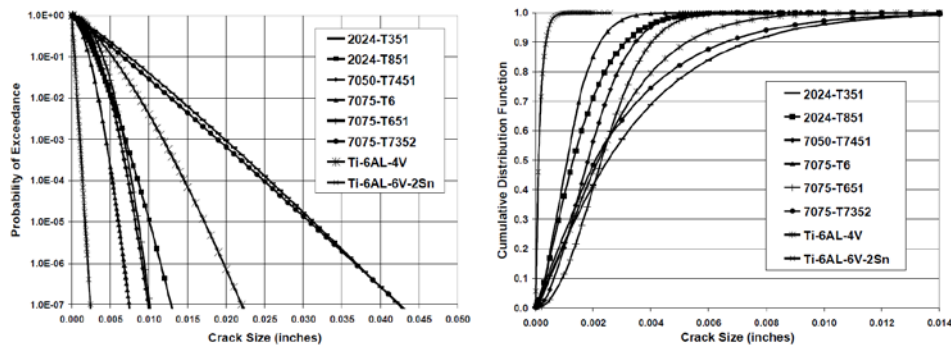
W celu uzyskania parametrów A i B rozkładu Gumbela sprawdzono korelacje pomiędzy maksymalnymi wartościami przeciążeń pionowych n_z a naprężeniami występującymi na

tensometrach wykorzystując w tym celu 285 lotów badawczych, na których został zastosowany system zabudowy rejestratora badawczego KAM 500 [11, 17]. Następnie zostały wyliczone współczynniki funkcji przejścia pomiędzy wartościami przeciążeń pionowych n_z a naprężeniami. Do obliczeń zastosowano algorytm aproksymacji liniowej metodą najmniejszych kwadratów, bądź stosując regresję nieliniową wykorzystującą algorytm Levenberg-Marquardt. Pobrano naprężenia wynikające z modelu globalnego z obliczeń MES dla $n_z=1$ w obszarze zainteresowania. Do obliczeń wykorzystano współczynniki funkcji przejścia oraz maksymalne przekroczenia przeciążeń pionowych n_z odnotowane z lotów pochodzących z rejestratorów pokładowych zamontowanych na samolotach PZL-Orlik TC-I oraz TC-II od początku eksploatacji do 2010 r. W tamtym okresie odbyło się przeszło 40 000 lotów. Wartości naprężeń zostały przybliżone do rozkładu Gumbela o współczynnikach:

- $A = 8,6$ [MPa],
- $B = 71,9$ [MPa],

stosując dopasowanie do lotów, w których wartości przeciążeń pionowych $n_z > 4,6$.

Początkowy rozkład wielkości pęknięcia został przyjęty na podstawie opracowania [5] (rys. 8).



Rys. 8. Odwrotność dystrybuanty oraz dystrybuanta ekwiwalentnego rozkładu początkowej wielkości pęknięcia [5]

Dane pochodzące z literatury zostały przybliżone za pomocą rozkładu Weibulla:

$$F_A(a) = 1 - e^{-(a/\lambda)^k} \quad (13)$$

gdzie: λ - parametr skali,
 k - parametr kształtu.

Rozkład początkowej wielkości pęknięcia jest zbliżony do funkcji rozkładu Weibulla, co zostało uzasadnione przez Yanga i Manninga [18, 27].

Do obliczeń przyjęto następujące parametry: $\lambda = 0,0891$ mm, $k = 1,1204$.

4. Wyniki

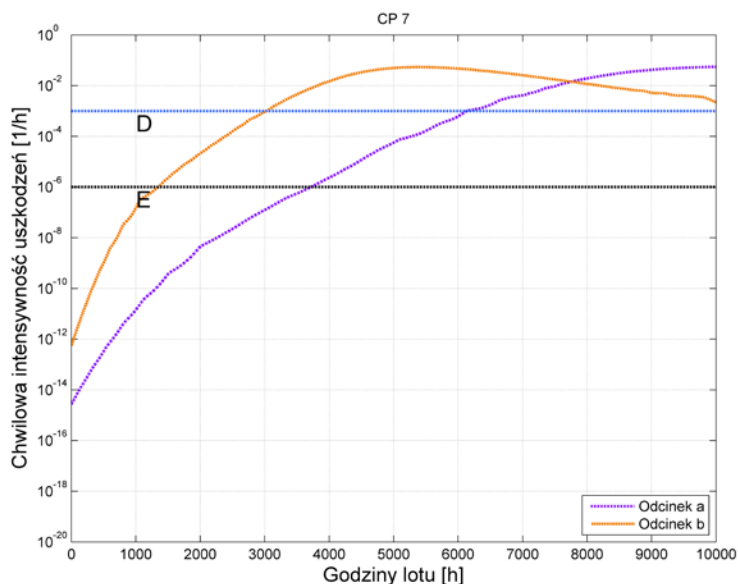
Dla odcinka b uszkodzenia, założono, iż początkiem propagacji pęknięcia będzie chwila, w której odcinek a ulegnie uszkodzeniu. Dla samolotów bojowych zaleca się określenie zdarzenia jako mało prawdopodobne (nieprawdopodobne), dzięki czemu można założyć, że nie doświadczy się takiego zdarzenia, dla którego chwilowa intensywność uszkodzeń jest mniejsza niż 10^{-6} podczas okresu użytkowania samolotu. Zdarzenia mało prawdopodobne, ale możliwe do wystąpienia podczas okresu użytkowania samolotu charakteryzują się chwilową intensywnością uszkodzeń mniejszą niż 10^{-3} , ale większą niż 10^{-6} (tabela 2). Drugim istotnym kryterium kwalifikacji zdarzeń, jest prawdopodobieństwo wystąpienia uszkodzenia. Jeżeli wartość $F(t)$ przekroczy 10^{-3} należy rozważyć dopuszczenie do dalszej eksploatacji bez dokonania uprzedniego przeglądu statku powietrznego [24, 26].

Na wykresach chwilowej intensywności uszkodzeń wyszczególniono odpowiednie poziomy bezpieczeństwa.

Tabela 2. Poziomy niebezpieczeństwa [14]

Określenie opisowe poziomu niebezpieczeństwa	Oznaczenie poziomu niebezpieczeństwa	Pojedynczy samolot	Flota
Mało prawdopodobne	D	Mało prawdopodobne, ale możliwe do wystąpienia podczas okresu użytkowania samolotu, z prawdopodobieństwem wystąpienia mniejszym niż 10^{-3} ale większym niż 10^{-6}	Mało prawdopodobne ale można rozsądnie oczekiwać że wystąpi
Nieprawdopodobne	E	Tak mało prawdopodobne (nieprawdopodobne), że można założyć, że nie doświadczy się takiego zdarzenia, z prawdopodobieństwem wystąpienia mniejszym niż 10^{-6} podczas okresu użytkowania samolotu	Mało prawdopodobne ale możliwe

Na rys. 9 przedstawiono odpowiednio wykresy chwilowej intensywności uszkodzenia omawianego regionu struktury nośnej samolotu PZL-130 TC II Orlik.



Rys. 9. Chwilowa intensywność uszkodzeń

4.1. Analiza wrażliwości wyników obliczeń

Program "Przejście na System Eksploatacji wg Stanu Technicznego Samolotów PZL-130 TC II Orlik" (SEWST) nie uwzględnił przebadania wszystkich parametrów wejściowych niezbędnych do przeprowadzenia analizy niezawodności struktury samolotu Orlik. Konieczne więc stało się przyjęcie na podstawie literatury parametrów opisujących kruche pęknięcie dla płaskich próbek w poprzek włókien (orientacja L-T), dla stopu 2024-T351 oraz początkowy rozkład wielkości pęknięcia.

Przeprowadzenie analizy wrażliwości wyników obliczeń prawdopodobieństwa uszkodzenia struktury samolotu PZL-130 Orlik TC-II na zmiany parametrów danych wejściowych pozwoliło ocenić, jak duży wpływ na końcowe wyniki mają parametry przyjęte na podstawie literatury.

Analiza wrażliwości na zmiany odporności na kruche pękanie K_{Ic}

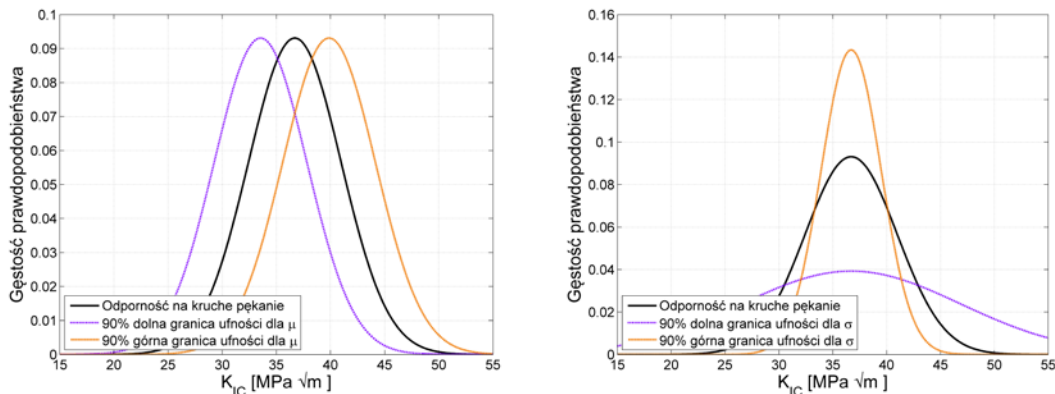
Odporność na kruche pękanie, dla określonego miejsca kontrolnego struktury płatowca, jest definiowana poprzez określenie wartości średniej μ oraz odchylenia standardowego σ założonego rozkładu normalnego K_{Ic} . Wrażliwość na wahania odporności na kruche pękanie przeprowadzono przez zmianę wartości średniej μ oraz odchylenia standardowego σ , w celu odzwierciedlenia potencjalnej niepewności parametrów, które są często określane na podstawie próbek z różnych partii produkcyjnych materiału.

Wartości parametrów K_{Ic} dla płaskich próbek w poprzek włókien (orientacja L-T), które odpowiadają uszkodzeniu w punkcie kontrolnym 7, dla stopu 2024-T351, zostały przyjęte na podstawie literatury [19] i były oparte na podstawie 5 próbek.

Dziewięćdziesięcio-procentowy przedział ufności dla wartości średniej μ oraz odchylenia standardowego σ dla 5 próbek został obliczony przy wykorzystaniu metody największej wiarygodności [20] i wynosi odpowiednio:

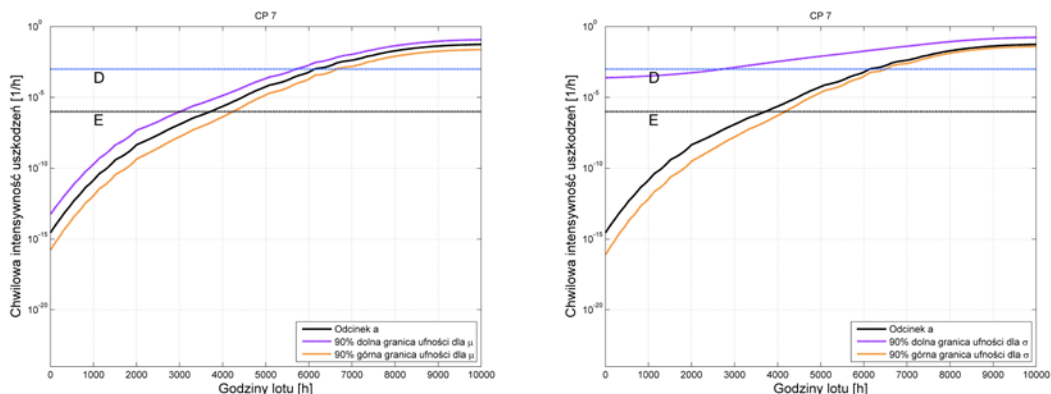
- wartość średnia (33,54; 39,86) $MPa\sqrt{m}$,
- odchylenie standardowe (10,17; 2,78) $MPa\sqrt{m}$.

Rysunek 10 pokazuje różnice w rozkładzie odporności na kruche pękanie, gdy wartość średnia μ i odchylenie standardowe σ są w skrajnych punktach niniejszych przedziałów ufności.



Rys. 10. Rozkład odporności na kruche pękanie w przedziale ufności dla wartości średniej μ i odchylenia standardowego σ

Wyniki obliczeń zostały przedstawione na rysunku 11.



Rys. 11. Chwilowa intensywność uszkodzeń dla odcinka a punktu kontrolnego dla różnych wartości średniej μ i odchylenia standardowego σ rozkładu normalnego odporności na kruche pękanie K_{Ic}

Na podstawie wykresów chwilowej intensywności uszkodzeń (rys. 11) wnioskować można, że zarówno zmiana parametru wartości średniej μ oraz odchylenia standardowego σ istotnie wpływa na końcowe wyniki. Zmiana o 10% przedziału ufności odchylenia standardowego σ , w porównaniu do 10-cio procentowej zmiany przedziału ufności wartości średniej, w końcowym wyniku spowoduje intensywniejsze zaburzenia. Początkowa, istotna rozbieżność wyników przy zmianie odchylenia standardowego σ zanika wraz z upływem czasu, co zostało dobrze pokazane na rys. 11.

Analiza wrażliwości na zmiany początkowego rozkładu wielkości pęknięcia

Wrażliwość początkowego rozkładu wielkości pęknięcia na chwilową intensywność uszkodzenia była badana poprzez zmianę parametrów w dwóch różnych sposobach:

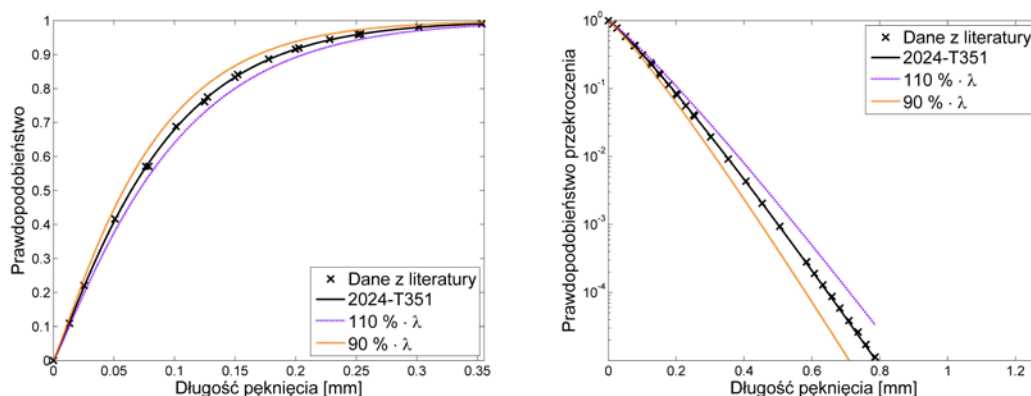
- parametr skali λ został arbitralnie zwiększony i zmniejszony o 10% przy zachowaniu stałej wartości parametru kształtu k ,
- parametr kształtu k został arbitralnie zwiększony i zmniejszony o 10% przy zachowaniu stałej wartości parametru skali λ .

Wartości parametrów rozkładu Weibulla do analizy wrażliwości zostały zebrane i przedstawione w tabeli 3. Rysunki 12 i 13 obrazują wykorzystane do obliczeń analizy wrażliwości początkowe rozkłady wielkości pęknięcia.

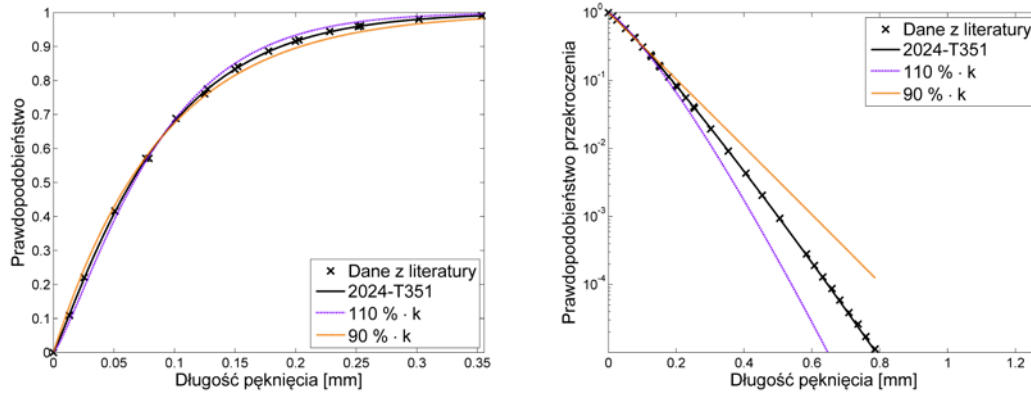
Wyniki obliczeń zostały przedstawione na rysunku 14.

Tabela 3. Parametry rozkładu Weibulla początkowej wielkości pęknięcia

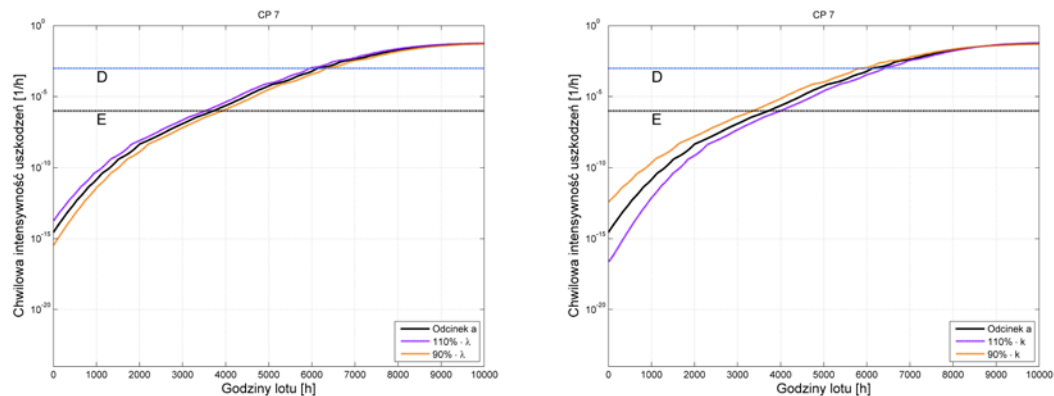
	[mm]	[in.]
parametr skali λ	0,0891	0,0035072
110% · λ	0,0980	0,0038579
90% · λ	0,0802	0,0031565
	[-]	
parametr kształtu k	1,1204	
110% · k	1,2324	
90% · k	1,0084	



Rys. 12. Dystrybuanta oraz odwrotność dystrybuanty ekwiwalentnego rozkładu początkowej wielkości pęknięcia gdy parametr skali λ był modyfikowany



Rys. 13. Odwrotność dystrybucyjności oraz dystrybuanta ekwiwalentnego rozkładu początkowej wielkości pęknięcia, gdy parametr kształtu k był modyfikowany



Rys. 14. Chwilowa intensywność uszkodzeń dla odcinka a punktu kontrolnego dla różnych wartości parametru skali λ i parametru kształtu k rozkładu Weibulla początkowej wielkości pęknięcia

Na podstawie wykresów chwilowej intensywności uszkodzeń (rys. 14) wnioskować można, iż zarówno parametr skali λ oraz parametr kształtu k w małym stopniu wpływają na końcowe wyniki. W najbardziej znaczącym pod względem niezawodnościowym obszarze, gdzie chwilowa intensywność uszkodzeń jest większa niż 10^{-3} wyniki różnią się nieznacznie. Zmiana o 10% parametru kształtu k , w porównaniu do 10-cio procentowej zmiany parametru skali, w końcowym wyniku spowoduje intensywniejszą zmianę. Ponieważ odchylenia wyników są niewielkie, wnioskować zatem można, że analiza niezawodności struktury nie jest istotnie wrażliwa na rozkład początkowej wielkości pęknięcia.

5. Wnioski

Opracowane wyniki symulacji wykazują, iż pęknięcie na kadłubie, na lewym pasie burty w zamku limuzyny na trzeciej wrędze dla rezerwu wynoszącego 6 000 godzin można scharakteryzować jako mało prawdopodobne, gdyż prawdopodobieństwo pęknięcia, pod warunkiem, iż uszkodzenie nie nastąpiło wcześniej jest mniejsze niż 10^{-3} podczas okresu użytkowania samolotu. Przyczyną otrzymania kształtu funkcji chwilowej intensywności uszkodzenia, przedstawionego na rys. 9 dla odcinka a, jest łagodny wzrost krzywej propagacji pęknięcia w początkowych okresach eksploatacji samolotu oraz relatywnie małe naprężenia występujące w badanym punkcie kontrolnym w odniesieniu do krzywej opisującej zależność stosunku współczynnika intensywności naprężenia do naprężeń w zależności od długości uszkodzenia. Przy założeniu, że część wewnętrzna pęknięcia kadłuba zacznie propagować w chwili, gdy poprzednia część, znajdująca się na zewnątrz kabiny ulegnie uszkodzeniu,

prawdopodobieństwo uszkodzenia elementu w następnej godzinie lotu wzrasta znacząco. Najważniejszym parametrem wpływającym na chwilową intensywność uszkodzenia części *b* jest prędkość propagacji pęknięcia. Uszkodzenie to można scharakteryzować jako mało prawdopodobne podczas 3 000 godzin użytkowania samolotu, ponieważ prawdopodobieństwo wystąpienia jest mniejsze niż 10^{-3} , ale większe niż 10^{-6} .

Graficzna analiza porównania, dla części *b*, zależności pomiędzy współczynnikiem intensywności naprężeń, naprężeniami (K/σ) a długością pęknięcia *a* (rys. 6) wraz z wykresem obrazującym chwilową intensywność uszkodzenia (rys. 9) wykazała silny wpływ funkcji kształtu pęknięcia ($\beta(a)$) na niezawodność. Brak monotoniczności krzywej (K/σ) dla długości pęknięcia ~ 40 mm (rys. 6a) świadczy o spadku chwilowej intensywności uszkodzenia w okolicach 5 000 h lotu.

Przeprowadzone badania potwierdziły, że możliwe jest, a zarazem celowe wyznaczenie niezawodności w punktach struktury nośnej statków powietrznych. Tego rodzaju podejście przy monitorowaniu niesprawności pozwala na optymalizację procesu dopuszczenia do lotów, przy jednoczesnym zapewnieniu bezpieczeństwa eksploatacji statków powietrznych.

Dodatkowo możliwe było wyszczególnienie najważniejszych parametrów wejściowych mających największy wpływ na końcową ocenę niezawodności w badanym punkcie kontrolnym struktury nośnej. Wykonane badania sugerują, że w przypadku elementów struktury nośnej, kluczowe znaczenie dla niezawodności konstrukcji lotniczej mają parametry definiujące szybkości propagacji pęknięcia oraz uwarunkowania konstrukcyjne wyrażone poprzez bezwymiarowy współczynnik intensywności naprężeń, określający stan naprężeń w wierzchołku pęknięcia uwzględniający kształt badanego elementu, niezależny od przyłożonego obciążenia.

Metodologia wraz z implementacją w stworzonym oprogramowaniu do oceny niezawodności wybranych punktów kontrolnych struktury nośnej została opracowana w taki sposób, aby możliwe było zastosowanie jej dla dowolnych typów statków powietrznych. Analiza niezawodności umożliwiła określenie zmian w czasie prawdopodobieństwa wystąpienia uszkodzenia zmęczeniowego w konstrukcji samolotu. Wyniki tej analizy stanowią również podstawę do określenia bezpiecznych interwałów pomiędzy kolejnymi przeglądami struktury samolotów.

Literatura

1. Babish C. Application of risk & reliability analysis for fatigue cracking in F-16 aircraft structure. Technical report, 2010 F-16 ASIP.
2. Bedford T. Cooke R. Probabilistic Risk Analysis Foundations and Methods. Cambridge: Cambridge University Press, 2001.
3. Devroye L. Non-Uniform Random Variate Generation. Springer-Verlag New York Berlin Heidelberg Tokyo, Harrisonburg, Virginia, United States of America, 1986.
4. Dixon B. Molent L. Ex-Service F/A-18 Centre Barrel Fatigue Flaw Identification Test Plan. Melbourne: DSTO Platforms Sciences Laboratory, 2003.
5. Gallagher J. Babish C. Malas J. Damage Tolerant Risk Analysis Techniques for Evaluating the Structural Integrity of Aircraft Structures. 11th International Conference on Fracture 2005; 1: 71-76.
6. Hinz M. Luecker A. Knuebel G. Bracke S. Reliability Analysis of Organic Fibres using Limited Data. 2015 61ST Annual Reliability And Maintainability Symposium (RAMS 2015), 2015.
7. Hinz M. Hienzsch F. Bracke S. Analysis of Simulated and Recorded Data of Car Fleets Based on Machine Learning Algorithms. 13th International Conference on

- Probabilistic Safety Assessment and Management (PSAM 13) in prep. 2016.
8. Jankowski K. Reymer P. Simulating crack propagation of the selected PZL-130 ORLIK TC-II aircraft structural component. *Fatigue of Aircraft Structures 2015*, In Press.
 9. Koucky M. Valis D. Reliability of sequential systems with a restricted number of renewals. *Proceedings and Monographs in Engineering, Water and Earth Sciences 2007*; 1845-1849.
 10. Leski A. An Algorithm of Selecting a Representative Load Sequence for a Trainer. *2nd International Conference on Engineering Optimization 2010*; CD: 1-8.
 11. Leski A. Reymer P. Kurdelski M. Development of Load Spectrum for Full Scale Fatigue Test of a Trainer Aircraft. *ICAF 2011 Structural Integrity: Influence of Efficiency and Green Imperatives 2011*: 573-584.
 12. Liao M. Bombardier Y. Renaud G. Bellinger N. Cheung T. Development of advanced risk assessment methodologies for aircraft structures containing MSD/MED. *ICAF 2009 Bridging the Gap between Theory and Operational Practice 2009*: 811-837.
 13. Miedlar P. Berens A. Hovey P. Boehnlein T. Loomis J. PRoF v3 PProbability Of Fracture Aging Aircraft Risk Analysis Update. Dayton: University of Dayton Research Institute, 2005.
 14. MIL-STD-882E, Department of Defense, Standard Practice For System Safety 2012.
 15. Podskarbi S. Leski A. Reymer P. Jankowski K. Kurdelski M. Stefaniuk M. Obliczenia stanu naprężenia oraz obliczenia szybkości wzrostu pęknięć dla CP z wykorzystaniem rzeczywistych widm obciążeń eksploatacyjnych. Sprawozdanie nr SP-58/31/2014. Warsaw: Air Force Institute of Technology, 2014.
 16. Reymer P. Jankowski K. Kłysz S. Lisiecki J. Leski A. Crack propagation of the selected PZL-130 Orlik TC-II aircraft structural component based on laboratory test results. *Proceedings of the Fourth Asian Conference on Mechanics of Functional Materials and Structures 2014*, 181-184.
 17. Reymer P. Leski A. Flight Loads Acquisition for PZL-130 ORLIK TCII Full Scale Fatigue Test. *Fatigue of Aircraft Structures 2011*; 3: 78-85.
 18. Rudd J. Yang J. Manning S. Garver W. Durability Design Requirements and Analysis for Metallic Airframes. *Design of Fatigue and Fracture Resistant Structures, ASTM STP 761, American Society for Testing and Materials 1982*; 133-151.
 19. Skinn D. A. Gallagher J. P. Berens A. P. Huber P. D. Smith J. *Damage Tolerant Design Handbook*. Wright Laboratory, Wright Patterson AFB, Ohio 45433-7734, 1994.
 20. Taboga M. *Lectures on Probability Theory and Mathematical Statistics - 2nd Edition*, second ed. CreateSpace Independent Publishing Platform, 2012.
 21. Tomaszek H. Jaształ M. Zieja M. Application of the Paris formula with $m=2$ and the variable load spectrum to a simplified method for evaluation of reliability and fatigue life demonstrated by aircraft components. *Eksploatacja i Niezawodność – Maintenance and Reliability 2013*; 4: 297-303.
 22. Tomaszek H. Zieja M. Wazny M. A method for reliability assessment of structural components of aircraft and sea-going ships with taking into account a given failure generation model. *Polish Maritime Research 2016*; 2(23): 83-90.
 23. Valis D. Koucky M. Zak L. On approaches for non-direct determination of system deterioration. *Eksploatacja i Niezawodność – Maintenance and Reliability 2012*; 1: 33-41.
 24. Valis D. Vintř Z. Dependability of mechatronics systems in military vehicle design. *Proceedings and Monographs in Engineering, Water and Earth Sciences 2006*; 1703-1707.

25. Valis D. Vintř Z. Koucky, M. Contribution to highly reliable items' reliability assessment. *Reliability, Risk and Safety: Theory and Applications* 2010; 1-3: 1321-1326.
26. White P. Molent L. Barter S. Interpreting fatigue test results using a probabilistic fracture approach. *International Journal of Fatigue* 2005; 27: 752–767.
27. Zieja M. Wazny M. Stepien, S. Distribution determination of time of exceeding permissible condition as used to determine lifetimes of selected aeronautical devices/systems. *Eksploatacja i Niezawodność – Maintenance and Reliability* 2016; 1(18): 57-64.
28. Zurek J. Tomaszek H. Zieja M. Analysis of structural component's lifetime distribution considered from the aspect of the wearing with the characteristic function applied. *SAFETY, RELIABILITY AND RISK ANALYSIS: BEYOND THE HORIZON* 2014; 2597-2602.