

Mgr inż. Marta Woch

Mgr inż. Marcin Kurdelski

Zakład Zdatości do Lotu Statków Powietrznych
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych
ul. Księcia Bolesława 6, 01-494 Warszawa, Polska
E-mail: marta.woch@itwl.pl
marcin.kurdelski@itwl.pl

Dr hab. inż. Marek Matyjewski

Zakład Podstaw Konstrukcji
Politechnika Warszawska
ul. Nowowiejska 24, 00-665 Warszawa, Polska
E-mail: mmatyjew@meil.pw.edu.pl

Niezawodność w punktach struktury nośnej statków powietrznych

Słowa kluczowe: *struktura nośna samolotu, badania niezawodnościowe, propagacja pęknięć*

Abstract: W przypadku złożonych systemów, jakim jest struktura samolotu wdrożenie technik prognostycznych oraz zarządzania czasem zdatości do eksploatacji może skutecznie poprawić wydajność systemu. Celem publikacji jest przedstawienie metody oceny niezawodności konstrukcji lotniczych oraz odpowiedniej procedury obliczeń wraz z ostatecznymi wynikami badań. W niniejszej pracy określono chwilową intensywność uszkodzeń oraz prawdopodobieństwo awarii w wybranych miejscach struktury samolotu PZL-130 TC II ORLIK. Uzyskane wyniki mogą być zastosowane do optymalizacji procesu dopuszczenia statków powietrznych do lotów, przy jednoczesnym zapewnieniu bezpieczeństwa ich eksploatacji.

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 zdatości do lotu z czasem poprawnego funkcjonowania statku powietrznego [27].

Jednym z najważniejszych zagadnień związanych z procesem eksploatacji statków powietrznych jest analiza trwałości ich elementów konstrukcyjnych [10, 20]. 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. 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, 22].

Prezentowany model matematyczny jest realizowany z wykorzystaniem specjalistycznego oprogramowania komputerowego PProbability Of Fracture (PROF) [13] i szeroko stosowany przez United States Air Force [4, 6]. National Research Council Canada [12, 24] do analiz niezawodnościowych struktury nośnej statków powietrznych stosuje podobne podejście matematyczne, które jest zrealizowane w oprogramowaniu ProDTA (PRObabilistic Damage Tolerance Anylisis).

Przedstawiona metoda oraz wyniki badań pozwalają na wydłużenie czasu eksploatacji statków powietrznych. Omawiane procedury nie są przeprowadzane dla samolotów należących do Polskich Sił Powietrznych, w szczególności dla samolotów PZL-130 TC II ORLIK. Wyjątkiem są samoloty F-16, dla których takie analizy prowadzi Lockheed Martin.

2. Metoda prognozowania niezawodności punktów struktury nośnej

Chwilowa intensywność uszkodzeń [5, 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 zdatnej pracy.

Jeśli zmienna losowa T posiada rozkład prawdopodobieństwa o gęstości $f(t)$ oraz dystrybuantę $F(t)$ równanie (1) przyjmie postać [1÷3]:

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

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 wyliczana jest za pomocą równania:

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

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:

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

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 $\bar{\sigma}$ występujących w lotach dla danego obserwowanego punktu, co może być matematycznie przedstawione jako:

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

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

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

$$F_1(t) = 1 - F_A(a^*(t_{cr} - t)) \quad (7)$$

gdzie: F_A - dystrybuanta 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):

$$\lambda_1(t) = \frac{f_1(t)}{1 - F_1(t)} \quad (8)$$

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:

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

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:

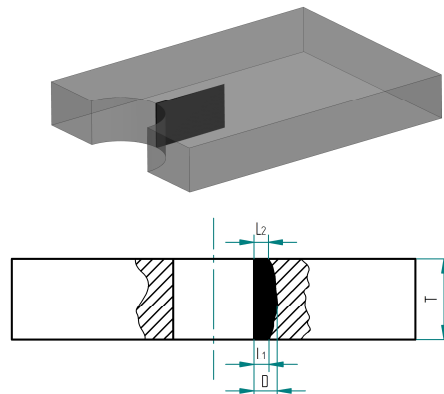
$$\lambda_2(t) = \frac{POF(t)}{\bar{t}} \quad (10)$$

gdzie \bar{t} jest średnią długością lotu.

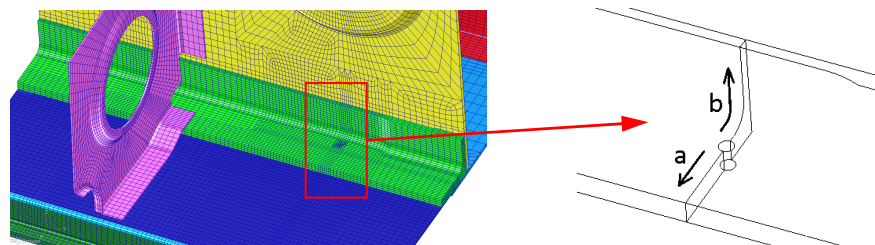
3. Analiza niezawodności – dane wejściowe

Analiza niezawodności została wykonana dla obszaru znajdującego się na skrzydle, dla potencjalnego uszkodzenia mogącego wystąpić w pasie dźwigara pomiędzy 5 i 6 żebrem

[11, 18]. Typ uszkodzenia sklasyfikowano jako HTC (Hole Through Thickness Crack) [6], którego schemat graficzny został zobrazowany na rys. 1. Model MES analizowanego obszaru został przedstawiony na rys. 2.



Rys. 1. Graficzny schemat typu uszkodzenia HTC (Hole Through Thickness Crack)

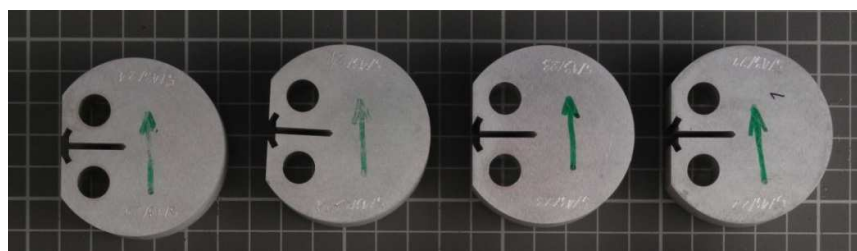


Rys. 2. Model MES fragmentu konstrukcji, w którym może wystąpić uszkodzenie [15]

Wartości parametrów określające rozkład normalny dla stałej K_{Ic} definiującej odporność na kruche pękanie (*Fracture Toughness*) dla próbek kompaktowych wykonanych ze stopu 2024-T351 typu RCT z karbem w poprzek włókien (orientacja L-T) przyjęto jako:

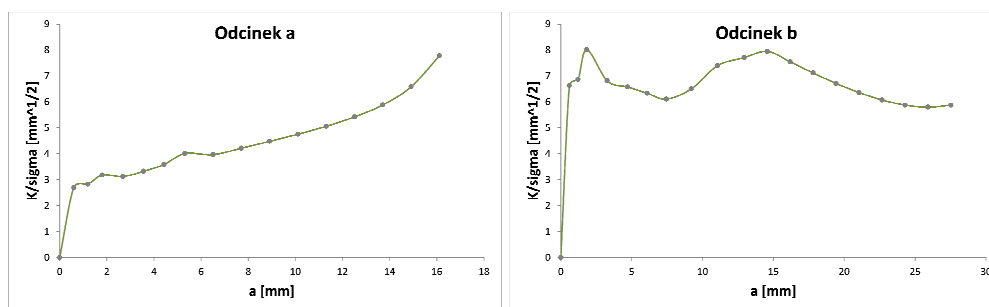
- wartość średnia $36.75 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$,
- odchylenie standardowe $0.247 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ [16].

Badania materiałowe zostały przeprowadzone w Laboratorium Badań Wytrzymałościowych Materiałów ITWL [7, 16] na maszynie wytrzymałościowo-zmęczeniowej MTS 810.23. Zakres badań obejmował: statyczną próbę rozciągania, badanie prędkości wzrostu pęknięć zmęczeniowych, badanie odporności materiału na pękanie oraz badania zmęczeniowe w zakresie wysokocyklowych i niskocyklowych badań (HCF i LCF). Zakres przeprowadzonych badań pozwolił uzupełnić i zweryfikować informacje dotyczące materiału wykorzystanego do budowy samolotów ORLIK w zakresie niezbędnym do analiz numerycznych realizowanych w ramach programu System Eksploatacji Według Stanu Technicznego (SEWST).



Rys. 3. Próbkki RCT przed badaniem [16]

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. 4. 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 2.

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

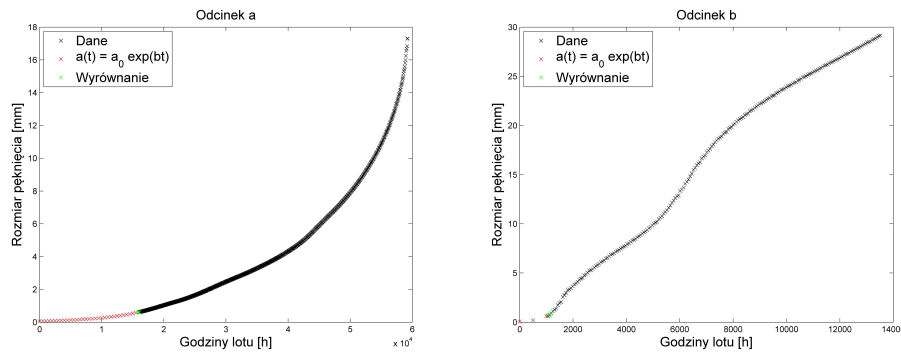
Za pomocą oprogramowania AFGROW uzyskano kształt krzywej $a(t)$ przedstawiony kolorem czarnym na rys. 5. Kolorem zielonym zaznaczono odpowiednie wyrównanie do równania (11). Kolor czerwony obrazuje zastosowaną ekstrapolację przy wykorzystaniu funkcji eksponencjalnej postaci:

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

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 badań laboratoryjnych [16]. Przyjęte wartości zostały przedstawione w tabeli 1.

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

Parametr	Odcinek a	Odcinek b
Długość elementu	0,01731 [m]	0,02915 [m]
Grubość elementu	0,005 [m]	0,0025 [m]
Początkowa długość uszkodzenia	0,0006 [m]	0,00061 [m]
K_{IC}	36,75 [MPa \sqrt{m}]	36,75 [MPa \sqrt{m}]
E	72 000 [MPa]	72 000 [MPa]
Współczynnik przeskalowania naprężeń	0,072 [-]	0,072 [-]



Rys. 5. 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.

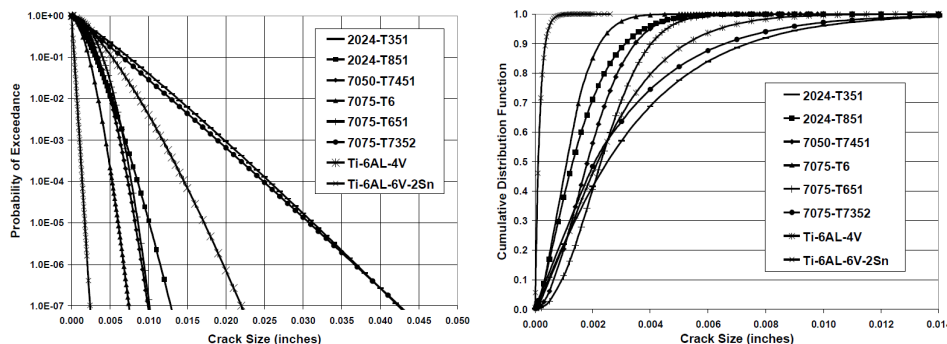
W celu uzyskania parametrów A i B rozkładu Gumbela sprawdzono korelacje pomiędzy maksymalnymi wartościami przeciążeń pionowych n_z a naprężeniami występującymi na tensometrach wykorzystując w tym celu 285 lotów badawczych, na których został zastosowany system zabudowy rejestratora badawczego KAM 500. 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:

$$A = 8.6 \text{ [MPa]},$$

$$B = 71.9 \text{ [MPa]},$$

stosując dopasowanie do lotów, w których wartości przeciążeń pionowych $n_z > 4.6$.

Początkowy rozkład wielkości pęknięcia został przyjęty na podstawie opracowania [7] (rys. 6).



Rys. 6. Odwrotność dystrybuanty oraz dystrybuanta ekwiwalentnego rozkładu początkowej wielkości pęknięcia [7]

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 [19, 26].

Do obliczeń przyjęto następujące parametry: $\lambda = 0.0891$ mm, $k = 1.1204$.

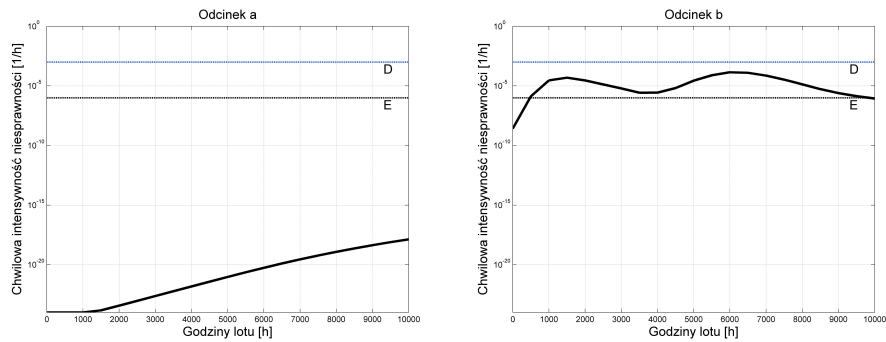
4. Analiza niezawodności – wynik

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 [23, 25]. Na wykresach chwilowej intensywności uszkodzeń wyszczególniono odpowiednie poziomy bezpieczeństwa.

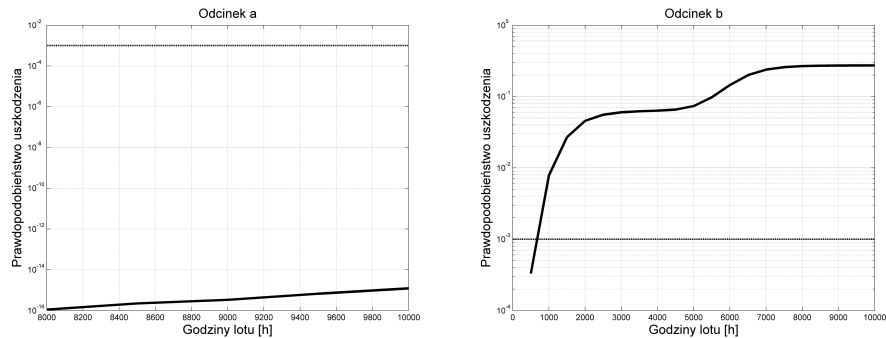
Tabela 2. Poziomy niebezpieczeństwa [14]

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. 7 i 8 przedstawiono odpowiednio wykresy chwilowej intensywności uszkodzenia oraz prawdopodobieństwa uszkodzenia omawianego regionu struktury nośnej samolotu PZL-130 TC II Orlik.



Rys. 7. Chwilowa intensywność uszkodzeń



Rys. 8. Prawdopodobieństwo uszkodzenia

5. Dyskusja wyników

Opracowane wyniki symulacji wykazują, iż pęknięcie pasa dźwigara pomiędzy 5 a 6 zębem dla rezerwy wynoszącego 10 000 godzin można scharakteryzować jako nieprawdopodobne, gdyż prawdopodobieństwo pęknięcia, pod warunkiem, iż uszkodzenie nie nastąpiło wcześniej jest mniejsze niż 10^{-6} podczas okresu użytkowania samolotu. Przyczyną otrzymania kształtu funkcji chwilowej intensywności uszkodzenia, przedstawionego na rys. 7 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 znajdująca się nad otworem pęknięcia zacznie propagować w chwili, gdy poprzednia część, znajdująca się pod otworem 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, 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. 4) wraz z wykresem obrazującym prawdopodobieństwo uszkodzenia (rys. 8b) wykazała silny wpływ funkcji kształtu pęknięcia ($\beta(a)$) na niezawodność. Brak monotoniczności krzywej (K/σ) dla długości pęknięcia ~ 5 mm (rys. 4b) świadczy o spadku chwilowej intensywności uszkodzenia w okolicach 3 000 h lotu. Spadek funkcji $\lambda(t)$ przyczynił się do wolniejszego przyrostu prawdopodobieństwa uszkodzenia w okresie 2 000 ÷ 5 000 godzin lotu.

6. Wnioski

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.

W przyszłości planowane jest dogłębne przestudiowanie metod numerycznych stosowanych przy ocenie niezawodności oraz zaimplementowanie przedstawionej metodyki we własnym oprogramowaniu. Celem tego zabiegu będzie oszczędność czasu oraz zapewnienie dokładności wyników poprzez użycie efektywnych algorytmów optymalizacji wraz z implementacją w językach niskopoziomowych.

Literatura

1. Babiarz B. An introduction to the assessment of reliability of the heat supply systems. *International Journal of Pressure Vessels and Piping* 2006; 4(83): 230-235.
2. Babiarz B. Chudy-Laskowska K. Forecasting of failures in district heating systems. *Engineering Failure Analysis* 2015; In Press, Corrected Proof.
3. Babiarz B. Risk assessment in heat supply system. *Safety and reliability: Methodology and Applications* 2014; 513-520.
4. Babish C. Application of risk & reliability analysis for fatigue cracking in F-16 aircraft structure. Technical report, 2010 F-16 ASIP.
5. Bedford T. Cooke R. *Probabilistic Risk Analysis Foundations and Methods*. Cambridge: Cambridge University Press, 2001.
6. Dixon B. Molent L. Ex-Service F/A-18 Centre Barrel Fatigue Flaw Identification Test Plan. Melbourne: DSTO Platforms Sciences Laboratory, 2003.
7. 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.
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 PRobability 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. Raport z badań nr 5/13. Raport z badania odporności materiału na pękanie. Warsaw: Air Force Institute of Technology, 2013.
 17. 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.
 18. Reymer P. Leski A. Flight Loads Acquisition for PZL-130 ORLIK TCII Full Scale Fatigue Test. Fatigue of Aircraft Structures 2011; 3: 78-85.
 19. 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.
 20. Tomaszek H. Jaształ M. Zieja M. A simplified method to assess fatigue life of selected structural components of an aircraft for a variable load spectrum. Eksploatacja i Niezawodność – Maintenance and Reliability 2011; 4: 34.
 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. 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.
 23. Valis D. Vintř Z. Dependability of mechatronics systems in military vehicle design. Proceedings and Monographs in Engineering, Water and Earth Sciences 2006; 1703-1707.
 24. 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.
 25. White P. Molent L. Barter S. Interpreting fatigue test results using a probabilistic fracture approach. International Journal of Fatigue 2005; 27: 752–767.
 26. Zieja M. Wazny M. A model for service life control of selected device systems. Polish Maritime Research 2014; 2(21): 45-49.
 27. Żurek J. Models of team actions within the national rescue system. Journal of Konbin 2011; 4(20): 185-200.