

Autoreferat

1. Dane osobowe

Imię i nazwisko: **Lucjan Witek**

2. Posiadane dyplomy i stopnie naukowe

Stopień doktora	Rok uzyskania: 2002 Politechnika Rzeszowska, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa Dyscyplina: Mechanika Tytuł pracy doktorskiej: Numeryczno-eksperymentalna analiza stateczności oraz nośności granicznej powłoki walcowej wzmocnionej profilami zamkniętymi Promotor: Prof. dr hab. inż. Henryk Kopecki – Politechnika Rzeszowska Recenzenci: Prof. dr hab. inż. Maciej Bossak – Politechnika Warszawska Prof. dr hab. inż. Marian Królak – Politechnika Łódzka
Tytuł magistra	Rok uzyskania: 1997 Politechnika Rzeszowska; Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa, Kierunek: lotnictwo Tytuł pracy magisterskiej: Praca powłok walcowych po utracie stateczności Promotor: Prof. dr hab. inż. Henryk Kopecki – Politechnika Rzeszowska

3. Informacje o dotychczasowym zatrudnieniu w jednostkach naukowych:

1996-1997	Asystent stażysta, Katedra Mechaniki Stosowanej i Robotyki, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa, Politechnika Rzeszowska.
1997-2002	Asystent, Katedra Mechaniki Stosowanej i Robotyki, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa, Politechnika Rzeszowska.
2002-2005	Adiunkt, Katedra Mechaniki Stosowanej i Robotyki, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa, Politechnika Rzeszowska.
2005- obecnie	Adiunkt, Katedra Samolotów i Silników Lotniczych, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa, Politechnika Rzeszowska.

4. Wskazane osiągnięcia wynikające z art. 16 ust. 2 ustawy z dnia 14 marca 2003 r. o stopniach naukowych i tytule naukowym oraz o stopniach i tytule w zakresie sztuki (Dz. U. Nr 65, poz. 595 ze zm.)

4.1. Jednotematyczny cykl publikacji¹ pt.: „Problemy zmęczeniowego pęknięcia wirujących zespołów turbinowych silników lotniczych”, stanowiący osiągnięcie naukowe uzyskane po otrzymaniu stopnia doktora:

- [A1] Witek L., Failure analysis of turbine disc of an aero engine, *Engineering Failure Analysis*, Vol.: 13, Issue: 1, Elsevier, 2006. Liczba cytowań: 8. Impact factor²: 0,428.
- [A2] Witek L., Numeryczna analiza pola naprężeń oraz dynamiki rozwoju szczeliny zmęczeniowej w turbinie silnika lotniczego poddanej działaniu złożonego obciążenia termo-mechanicznego, Materiały XIII Konferencji Mechaniki Pęknięcia, Zeszyty Naukowe Politechniki Opolskiej, Seria: *Mechanika*, Nr 343/2011 z.99, ISSN 1429-6055, 2011.
- [A3] Kowalski T., Mamrowicz J., Witek L., Numeryczna analiza naprężeń oraz trwałości zmęczeniowej turbiny silnika śmigłowcowego, *Przegląd Mechaniczny*, Wydawca: Instytut Mechanizacji Budownictwa i Górnictwa Skalnego, Nr 11, 2008.
- [A4] Witek L., Wierzbńska M., Poznańska A., Fracture analysis of compressor blade of a helicopter engine, *Engineering Failure Analysis*, Vol.: 16, Issue: 5, Elsevier, 2009. Liczba cytowań: 6. Impact factor: 0,945.
- [A5] Witek L., Metodyka eksperymentalnych badań prędkości propagacji pęknięć zmęczeniowych w łopatkach sprężarki silnika turbinowego PZL-10W, *Journal of Aeronautica Integra*, Wydawca: Sieć Naukowa Aeronautica Integra, Vol. 2/2009.
- [A6] Witek L. Experimental crack propagation and failure analysis of the first stage compressor blade subjected to vibration, *Engineering Failure Analysis*, Vol.: 16, Issue: 7, Elsevier, 2009. Liczba cytowań: 6. Impact factor: 0,945.
- [A7] Witek L., Crack propagation analysis of mechanically damaged compressor blades subjected to high cycle fatigue. *Engineering Failure Analysis*, Elsevier, Vol.: 18, Issue 4, Elsevier, 2011. Impact factor: 0,817.
- [A8] Witek L., Numerical stress and crack initiation analysis of the compressor blades after foreign object damage subjected to high-cycle fatigue, *Engineering Failure Analysis*, Vol.: 11, Issue: 8, Elsevier, 2011, Impact factor: 0,817.
- [A9] Witek L., Stress intensity factor calculations for the compressor blade with half-elliptical surface crack using Raju-Newman solution, *Fatigue of Aircraft Structures Monographic Series*, ISSN: 2081-7738, Institute of Aviation Scientific Publications, Warsaw, Poland, 2011.

¹ Kopie prac wchodzących w skład cyklu publikacji (stanowiącego osiągnięcie naukowe wynikające z art. 16 ust. 2 ustawy z dnia 14 marca 2003 r. o stopniach naukowych i tytule naukowym oraz o stopniach i tytule w zakresie sztuki (Dz. U. Nr 65, poz. 595 ze zm.)) zawarte są w odrębnym załączniku (Załącznik 7).

² Wartości wskaźnika Impact Factor (IF) czasopism zdefiniowano zgodnie z rokiem opublikowania. Dla publikacji z roku 2011 podano uśrednione wartości IF z ostatnich 5 lat.

4.2 Omówienie celu naukowego poszczególnych prac oraz osiągniętych wyników

Przedstawiony do oceny cykl prac obejmuje dziewięć publikacji związanych tematycznie z problemami zmęczeniowego pęknięcia wirujących zespołów turbinowych silników lotniczych. Zespoły te zaliczane są do grupy krytycznych elementów silnika, które decydują o jego trwałości. Pęknięcia zmęczeniowe wirujących elementów silnika mogą spowodować poważne uszkodzenia płatowca, prowadząc w skrajnych przypadkach do katastrofy statku powietrznego. Symulacja procesów zmęczeniowego pęknięcia należy do zadań trudnych, biorąc pod uwagę złożoność geometrii oraz obciążeń wirujących podzespołów silników turbinowych. Z powyższych względów zagadnienia te nie są szeroko opisywane w literaturze naukowej.

Głównym celem naukowym wyszczególnionego cyklu prac jest ocena wybranych metod numeryczno-analitycznych prognozowania trwałości zmęczeniowej wirujących zespołów turbinowych silników lotniczych. Dodatkowym celem o znaczeniu zarówno naukowym, jak również użytkowym jest określenie pola naprężeń, liczby cykli niezbędnej do inicjacji szczelin zmęczeniowych oraz prędkości propagacji pęknięć w newralgicznych elementach silników turbinowych, poddanych działaniu złożonych obciążeń. Dla zrealizowania tych celów, w poszczególnych publikacjach określono:

1. Przyczyny zmęczeniowego pęknięcia tarczy turbiny oraz pole naprężeń w tarczy, poddanej działaniu złożonego obciążenia termo-mechanicznego [A1].
2. Prędkość propagacji szczeliny zmęczeniowej w tarczy turbiny poddanej działaniu niskocyklowego zmęczenia termo-mechanicznego [A2].
3. Liczbę cykli niezbędną do inicjacji szczeliny zmęczeniowej w tarczy turbiny napędowej silnika śmigłowcowego [A3].
4. Przyczyny eksploatacyjnego pęknięcia łopatek sprężarki oraz pole naprężeń w łopatce pracującej w zróżnicowanych warunkach obciążenia [A4].
5. Skuteczność wybranych metod pomiarowych, wykorzystywanych w eksperymentalnych badaniach zmęczeniowych łopatek sprężarki [A5].
6. Prędkość propagacji szczeliny zmęczeniowej oraz liczbę cykli niezbędną do inicjacji pęknięcia w łopatce bez defektów początkowych, poddanej działaniu drgań rezonansowych (badania eksperymentalne) [A6].
7. Trwałość zmęczeniową łopatek zawierających defekty mechaniczne, powstałe przez zderzenie łopatki z obcym obiektem (badania eksperymentalne) [A7].
8. Liczbę cykli niezbędnych do inicjacji szczeliny zmęczeniowej w łopatkach sprężarki bez defektów oraz z korbami typu V, poddanych działaniu drgań rezonansowych [A8].
9. Współczynnik intensywności naprężenia oraz prędkość propagacji szczeliny zmęczeniowej w łopatce poddanej działaniu zmęczenia wysokocyklowego (metoda analityczna) [A9].

Prace wchodzące w skład cyklu stanowią próbę całościowego ujęcia problemów zmęczeniowego pęknięcia wirujących zespołów turbinowych silników lotniczych, które poddane są działaniu złożonych obciążeń. Rezultaty symulacji numerycznych zostały zweryfikowane za pomocą zmęczeniowych badań eksperymentalnych, co pozwoliło na ocenę skuteczności zaproponowanych metod obliczeń służących do określenia liczby cykli niezbędnych do inicjacji szczeliny oraz prędkości propagacji pęknięć w łopatkach sprężarki, pracujących w warunkach drgań rezonansowych. Wyniki zmęczeniowych badań doświadczalnych oraz symulacji numeryczno-analitycznych wirujących elementów silników lotniczych stanowią oryginalne osiągnięcie naukowe habilitanta w zakresie wytrzymałości i zmęczenia materiałów oraz mechaniki pęknięcia. Rezultaty jakościowe i ilościowe przedstawione w pracach mają także

znaczenie praktyczne, ponieważ przyczyniają się do zwiększenia bezpieczeństwa eksploatacji statków powietrznych. Wyniki opisywanych badań poprzez opublikowanie w czasopismach znajdujących się na liście JCR, zostały poddane ocenie społeczności międzynarodowej.

[A1] Witek L., Failure analysis of turbine disc of an aero engine, *Engineering Failure Analysis*, Vol.: 13, Issue: 1, Elsevier, 2006. Liczba cytowań: 8. Impact factor: 0,428.

W pracy [A1] analizowany jest przypadek zmęczeniowego pęknięcia tarczy turbiny silnika turbośmigłowego, służącego do napędu samolotu transportowego. W rozpatrywanym silniku, w wyniku odłamania dwóch fragmentów tarczy oderwały się 3 łopatki, poważnie uszkadzając turbinę. Głównym celem naukowym pracy jest określenie pola naprężeń występujących w turbinie poddanej działaniu złożonego obciążenia termo-mechanicznego, symulującego warunki występujące podczas pracy silnika. Dodatkowym celem o znaczeniu zarówno naukowym jak również użytkowym jest analiza naprężeń i odkształceń plastycznych powstających w trakcie pracy silnika z prędkością obrotową przekraczającą wartości dopuszczalne. Jednym z głównych celów o znaczeniu praktycznym jest określenie przyczyn przedwczesnego pęknięcia analizowanej tarczy turbiny.

Przeprowadzona w pracy szczegółowa analiza przelomu uszkodzonej tarczy wykazała obecność linii przystankowych, stąd można wnioskować, że pęknięcie miało charakter zmęczeniowy. Ognisko pęknięcia znajdowało się na krawędzi połączenia jodełkowego tarczy. W celu określenia przyczyn pęknięcia tarczy przeprowadzona została numeryczna analiza naprężeń występujących w turbinie silnika, poddanej działaniu złożonego obciążenia termo-mechanicznego. W obliczeniach zastosowano warunki symetrii cyklicznej, umożliwiające analizę modelu składającego się z wycinka tarczy oraz jednej łopatki. Do zamodelowania zjawisk kontaktowych w zamku (połączeniu jodełkowym łączącym tarczę i łopatkę) wykorzystano kontakt typu Coulomba. Oprócz obciążenia mechanicznego (wynikającego z wirowania i dodatkowego działania sił gazodynamicznych) zdefiniowano także obciążenie termiczne wynikające z niejednorodnego pola temperatury w łopatce i tarczy.

Rezultaty symulacji numerycznej przeprowadzonej w pracy wskazują, że największe naprężenie zredukowane ($\sigma = 968$ MPa) występujące w trzecim rowku połączenia jodełkowego tarczy jest o 20% niższe od wytrzymałości materiału na rozciąganie ($R_m = 1200$ MPa). Strefa maksymalnych naprężeń pokrywa się z miejscem, gdzie nastąpiła inicjacja szczeliny zmęczeniowej w uszkodzonej tarczy. Strefa największych naprężeń zredukowanych w łopatce ($\sigma = 879$ MPa) zlokalizowana jest w rowkach połączenia jodełkowego. Uzyskane wyniki badań wskazują na fakt, że tarcza turbiny jest podatna na działanie zmęczenia niskocyklowego związanego ze zmienną prędkością obrotową wirnika występującą w różnych fazach pracy silnika oraz nierównomiernym nagrzaniem tarczy.

Jednym z celów naukowych pracy [A1] jest określenie wartości naprężeń oraz odkształceń plastycznych w wybranych punktach turbiny podczas jej rozkręcania do obrotów znacznie wyższych niż nominalne. Zjawisko takie (rozkręcanie) może wystąpić w sytuacjach awaryjnych, kiedy zostanie przerwane mechaniczne połączenie turbiny i sprężarki lub ulegnie awarii układ sterowania silnika. Wyniki przedstawione w pracy wykazują, że przy prędkości wirnika $n = 16\ 000$ obr/min rozpoczyna się proces uplastycznienia materiału tarczy w strefie zamka. Przy prędkości obrotowej turbiny $n = 23\ 000$ obr/min lokalne naprężenie zredukowane w strefie zamka tarczy osiąga wartość wytrzymałości materiału na rozciąganie ($R_m = 1200$ MPa).

Wyniki przedstawione w pracy wskazują, że przyczyną zmęczeniowego pęknięcia tarczy turbiny była nieodpowiednia konstrukcja zamka łączącego tarczę i łopatkę. Wysokie naprężenia tylko w jednym (z trzech) rowków połączenia jodełkowego działając cyklicznie spowodowały inicjację oraz wzrost szczeliny prowadząc w konsekwencji do zmęczeniowego zniszczenia konstrukcji.

Do oryginalnych osiągnięć naukowych wynikających z realizacji pracy [A1] można zaliczyć określenie pola naprężeń w turbinie silnika lotniczego poddanej działaniu złożonych obciążeń termo-mechanicznych a także określenie wartości odkształceń plastycznych i naprężeń w turbinie podczas jej rozkręcania do obrotów znacznie przekraczających wartości dopuszczalne. Analiza naprężeń powstających w trakcie rozkręcania pozwala na oszacowanie krytycznej prędkości obrotowej, przy której może nastąpić rozerwanie turbiny wskutek osiągnięcia wytrzymałości materiału na rozciąganie. Wyniki uzyskane w pracy, dotyczące określenia przyczyn eksploatacyjnego pęknięcia tarczy turbiny oraz lokalizacji stref konstrukcji, w których występuje największe prawdopodobieństwo wystąpienia pęknięć zmęczeniowych przyczyniają się do poprawy bezpieczeństwa eksploatacji statków powietrznych.

[A2] Witek L., Numeryczna analiza pola naprężeń oraz dynamiki rozwoju szczeliny zmęczeniowej w turbinie silnika lotniczego poddanej działaniu złożonego obciążenia termo-mechanicznego, Materiały XIII Konferencji Mechaniki Pęknięcia, Politechnika Opolska, *Mechanika*, Nr 343/2011 z.99, ISSN 1429-6055, 2011.

Kolejna publikacja [A2] stanowi kontynuację pracy [A1] i dotyczy modelowania procesu zmęczeniowego pęknięcia tarczy turbiny silnika przepływowego. Głównym celem naukowym pracy jest określenie współczynnika intensywności naprężeń (K_I) w tarczy turbiny zawierającej szczelinę o kształcie ćwierć-eliptycznym. Dodatkowym celem o znaczeniu istotnym z punktu widzenia zarówno naukowego jak również praktycznego jest wyznaczenie prędkości propagacji pęknięcia w turbinie silnika pracującej w warunkach zmiennego obciążenia termo-mechanicznego.

W pracy [A2] założono, że szczelina będzie rozwijać się w strefie tarczy turbiny, gdzie naprężenia maksymalne główne (σ_1) osiągają największe wartości. Na podstawie obserwacji linii przystankowych, widocznych na eksploatacyjnym przelomie turbiny (rezultaty pracy [A1]), w modelu numerycznym tarczy zdefiniowano szczelinę o kształcie ćwierć-eliptycznym. Do zamodelowania strefy wokół wierzchołka pęknięcia wykorzystano specjalne zdegenerowane elementy skończone zapewniające uzyskanie osobliwości naprężeń.

W wyniku analiz przeprowadzonych dla szczelin o długościach od 1 do 7 mm (dla różnych prędkości obrotowych turbiny) wyznaczono wartości całki J, współczynnika intensywności naprężeń K_I oraz określono stan naprężenia w strefie wokół wierzchołka pęknięcia. Wartości całki J oraz współczynnika K_I wyznaczono dla trzech konturów całkowania. Z uzyskanych rezultatów wyodrębniono parametr ΔK , który obliczany był jako różnica wartości współczynnika K_I wyliczona dla obrotów biegu jałowego turbiny ($n=6373$ obr/min) oraz dla prędkości maksymalnej wirnika ($n=14250$ obr/min). W obliczeniach ΔK uwzględniono także zróżnicowane pole temperatury występujące w tarczy turbiny podczas pracy silnika.

Jednym z głównych rezultatów pracy jest wykres prędkości propagacji szczeliny zmęczeniowej uzyskany dla tarczy poddanej działaniu zmiennego obciążenia termo-mechanicznego. W określeniu dynamiki rozwoju pęknięcia wykorzystano prawo Parisa-Erdogana oraz wartości parametru ΔK , określone dla szczelin o różnych długościach. Analizując uzyskane wyniki można stwierdzić, że szczelina w tarczy (która cyklicznie rozpędza się i zwalnia w zakresie prędkości 6373 - 14250 obr/min) potrzebuje na rozwój od wymiaru $a=1$ mm do $a=7$ mm około 7000-8000 cykli akceleracji silnika.

Do oryginalnych osiągnięć naukowych pracy [A2] można zaliczyć określenie prędkości propagacji szczeliny zmęczeniowej w tarczy turbiny silnika lotniczego, poddanej działaniu zmiennego obciążenia termo-mechanicznego. Znaczącym osiągnięciem z zakresu mechaniki pęknięcia oraz metody elementów skończonych jest także numeryczne wyznaczenie współczynnika intensywności naprężeń dla konstrukcji o złożonych kształtach i obciążeniach,

(jaką jest tarcza turbiny zawierająca pęknięcie). Jednym z istotnych osiągnięć o znaczeniu zarówno naukowym, jak również użytkowym jest opracowanie hybrydowej numeryczno-analitycznej metody obliczeń, służącej do określenia prędkości propagacji pęknięć zmęczeniowych.

Informacja nt. dynamiki rozwoju pęknięć ma duże znaczenie praktyczne. Pozwala ona (w zestawieniu z rzeczywistą historią obciążenia silnika) na określenie czasookresu inspekcji technicznych silnika, podczas których można wykryć szczelinę w fazie stabilnego rozwoju, przed osiągnięciem rozmiaru krytycznego, przy której następuje destrukcja elementu. Taka metoda eksploatacji konstrukcji (nazywana w literaturze jako „damage tolerance”) stosowana jest z powodzeniem dla samolotów i silników lotniczych, które można eksploatować w warunkach tzw. nadzorowanej eksploatacji, przerywanej planowymi inspekcjami technicznymi. Opisywaną procedurę można stosować nie tylko dla konstrukcji lotniczych, ale także dla dowolnych części maszyn pracujących w warunkach obciążeń zmiennych.

[A3] Kowalski T., Mamrowicz J., Witek L., Numeryczna analiza naprężeń oraz trwałości zmęczeniowej turbiny silnika śmigłowego, *Przegląd Mechaniczny*, Wydawca: Instytut Mechanizacji Budownictwa i Górnictwa Skalnego, Nr 11, 2008.

Głównym celem naukowym pracy [A3] jest określenie pola naprężeń oraz liczby cykli obciążenia niezbędnych do inicjacji szczeliny zmęczeniowej w turbinie napędowej silnika śmigłowego, poddanej działaniu zmęczenia niskocyklowego. Praca powstała w wyniku współpracy naukowej pomiędzy firmą WSK PZL-Rzeszów a Politechniką Rzeszowską. Moim udziałem w publikacji [A3] jest definicja warunków brzegowych i obciążeń termomechanicznych turbiny, wykonanie numerycznej analizy naprężeń oraz obliczeń zmęczeniowych trójwymiarowego modelu turbiny a także edycja pracy. Swoją szacunkową rolę w pracy [A3] oceniam na 60%.

W pracy zastosowano oryginalną dwustopniową metodę obliczeń numerycznych skomplikowanych geometrycznie elementów konstrukcyjnych. W metodzie tej wyniki uzyskane dla modelu osiowosymetrycznego stanowią warunki brzegowe dla ograniczonego wymiarowo modelu przestrzennego. W wyniku przeprowadzonych obliczeń wstępnych wyznaczono pole przemieszczeń dla osiowo-symetrycznego modelu składającego się z turbiny napędowej I i II stopnia oraz wału. Uzyskane pole przemieszczeń zostało następnie wykorzystane jako warunek brzegowy w przestrzennym modelu turbiny, składającym się z wycinka tarczy i łopatki. W modelu przestrzennym tarczy zdefiniowano dodatkowo warunki symetrii cyklicznej. Zastosowana w pracy metoda pozwala na znaczne ograniczenie wymiaru złożonego zadania numerycznego, jakim jest analiza całej tarczy turbiny zawierającej 47 łopatek.

Rezultaty przedstawione w pracy wykazały, że w tarczy turbiny napędowej poddanej działaniu złożonego obciążenia termomechanicznego (wirowanie, $n=24960$ obr/min oraz niejednorodne pole temperatury), lokalne naprężenia zredukowane w strefie połączenia jodełkowego osiągają wartości 745 MPa. Naprężenia rozciągające (σ_1) w newralgicznych strefach turbiny osiągają wartość 795 MPa. Strefa największych naprężeń maksymalnych głównych w łopatce ($\sigma_1=338$ MPa) położona jest na wypukłej powierzchni pióra.

W przeprowadzonych obliczeniach zmęczeniowych zostały wykorzystane następujące metody: liniowa teoria sumowania uszkodzeń zmęczeniowych (Palmgreena-Minera), równania Basquina i Coffina-Mansona stosowane do opisu charakterystyki materiałowej ϵ -N, korekcja sprężysto-plastyczna Neubergera oraz metoda „Rainflow” służąca do zliczania cykli obciążenia. W analizie zmęczeniowej zastosowano ponadto metodę Muralidharan służącą do analitycznego wyznaczenia zmęczeniowych stałych materiałowych.

Wyniki obliczeń zmęczeniowych prowadzonych dla uproszczonego przebiegu obciążeń zmiennych wskazują, że prognozowana liczba godzin pracy silnika do pojawienia się

pierwszego pęknięcia w tarczy turbiny wynosi około 1150 h. Naprężenia rozciągające w łopacie (pochodzące od wirowania) mają znacznie niższe wartości, co przekłada się na jej wyższą odporność na zmęczenie (inicjacja szczeliny po ok. 11000 godzin pracy silnika). Określenie na drodze eksperymentalnej trwałości zmęczeniowej turbiny lub łopatek jest możliwe, jednak wiąże się z ogromnymi kosztami, związanymi z długotrwałą pracą silnika turbinowego na stanowisku badawczym i jego częstym demontażem mającym na celu określenie obecności lub rozmiaru pęknięć w jego elementach wirujących. Wyniki podobnych opublikowanych badań eksperymentalnych nie są znane autorom pracy.

Rezultaty badań przedstawione w pracy [A3] należą do oryginalnych osiągnięć naukowych z zakresu wytrzymałości i zmęczenia materiałów. Wyniki jakościowe (w postaci lokalizacji newralgicznych pod względem zmęczeniowym stref konstrukcji) mają także znaczenie użytkowe i mogą być przydatne dla personelu technicznego w trakcie kontroli zespołów silnika na obecność eksploatacyjnych pęknięć zmęczeniowych.

[A4] Witek L., Wierzińska M., Poznańska A., Fracture analysis of compressor blade of a helicopter engine, *Engineering Failure Analysis*, Vol.: 16, Issue: 5, Elsevier, 2009, Liczba cytowań: 6, Impact factor: 0,945

W pracy [A4] analizowany jest przypadek zmęczeniowego pęknięcia łopatki sprężarki turbinowego silnika śmigłowcowego, która została uszkodzona w trakcie eksploatacji. Opisujący problem nie jest odosobniony, istnieją bowiem liczne udokumentowane przypadki eksploatacyjnych uszkodzeń zmęczeniowych łopatek sprężarek silników turbinowych produkowanych w Polsce w latach 1984-2002³. Praca powstała w wyniku współpracy naukowej pomiędzy Politechniką Rzeszowską a firmą WSK PZL-Rzeszów S.A. Moim udziałem w pracy [A4] jest wykonanie numerycznej analizy naprężeń w łopacie poddanej działaniu sił odśrodkowych oraz drgań, określenie częstotliwości drgań własnych łopatek a także edycja pracy. Swój szacunkowy udział w publikacji [A4] oceniam na 60%.

Łopaska sprężarki w trakcie pracy silnika poddana jest działaniu zmęczenia nisko- oraz wysokocyklowego. Zmęczenie niskocyklowe powstaje na skutek pulsacji sił odśrodkowych w łopacie (różne prędkości wirowania). Zmęczenie wysokocyklowe związane jest z drganiami łopatek, które mogą być wzbudzane przez drgania niewyważonego wirnika lub pulsację sił gazodynamicznych w kanale silnika. Jednym z ważnych problemów (zarówno naukowych jak również praktycznych) jest określenie, jaki rodzaj zmęczenia odgrywa kluczową rolę w eksploatacyjnym pękaniu łopatek. Praca [A4] przyczynia się do wyjaśnienia tego problemu.

Głównym celem naukowym pracy jest określenie pola naprężeń łopatki w różnych fazach pracy (wirowanie, drgania). Dodatkowym celem o znaczeniu użytkowym jest wskazanie przyczyn eksploatacyjnego pęknięcia łopatek sprężarki.

Przeprowadzona w pracy szczegółowa analiza przelomu uszkodzonej łopatki wykazała obecność linii przystankowych, stąd można wnioskować, że pęknięcie miało charakter zmęczeniowy. Ognisko pęknięcia znajdowało się na krawędzi natarcia łopatki. Szczegółowa analiza metalograficzna przelomu wykazała, że w otoczeniu ogniska pęknięcia znajdowały się wżery korozyjne o głębokości ok. 100-150 μm . W kolejnej części pracy została przeprowadzona numeryczna analiza naprężeń oraz analiza drgań własnych łopatki. W obliczeniach wykorzystano model numeryczny składający się z wycinka tarczy oraz jednej łopatki.

W wyniku przeprowadzonych obliczeń uzyskano rozkłady naprężeń w łopacie pracującej w następujących warunkach:

- a) wirowanie (obciążenia i warunki brzegowe panujące w silniku);
- b) drgania własne (I postać, drgania giętne, $f_{\text{rez}} = 912 \text{ Hz}$);

³ Poznańska A., Śniezek M., Wierzińska M., Korozja wżerowa – główny czynnik wywołujący pęknięcie łopatek sprężarki silników lotniczych w czasie eksploatacji, Materiały IX Konferencji „Przepływowe Maszyny Wirnikowe”, Rzeszów, 2003.

- c) drgania własne (II postać, drgania skrętne $f_{rez} = 3066$ Hz);
- d) drgania własne (III-postać, drgania giętne $f_{rez} = 4411$ Hz).

Rezultaty przeprowadzonych badań wskazują, że linie utworzone z punktów o stałym poziomie naprężeń, zlokalizowane w płaszczyźnie pęknięcia pióra łopatki (ok. 5 mm nad zamkiem) w przypadkach (b) i (d) pokrywają się z przebiegiem linii przystankowych, widocznych na przelomie łopatki. Analizując rezultaty uzyskane niezależnie dla obciążeń wymienionych w punktach a÷d można wnioskować, że główną przyczyną pęknięcia są drgania giętne łopatki występujące w czasie pracy silnika. Dodatkowo, obecne na krawędzi natarcia łopatki wżery korozyjne oraz defekty wynikające z uszkodzenia przez obce obiekty przyspieszają proces inicjacji szczeliny zmęczeniowej. Informacje te są istotne z punktu widzenia praktycznego, ponieważ dotyczą bezpieczeństwa eksploatacji statków powietrznych.

Do oryginalnych osiągnięć wynikających z realizacji opisywanych badań można zaliczyć wyznaczenie pola naprężeń w łopacie sprężarki poddanej działaniu różnych typów obciążenia (wirowanie, drgania) oraz określenie przyczyn eksploatacyjnego pęknięcia łopatek sprężarki silników lotniczych. Wyniki uzyskane w pracy [A4] wskazują kierunek prowadzenia dalszych badań zmierzających do określenia trwałości zmęczeniowej oraz prędkości propagacji pęknięć w łopatkach sprężarki turbinowych silników lotniczych, poddanych działaniu zmęczenia wysokocyklowego (drgań). Tematyka ta w ujęciu eksperymentalnym [A5-A7] oraz numeryczno-analitycznym [A8, A9] jest przedmiotem kolejnych publikacji.

- [A5] Witek L., Metodyka eksperymentalnych badań prędkości propagacji pęknięć zmęczeniowych w łopatkach sprężarki silnika turbinowego PZL-10W, *Journal of Aeronautica Integra*, Wydawca: Sieć Naukowa Aeronautica Integra, Vol. 2/2009.

Praca [A5] stanowi wprowadzenie do tematyki zmęczeniowych badań doświadczalnych łopatek sprężarki silnika śmigłowego PZL-10W, realizowanych w ramach projektu badawczego własnego N N504 346736.

Głównym celem naukowym pracy jest ocena skuteczności wybranych metod eksperymentalnych, służących do pomiaru częstotliwości, amplitudy drgań oraz długości szczelin zmęczeniowych w badanych łopatkach sprężarki, poddanych działaniu zmęczenia wysokocyklowego. Dodatkowym celem o znaczeniu użytkowym jest ocena wpływu masy oraz lokalizacji piezoelektrycznych czujników drgań mocowanych do powierzchni łopatek na charakterystyki dynamiczne badanego obiektu oraz określenie częstotliwości drgań własnych uchwytu służącego do mocowania łopatek.

Wyniki przeprowadzonych badań wskazują, że częstotliwość rezonansowa badanej łopatki I stopnia sprężarki silnika PZL-10W wynosi 768,3 Hz. Zamocowanie czujnika drgań o masie 2 gramów (bez dołączonego przewodu) w odległości ok. 15 mm od zamka łopatki powoduje, że częstotliwość rezonansowa badanego obiektu obniża się o ok. 3 Hz. Po dołączeniu przewodu koncentrycznego do czujnika (ze względu na jego dodatkową masę i tłumienie) częstotliwość drgań własnych układu łopatka-czujnik-przewód obniża się o ok. 8 Hz (w porównaniu do częstotliwości rezonansowej łopatki bez dołączonych dodatkowych mas), zaś amplituda drgań łopatki maleje o ok. 10%. Zamocowanie czujnika drgań oraz przewodu powoduje nieznaczną zmianę kształtu charakterystyki amplitudowo-częstotliwościowej badanej łopatki.

Wyniki badań wykazały, że w przypadku czujników o masach 2 g i 0,2 g zamocowanych na końcu pióra łopatki, częstotliwość rezonansowa obiektu obniża się odpowiednio o ok. 50-100 Hz oraz 15-20 Hz. Najkorzystniejszym rozwiązaniem jest zamocowanie czujnika miniaturowego o masie 0,2 g w odległości 15 mm od zamka łopatki. Wówczas zaburzenie dynamiki obiektu jest nieznaczące (częstotliwość drgań rezonansowych dla układu łopatka-czujnik-przewód obniża się o 1-2 Hz). Określenie częstotliwości rezonansowych łopatek z

czujnikami drgań jest zadaniem ważnym ze względu na fakt, że proces zmęczeniowego pęknięcia realizowany będzie w warunkach rezonansu.

Wyniki testów wibracyjnych uchwyty służącego do mocowania łopatek do głowicy wzbudnika wykazały obecność zjawisk rezonansowych górnej belki przyrządu przy częstotliwościach 1500 Hz, 1900 Hz i 2300 Hz. Ze względu na fakt, że badania zmęczeniowe łopatek sprężarki silnika PZL-10W prowadzone będą w zakresie 100-820 Hz, wspomniane zjawiska rezonansowe uchwyty nie będą zakłócać pomiarów.

Wyniki przedstawione w pracy wskazują na dużą skuteczność zastosowanych metod pomiarowych (mikroskop pomiarowy, czujniki przyspieszeń oraz laserowy wibrometr skanujący), służących do określenia amplitudy i częstotliwości drgań łopatki. Fluorescencyjna metoda badań defektoskopowych, stosowana podczas pomiaru długości pęknięć pozwala na detekcję szczelin zmęczeniowych o długości większej niż 1-2 mm.

Spośród oryginalnych rezultatów wynikających z realizacji pracy [A5] można wymienić ocenę skuteczności wybranych metod eksperymentalnych, służących do pomiaru częstotliwości, amplitudy drgań oraz długości szczelin zmęczeniowych w badanych łopatkach sprężarki a także ocenę wpływu masy oraz lokalizacji czujników drgań na charakterystyki dynamiczne badanego obiektu. Uzyskane wyniki mają duże znaczenie praktyczne, ponieważ metody pomiarowe testowane w pracy [A5] zostały wykorzystane w eksperymentalnych badaniach prędkości propagacji pęknięć zmęczeniowych w łopatkach sprężarki (prace [A6, A7]).

- [A6] Witek L. Experimental crack propagation and failure analysis of the first stage compressor blade subjected to vibration, *Engineering Failure Analysis*, Vol. 16, Issue: 7, Elsevier, 2009. Liczba cytowań: 6, Impact factor: 0,945.

Praca [A6] przedstawia wyniki eksperymentalnych badań prędkości propagacji pęknięć zmęczeniowych łopatek sprężarki turbinowego silnika śmigłowcowego PZL-10W, służącego do napędu śmigłowca Sokół. W badaniach wykorzystano grupę łopatek (I-go stopnia sprężarki) bez defektów wstępnych. W badaniach eksperymentalnych wykorzystano nowoczesny system wibracyjny LDS-V830 oraz skanujący wibrometr laserowy Polytec PSV H-400, który stanowi wyposażenie Laboratorium Badań Materiałów dla Przemysłu Lotniczego Politechniki Rzeszowskiej. Badania prowadzono w najbardziej niekorzystnym stanie pracy łopatki, tj. w warunkach rezonansu. W początkowym etapie badań poszukiwana była częstotliwość drgań własnych łopatek, odpowiadająca I-postaci drgań giętych. Test zmęczeniowy rozpoczynany był od tej właśnie częstotliwości, przy której obserwowane były duże amplitudy drgań łopatki.

Głównym celem naukowym badań opisanych w pracy [A6] jest eksperymentalne określenie prędkości propagacji pęknięć zmęczeniowych w łopatkach sprężarki bez defektów wstępnych, poddanych działaniu drgań mechanicznych. Dodatkowym celem naukowym pracy jest określenie liczby cykli obciążenia niezbędnych do inicjacji szczeliny zmęczeniowej. Wyniki opisane w pracy dotyczą badań, w których stosowano stałą intensywność wzbudzenia, przy zmiennej częstotliwości wymuszającej.

Uzyskane wyniki badań eksperymentalnych wskazują, że amplituda drgań łopatki pracującej w warunkach rezonansu, wzbudzonej przyspieszeniem 12g wynosi 2,5 mm. Rezultaty przeprowadzonej równolegle symulacji numerycznej wykazały, że dla łopatki drgającej z taką amplitudą, strefa największych naprężeń maksymalnych głównych ($\sigma_1 = 1088$ MPa) zlokalizowana jest na połączeniu wypukłej powierzchni pióra łopatki i zamka. Inicjacja szczeliny zmęczeniowej w łopatce nastąpiła po 3×10^5 cykli obciążenia. Ognisko pęknięcia położone było na wypukłej powierzchni profilu, w strefie gdzie występowały duże naprężenia rozciągające. W początkowym etapie pęknięcia szczelina miała kształt kołowy zaś tempo jej wzrostu było nieznaczne. W trakcie dalszego rozwoju, szczelina zmęczeniowa zmieniła kształt z kołowego na półeliptyczny.

Głównym rezultatem pracy jest wykres prędkości propagacji szczeliny zmęczeniowej dla łopatki podanej działaniu drgań rezonansowych. Z wykresu tego wynika, że szczelina na wzrost od rozmiaru $a=1$ mm do $a=19$ mm potrzebuje $5,77 \times 10^5$ cykli wahadłowego zginania. Wymiar $a=19$ mm dotyczy długości szczeliny, przy której nastąpiło urwanie pióra łopatki.

Do oryginalnych osiągnięć naukowych wynikających z realizacji badań opisywanych w pracy [A6] można zaliczyć:

- a) Eksperymentalne określenie prędkości propagacji szczeliny zmęczeniowej w łopacie sprężarki poddanej działaniu zmęczenia wysokocyklowego (drgań rezonansowych).
- b) Określenie kształtu frontu szczeliny zmęczeniowej w różnej fazie wzrostu.
- c) Określenie lokalizacji pęknięć zmęczeniowych w łopatkach bez defektów początkowych.
- d) Opracowanie metodyki eksperymentalnych badań zmęczeniowych łopatek sprężarki, prowadzonych w warunkach stałej intensywności wymuszenia.
- e) Numeryczne wyznaczenie pola naprężeń w łopacie silnika PZL-10W bez defektów wstępnych, pracującej w warunkach drgań.

Wyniki badań przedstawione w pracy, dotyczące prędkości propagacji pęknięć w łopatkach sprężarki poddanych działaniu drgań rezonansowych należą do oryginalnych osiągnięć naukowych w zakresie mechaniki pęknięcia, zmęczenia materiałów oraz mechaniki eksperymentalnej. Uzyskane wyniki mają duże znaczenie praktyczne, ponieważ dotyczą elementów silnika PZL-10W, który jest w ciągłej eksploatacji. W chwili obecnej na Świecie użytkowanych jest około 150 śmigłowców PZL-W3 Sokół, wyposażonych w silniki PZL-10W.

[A7] Witek L., Crack propagation analysis of mechanically damaged compressor blades subjected to high cycle fatigue. *Engineering Failure Analysis*, Elsevier, Vol.: 18, Issue 4, Elsevier Science, 2011. Impact factor: 0,817.

Praca [A7] przedstawia wyniki eksperymentalnych badań zmęczeniowych łopatek sprężarki silnika PZL-10W z defektami mechanicznymi. Jak wykazały wyniki wstępnych badań poświęconych eksploatacyjnemu pękaniu łopatek (opisane w pracy [A4]), czynnikiem, który przyspiesza proces inicjacji szczeliny jest korozja wżerowa lub kolizja łopatki z obcymi obiektami zassanymi przez kanał wlotowy silnika (powodująca w efekcie powstanie defektów mechanicznych). Jednym z kluczowych problemów (pod względem zarówno naukowym jak również użytkowym) jest ocena wpływu eksploatacyjnych uszkodzeń mechanicznych na trwałość zmęczeniową łopatek.

Głównym celem naukowym badań opisanych w pracy [A7] jest eksperymentalne określenie prędkości propagacji pęknięć oraz liczby cykli potrzebnych do inicjacji szczeliny zmęczeniowej w łopatkach sprężarki zawierających wstępne defekty mechaniczne. Aby ocenić wpływ wielkości oraz lokalizacji mikrouszkodzeń mechanicznych na trwałość zmęczeniową, badaniom poddano grupę 25 łopatek, w których wykonano sztuczne defekty (karby) zlokalizowane na krawędzi natarcia. Eksperyment prowadzono w najbardziej niekorzystnym stanie pracy łopatki, tj. w warunkach rezonansu (I postać drgań giętych).

Analizując wyniki badań opisanych w pracy [A7] można stwierdzić, że w większości przypadków sztucznie wytworzony karb, zlokalizowany na krawędzi natarcia łopatki staje się ogniskiem zmęczeniowego pęknięcia. W dalszej fazie wzrostu, szczelina o kształcie łukowym rozwija się najszybciej wzdłuż wklęsłej części profilu. Kształt zmęczeniowych linii przystankowych łopatki badanej w warunkach laboratoryjnych jest zbliżony do linii obserwowanych na przelomach eksploatacyjnych, co potwierdza fakt, że w trakcie pracy silnika łopatki doznają drgań giętych, które są główną przyczyną uszkodzeń. Głównym rezultatem opisywanych badań eksperymentalnych jest wykres prędkości propagacji pęknięcia utworzony dla łopatki sprężarki, wzbudzanej przyspieszeniem $11g$. Do inicjacji pęknięcia (dla łopatki z

karbem typu V o głębokości 0,5 mm) potrzeba około 5×10^5 cykli obciążenia. Trwałość zmęczeniowa łopatki (rozumiana jako liczba cykli od rozpoczęcia testu do zmęczeniowej destrukcji elementu) wynosi w tym przypadku 17×10^5 cykli wahadłowego zginania.

Jednym z oryginalnych rezultatów pracy jest identyfikacja nietypowych przypadków rozwoju szczelin zmęczeniowych, w łopatkach poddanych działaniu drgań. W trakcie trwania eksperymentu, oprócz szczelin pojedynczych obserwowano także podwójne szczeliny zmęczeniowe o nieregularnym kształcie. Wyniki badań wykazały, że pierwsza szczelina o kształcie łukowym powstaje zawsze w strefie karbu i rozwija się intensywnie wzdłuż wklęsłej powierzchni pióra łopatki. W niektórych przypadkach, w miejscu styku frontu szczeliny i wypukłej powierzchni pióra pojawia się druga szczelina zmęczeniowa postępująca w kierunku krawędzi spływu. W końcowym etapie pęknięcia fronty obu szczelin schodzą się w miejscu, gdzie znajduje się warstwa obojętna przekroju, w której naprężenia podczas wahadłowego zginania są równe 0.

Odrębnym zagadnieniem z zakresu mechaniki eksperymentalnej oraz teorii drgań jest analizowany w pracy problem utrzymania rezonansu w łopatce, która ulega stopniowemu dołamywaniu. Wyniki badań wykazały, że w trakcie rozwoju szczeliny sztywność giętna łopatki spada i w efekcie powoduje to zmniejszenie jej częstotliwości drgań własnych. Aby utrzymać amplitudę drgań łopatki na stałym poziomie (lub poziomie wystarczającym do szybkiego rozwoju szczeliny) należy stopniowo zmniejszać częstotliwość wzbudzenia. W trakcie prawidłowo prowadzonego testu zmęczeniowego, częstotliwość wymuszenia musi być mniejsza od aktualnej częstotliwości rezonansowej łopatki. Zachowując tą zasadę uzyskujemy stabilny wzrost szczeliny zmęczeniowej wraz ze zmniejszaniem częstotliwości wzbudzenia. Wyniki badań wykazały, że aby utrzymać amplitudę drgań łopatki na stałym poziomie (w trakcie dołamywania), należy dodatkowo zwiększać intensywność wymuszenia.

Spśród oryginalnych osiągnięć naukowych wynikających z realizacji badań opisywanych w pracy [A7] można wymienić:

- a) Eksperymentalne określenie prędkości propagacji szczeliny zmęczeniowej oraz liczby cykli niezbędnej do inicjacji pęknięcia w łopatce sprężarki silnika PZL-10W, zawierającej wstępne defekty mechaniczne (karby).
- b) Określenie kształtu szczeliny zmęczeniowej w różnych fazach wzrostu, w łopatce z defektem, poddanej działaniu drgań rezonansowych.
- c) Identyfikacja różnych przypadków zmęczeniowego pęknięcia łopatek zawierających wstępne defekty mechaniczne.
- d) Opracowanie metodyki badań zmęczeniowych łopatek, prowadzonych w warunkach stałej amplitudy drgań.

[A8] Witek L., Numerical stress and crack initiation analysis of the compressor blades after foreign object damage subjected to high-cycle fatigue, *Engineering Failure Analysis*, Vol. 11, Issue: 8, Elsevier, 2011, Impact factor: 0,817.

Praca [A8] przedstawia wyniki numerycznej analizy zmęczeniowej, wykonanej dla łopatki sprężarki silnika turbinowego PZL-10W, pracującej w warunkach drgań rezonansowych. Analiza ta prowadzona była w głównej mierze dla łopatek z defektami wstępnymi w postaci karbów typu V o różnym promieniu wierzchołka. Karby te symulują uszkodzenia powstałe na skutek uderzenia obcych obiektów w łopatkę sprężarki podczas pracy silnika. Ze względu na możliwość porównania wyników, obliczenia prowadzono także dla łopatek bez defektów.

Głównym celem naukowym pracy [A8] jest określenie za pomocą metody elementów skończonych liczby cykli obciążenia potrzebnych do inicjacji szczeliny zmęczeniowej w łopatkach sprężarki zawierających defekty mechaniczne. Dodatkowym celem o znaczeniu

zarówno naukowym, jak również utylitarnym jest ocena wpływu wielkości amplitudy drgań, promienia karbu oraz własności wytrzymałościowych materiału łopatki na liczbę cykli, przy których następuje inicjacja szczeliny zmęczeniowej.

W pierwszej części pracy przeprowadzono analizę zbieżności rozwiązania, bazując na wynikach analizy drgań własnych modelu łopatki, składającego się z różnej ilości elementów skończonych. Wyniki wstępnych badań wykazały, że dla modeli o liczbie elementów większej od 13000 uzyskiwane są zbieżne rezultaty. Największe naprężenie maksymalne główne (σ_1) w łopatce bez defektów wstępnych (amplituda drgań $A=1$ mm, I postać drgań giętych) wynosi 248 MPa. W przypadku łopatki z ostrym karbem typu V (o głębokości 0,5 mm, położonym na krawędzi natarcia, 5 mm powyżej zamka) największe naprężenie rozciągające σ_1 występuje wokół wierzchołka karbu i wynosi 878 MPa.

Uzyskane wyniki analizy statycznej zostały wykorzystane jako podstawowe dane w zmęczeniowej analizie ϵ -N. W przeprowadzonych obliczeniach zmęczeniowych zostały wykorzystane następujące metody: liniowa teoria sumowania uszkodzeń zmęczeniowych (Palmgreena-Minera), równania Basquina i Coffina-Mansona stosowane do opisu charakterystyki materiałowej ϵ -N, korekcja sprężysto-plastyczna Neubergera oraz metoda „Rainflow” służąca do zliczania cykli obciążenia. W analizie zmęczeniowej zastosowano ponadto metody Baumel-Seeger oraz Muralidharan służące do analitycznego wyznaczenia zmęczeniowych stałych materiałowych.

Rezultaty przeprowadzonej analizy ϵ -N wykazują, że liczba cykli do pojawienia się pierwszej szczeliny zmęczeniowej w łopatce bez defektów początkowych ($A=1$ mm, $R_m=950$ MPa, metoda Baumel-Seeger) wynosi ok. 200×10^6 . Zwiększenie wytrzymałości materiału na rozciąganie z wartości 950 MPa do poziomu 1090 MPa powoduje, że liczba cykli do inicjacji pęknięcia jest ponad 4 krotnie wyższa. W przypadku zwiększenia amplitudy drgań łopatki, liczba cykli do wystąpienia pierwszej szczeliny znacząco spada. Dla amplitudy $A=3$ mm, szczelina zmęczeniowa w łopatce może pojawić się już przy ok. $1,4-2,6 \times 10^4$ cykli obciążenia.

Wyniki przeprowadzonych symulacji numerycznych wskazują, że karb zlokalizowany na krawędzi natarcia łopatki powoduje znaczne obniżenie trwałości zmęczeniowej. Dla łopatki z karbem ($A=1$ mm, $R_m=950$ MPa, metoda Baumel-Seeger) prognozowana liczba cykli do wystąpienia pierwszej szczeliny wynosi $1,2-4,9 \times 10^4$ (w zależności od promienia karbu).

Wyniki numerycznej analizy zmęczeniowej zostały zweryfikowane eksperymentalnie. Analiza porównawcza wykazała, że wyniki symulacji numerycznej (z zastosowaniem metody Baumel-Seeger) dla łopatek bez defektów wstępnych dają 2 krotnie niższą liczbę cykli niż rezultaty badań eksperymentalnych. W przypadku łopatek z korbami rozrzut rezultatów numerycznych i eksperymentalnych (liczba cykli do inicjacji) jest większy i wynosi około 300-500%. Spośród kierunków dalszych badań, zmierzających do poprawy dokładności zmęczeniowych obliczeń numerycznych należy wyróżnić potrzebę symulacji procesu tworzenia karbu w łopatce. W trakcie uderzenia obcego obiektu, wokół wierzchołka karbu powstają duże odkształcenia plastyczne oraz naprężenia wstępne. Naprężenia te sumują się z naprężeniami powstającymi w trakcie drgań łopatki i mogą mieć znaczący wpływ na liczbę cykli do inicjacji pęknięcia. Istotnym zagadnieniem z punktu widzenia naukowego oraz utylitarnego jest także analiza wpływu naprężeń wstępnych powstałych w procesie kulowania na trwałość zmęczeniową łopatek sprężarki silnika PZL-10W.

Praca [A8] dotycząca problemu zmęczeniowego pęknięcia łopatek stanowi interesujące studium naukowe z zakresu wytrzymałości zmęczeniowej. Spośród oryginalnych osiągnięć wynikających z realizacji opisywanych badań można wyróżnić określenie liczby cykli obciążenia potrzebnych do inicjacji szczeliny zmęczeniowej w łopatkach sprężarki bez uszkodzeń wstępnych oraz w łopatkach zawierających defekty mechaniczne, powstałe w wyniku uderzenia obcego obiektu. Osiągnięciem o znaczeniu naukowym, ale także i utylitarnym jest ocena wpływu wielkości amplitudy drgań, promienia karbu oraz własności

wytrzymałościowych materiału łopatki na liczbę cykli, przy których następuje inicjacja szczeliny. Uzyskane wyniki mają duże znaczenie praktyczne. Trwałość zmęczeniowa czy też liczba cykli niezbędnych do inicjacji pęknięć newralgicznych podzespołów jest kluczową informacją w trakcie definiowania czasu pomiędzy okresowymi przeglądami silników lotniczych.

- [A9] Witek L., Stress intensity factor calculations for the compressor blade with half-elliptical surface crack using Raju-Newman solution, *Fatigue of Aircraft Structures Monographic Series*, ISSN: 2081-7738, Institute of Aviation Scientific Publications, Warsaw, Poland, 2011.

W przypadku struktur o skomplikowanej geometrii i złożonym obciążeniu, modelowanie procesów rozwoju szczeliny zmęczeniowej należy do zadań trudnych. W większości takich przypadków, w celu wyznaczenia współczynnika intensywności naprężenia stosowana jest metoda elementów skończonych (MES) lub metoda elementów brzegowych (MEB). Zastosowanie MES w zagadnieniach związanych z liniowo-sprężystą mechaniką pęknięcia jest problematyczne, ponieważ wymaga stosowania zdegenerowanych elementów skończonych, zapewniających osobliwość naprężeń na wierzchołku szczeliny. Tworzenie takich elementów jest bardzo pracochłonne. Opisany sposób wyznaczenia współczynnika intensywności naprężeń (na przykładzie symulacji rozwoju szczeliny w tarczy turbiny) za pomocą MES przedstawiony został w pracy [A2]. Dla łopatek sprężarki, których geometria i obciążenia nie są tak złożone jak w przypadku turbiny (brak obciążeń termicznych), możliwe jest zastosowanie znanego z literatury rozwiązania Raju-Newman. Metoda ta służy do analitycznego wyznaczenia współczynnika intensywności naprężeń (K_I) w szczelinie półeliptycznej, propagującej w belce wspornikowej, poddanej działaniu momentu gnącego. Obciążenie takie (wahadłowe zginanie) powstaje podczas drgań giętnych łopatki.

Głównym celem naukowym pracy [A9] jest wyznaczenie współczynnika intensywności naprężeń za pomocą analitycznej metody Raju-Newman w łopatce sprężarki poddanej działaniu rezonansowych drgań giętnych. Dodatkowym celem o znaczeniu zarówno naukowym jak również praktycznym jest określenie prędkości propagacji półeliptycznej szczeliny zmęczeniowej w łopatce sprężarki silnika PZL-10W oraz ocena wpływu amplitudy drgań łopatki na dynamikę rozwoju pęknięcia.

Podstawowe założenie zastosowane w pracy polegało na zastąpieniu rzeczywistego przekroju łopatki przekrojem prostokątnym o tym samym polu powierzchni, przy równoczesnym zachowaniu długości cięciwy profilu. Wymiary szczeliny zdefiniowano w oparciu o wyniki badań eksperymentalnych opisanych w pracy [A6] (kształt zmęczeniowych linii przystankowych). Naprężenie gnące, niezbędne do określenia parametru K_I zostało wyznaczone za pomocą MES [A8]. Wykorzystując prawo Parisa Erdogana oraz wyliczone wartości parametru ΔK wyznaczono wykresy prędkości propagacji pęknięć dla różnej amplitudy drgań łopatki.

Wyniki przedstawione w pracy wskazują, że szczelina zmęczeniowa (w łopatce, której amplituda drgań wynosi $A=1$ mm) potrzebuje na wzrost od długości 1,3 mm do 17 mm około $1,3 \times 10^6$ cykli obciążenia. Dynamika rozwoju pęknięcia znacząco rośnie wraz ze wzrostem amplitudy drgań łopatki. Dla łopatki drgającej z amplitudą $A=3$ mm, na wzrost szczeliny (w zakresie 1,3-17 mm) potrzeba około 5×10^5 cykli obciążenia.

Analiza porównawcza uzyskanych wyników oraz rezultatów badań doświadczalnych opisanych w pracach [A6, A7] wskazuje, że prędkość rozwoju pęknięcia w łopatkach obliczona za pomocą analitycznych rozwiązań Raju-Newman oraz Parisa-Erdogana jest o ok 30% niższa niż wynik badań eksperymentalnych. Dynamika rozwoju szczeliny (określona za pomocą zaproponowanej procedury analitycznej) jest nieco większa niż rzeczywista, co jest wynikiem bezpiecznym, z punktu widzenia zastosowań inżynierskich.

Oryginalnym osiągnięciem naukowym w pracy [A9] jest określenie współczynnika intensywności naprężeń w szczelinie półeliptycznej, propagującej w łopatkce poddanej działaniu drgań rezonansowych. Spośród pozostałych osiągnięć naukowych z zakresu mechaniki pęknięcia można wyróżnić określenie prędkości propagacji szczeliny zmęczeniowej oraz ocenę wpływu amplitudy drgań na dynamikę rozwoju pęknięcia w łopatkce.

Określenie dynamiki rozwoju szczelin zmęczeniowych w łopatkach jest istotne z punktu widzenia praktycznego, ponieważ pozwala (w zestawieniu z rzeczywistym przebiegiem obciążeń zmiennych) na właściwe definiowanie częstotliwości przeglądów inspekcyjnych silnika i jego bezpieczną eksploatację.

Podsumowanie

Przedstawiony do oceny monotematyczny cykl publikacji prezentuje wyniki badań poświęconych problemom zmęczeniowego pęknięcia wirujących zespołów turbinowych silników lotniczych. Prace [A1, A2] są rezultatem naukowego projektu badawczego, realizowanego w Kanadyjskim Instytucie Lotnictwa w Ottawie, w latach 2003-2004. Praca [A3] powstała w wyniku naukowej współpracy pomiędzy Politechniką Rzeszowską oraz firmą WSK „PZL-Rzeszów”. Publikacja [A4], określająca przyczyny eksploatacyjnego pęknięcia łopatek stanowi wprowadzenie do cyklu dalszych prac [A5-A9] poświęconych numeryczno-eksperymentalnym badaniom zmęczeniowym łopatek sprężarki silnika turbinowego PZL-10W, pracujących w warunkach drgań rezonansowych. Prace te realizowane były w latach 2008-2011 przy wsparciu finansowym MNiSW, w ramach projektu badawczego NN-504 346736, którym obecnie kieruję.

Wyniki realizowanych prac wskazują na możliwość zastosowania wybranych metod numerycznych i analitycznych do prognozowania trwałości zmęczeniowej podzespołów silników lotniczych. Uzyskane rezultaty, dotyczące określenia trwałości zmęczeniowej elementów są we wszystkich analizowanych przypadkach konserwatywne, co oznacza, że wyniki symulacji numeryczno-analitycznych procesu pęknięcia dają niższą liczbę cykli niż wyniki badań eksperymentalnych. Uzyskane rozbieżności pomiędzy rezultatami obliczeń numerycznych oraz badań doświadczalnych są w niektórych przypadkach znaczne, ale należy mieć na uwadze fakt, że proces zmęczeniowego pęknięcia (a w szczególności proces inicjacji szczeliny) ma charakter losowy, zaś badania przeprowadzane na tych samych próbkach, przy tych samych obciążeniach dają rozrzuty wyników sięgające często kilkaset procent. W przypadku łopatek z karbami, gdzie obserwowano największe rozbieżności wyników, zaproponowano alternatywne metody badań służące do dokładniejszej symulacji procesów pęknięcia, polegające na uwzględnieniu naprężeń własnych, powstających na etapie tworzenia karbu. Naprężenia te sumują się z naprężeniami występującymi w trakcie drgań łopatki i mogą mieć znaczący wpływ na wynik prognozowanej trwałości zmęczeniowej obiektu. Dodatkowo planowane jest także określenie wpływu procesu kulowania na liczbę cykli obciążenia niezbędną do inicjacji szczelin zmęczeniowych w łopatkach. Zagadnienia te są obecnie głównym tematem badań naukowych, które realizuję na Politechnice Rzeszowskiej.

Analiza naprężeń, prędkości propagacji pęknięć oraz trwałości zmęczeniowej podzespołów turbinowych silników lotniczych należy do zadań złożonych pod względem zarówno numerycznym jak również eksperymentalnym. Ze względu na złożoność problemu, tematyka ta nie jest szeroko opisywana w literaturze naukowej. Zaproponowana metodyka badań oraz uzyskane rezultaty, dotyczące prognozowania prędkości propagacji pęknięć zmęczeniowych wirujących podzespołów silników lotniczych należą do oryginalnych osiągnięć naukowych z zakresu mechaniki pęknięcia, zmęczenia materiałów, metody elementów skończonych oraz mechaniki eksperymentalnej. Uzyskane wyniki badań, poprzez

opublikowanie w czasopismach znajdujących się na liście JCR, poddane zostały ocenie społeczności międzynarodowej.

Zagadnienia dotyczące zmęczeniowego pęknięcia podzespołów silników lotniczych są istotne z punktu widzenia nie tylko naukowego, ale także praktycznego, ponieważ dotyczą bezpieczeństwa eksploatacji statków powietrznych. W trakcie prawidłowo zdefiniowanych przeglądów (w oparciu o informacje nt. dynamiki rozwoju szczelin zmęczeniowych), element zawierający pęknięcie może zostać wycofany z eksploatacji, zanim szczelina rozwinie się do rozmiaru krytycznego, przy którym następuje jego destrukcja. Taki sposób eksploatacji (nazywany w literaturze jako „damage tolerance”) stosowany jest dla starszej floty samolotów i silników lotniczych, co przyczynia się do znacznych korzyści ekonomicznych. Wyniki jakościowe uzyskane w prezentowanych pracach (np. lokalizacja newralgicznych pod względem zmęczeniowym stref konstrukcji) mogą być przydatne dla personelu technicznego, podczas przeglądów inspekcyjnych silnika, ze względu na obecność pęknięć zmęczeniowych. Uzyskane wyniki badań, dotyczące analizy przyczyn eksploatacyjnego pęknięcia podzespołów silników lotniczych przyczyniają się do zwiększenia niezawodności oraz bezpieczeństwa eksploatacji statków powietrznych.

5. Omówienie pozostałych osiągnięć naukowo-badawczych

Numeracja prac cytowanych w rozdziale 5 autoreferatu jest zgodna z wykazem opublikowanych prac naukowych (Załącznik 3).

5.1. Przegląd pozostałych osiągnięć naukowo-badawczych

Głównym tematem badań naukowych, które prowadziłem w Katedrze Samolotów i Silników Lotniczych Politechniki Rzeszowskiej, jest analiza naprężeń, prędkości propagacji pęknięć oraz trwałości zmęczeniowej wirujących zespołów turbinowych silników lotniczych. Efektem wspomnianych badań jest cykl publikacji, przedstawiony w rozdziale 4 autoreferatu. Tematyka moich pozostałych prac naukowo-badawczych obejmuje także inne zagadnienia, z których można wyróżnić:

- a) Numeryczno-eksperymentalne badania naprężeń, odkształceń, trwałości zmęczeniowej oraz nośności granicznej połączeń nitowych (prace [9, 11, 17, 32, 36, 38]).
- b) Numeryczna analiza naprężeń i odkształceń występujących w turbinie silnika lotniczego podczas laboratoryjnych testów wykonywanych za pomocą wirówek [10].
- c) Numeryczna analiza naprężeń oraz trwałości zmęczeniowej głównego węzła skrzydła samolotu rolniczego [2, 3, 21].
- d) Analiza przyczyn zmęczeniowego pęknięcia oraz analiza naprężeń obudowy turbiny silnika śmigłowcowego, poddanej działaniu złożonego obciążenia termo-mechanicznego [6].

Numeryczno-eksperymentalne badania połączeń nitowych

Prace związane z analizą zjawisk zachodzących w procesie nitowania z wykorzystaniem nitów zrywalnych były przeze mnie prowadzone w latach 1998-2006. Jedną z interesujących prac poświęconych tym zagadnieniom jest publikacja [9] stanowiąca obszerne studium na temat połączeń nitowych. Praca ta została nagrodzona w krajowym konkursie PTMTS im. Prof. Jana Szmeltera na najlepsze prace z mechaniki technicznej oraz opublikowana w renomowanym czasopiśmie „Journal of Theoretical and Applied Mechanics” (Vol. 43 nr 2, 2005), które od roku 2007 znajduje się na liście JCR.

W pracy [9] analizowany jest proces nitowania blach z wykorzystaniem tzw. nitów zrywalnych. Nity tego typu są od dawna używane w przemyśle lotniczym do tworzenia połączeń w trudno dostępnych miejscach (np. podczas nitowania poszycia skrzydła). Obecnie nity zrywalne stały się bardzo popularne w różnych gałęziach przemysłu, ze względu na niskie koszty produkcji oraz nieskomplikowany technologicznie proces zakuwania.

Głównym celem naukowym pracy jest analiza naprężeń wstępnych powstających w procesie nitowania blach za pomocą nitów zrywalnych oraz numeryczna symulacja procesu ścinania połączenia nitowego z uwzględnieniem naprężeń powstałych w fazie formowania zakuwki. Dodatkowym celem naukowym badań opisanych w pracy [9] jest analiza wpływu wielkości obciążeń zmiennych na trwałość zmęczeniową połączenia nitowego.

Podczas numerycznego modelowania połączeń nitowych konieczne było zdefiniowanie nieliniowych warunków brzegowych (kontakt) oraz nieliniowego materiału (wykazującego cechy plastyczne). W analizie MES wyróżniono 3 podstawowe fazy (kroki analizy):

- a) Proces zakuwania nita, w którym powstają duże odkształcenia plastyczne.
- b) Wycofanie rdzenia - powstają wówczas naprężenia własne (wstępne) w złączu.
- c) Proces ścinania połączenia nitowego.

W wyniku przeprowadzonych obliczeń numerycznych uzyskano następujące rezultaty będące efektem ww. kroków obliczeniowych:

- a) Rozkład odkształceń plastycznych oraz naprężeń powstających w fazie formowania zakuwki.
- b) Rozkład naprężeń wstępnych (własnych) występujących w złączu nitowym po zakończeniu procesu nitowania.
- c) Rozkład naprężeń, odkształceń plastycznych, wartość siły krytycznej (ścinającej nit) oraz charakterystyka zrywania połączenia nitowego uzyskana na drodze numerycznej.

Uzyskane wyniki obliczeń zostały zweryfikowane za pomocą badań doświadczalnych, w których połączenia nitowe były zrywane na maszynie wytrzymałościowej.

W ostatniej części pracy analizowana była trwałość zmęczeniowa połączenia nitowego, które obciążane jest cyklicznie. W wyniku przeprowadzonych obliczeń oszacowano liczbę cykli potrzebnych do zmęczeniowego zniszczenia złącza nitowego w funkcji amplitudy obciążenia. Wyniki przedstawione w pracy [9] stanowią oryginalne osiągnięcie naukowe z zakresu wytrzymałości oraz zmęczenia materiałów.

Analiza naprężeń i odkształceń występujących w turbinie podczas testów laboratoryjnych

W roku 2002, po obronie pracy doktorskiej (związanej tematycznie z analizą stateczności oraz stanów powyboczeniowych struktur cienkościennych) rozpocząłem poszukiwanie nowych kierunków prac badawczych. W trakcie tych poszukiwań nawiązałem kontakt z Kanadyjskim Instytutem Lotnictwa w Ottawie (Structures, Materials and Propulsion Laboratory; Institute for Aerospace Research, National Research Council). Od instytucji tej otrzymałem zaproszenie na realizację projektu badawczego własnego pt. "Analiza niezawodności i trwałości zmęczeniowej krytycznych podzespołów turbinowych silników lotniczych za pomocą metody elementów skończonych". Projekt został zgłoszony do VII konkursu o naukowe stypendium NATO (science fellowships) i w 2003 roku został zakwalifikowany do finansowania. Staż w Instytucie Lotnictwa w Ottawie rozpocząłem we wrześniu 2003 roku.

Podczas realizacji projektu badawczego zdobyłem duże doświadczenie w zakresie wykorzystania mechaniki pękania w aplikacji do numerycznego modelowania procesów zmęczeniowego pękania wirujących elementów turbinowych silników lotniczych. Praktyczna oraz teoretyczna wiedza zdobyta w trakcie stażu naukowego w Kanadzie miała duży wpływ na kierunek moich dalszych badań naukowych, związanych z zagadnieniami numeryczno-eksperymentalnej analizy naprężeń, trwałości zmęczeniowej oraz prędkości propagacji pęknięć podzespołów turbinowych silników lotniczych.

Jedną z pierwszych prac z tego zakresu jest publikacja [10], w której przedstawiono wyniki numerycznej analizy naprężeń turbiny silnika lotniczego pracującej w sztucznie wytworzonych warunkach termo-mechanicznych, odpowiadających pracy turbiny w komorze wirówki. Urządzenia takie (wirówki) wykorzystywane są w trakcie badań laboratoryjnych do określania krytycznej prędkości obrotowej, przy której następuje rozerwanie tarczy lub też do analizy prędkości propagacji pęknięć oraz trwałości zmęczeniowej turbiny. W pracy [10] opisana została metodyka prowadzenia badań zmęczeniowych elementów wirujących silników lotniczych oraz budowa wirówki, stosowanej w tego typu testach.

W analizie numerycznej zostały zdefiniowane nietypowe warunki brzegowe i obciążenia, specyficzne dla laboratoryjnych testów z wykorzystaniem wirówki (stałe pole temperatury, próżnia, brak sił aerodynamicznych, zwiększona prędkość obrotowa kompensująca brak obciążeń termicznych i aerodynamicznych).

Spośród oryginalnych osiągnięć naukowych wynikających z realizacji pracy [10] można wyróżnić określenie pola naprężeń oraz odkształceń turbiny silnika lotniczego, pracującej w warunkach laboratoryjnych testów zmęczeniowych.

Numeryczna analiza naprężeń oraz trwałości zmęczeniowej głównego węzła skrzydła

W konstrukcjach lotniczych istnieje szereg newralgicznych podzespołów, limitujących trwałość zmęczeniową struktury nośnej. Jednym z krytycznych (pod względem zmęczeniowym) podzespołów płatowca jest węzeł łączący skrzydło z kadłubem, nazywany zamiennie okuciem lub łącznikiem. Element ten przenosi duże siły aerodynamiczne, masowe oraz siły bezwładności. Ze względu na ograniczoną masę płatowca, okucie skrzydła musi mieć relatywnie niewielkie rozmiary i w konsekwencji, naprężenia lokalne w nim występujące są bardzo wysokie. Naprężenia te działając cyklicznie sprzyjają powstawaniu pęknięć zmęczeniowych.

W publikacji [3] analizowany jest przypadek zmęczeniowego pęknięcia dolnego węzła skrzydła samolotu M-18 Dromader. Do głównych celów naukowych pracy można zaliczyć:

- a) Numeryczna analiza naprężeń złożonego pod względem geometrycznym węzła skrzydła samolotu.
- b) Określenie liczby godzin lotu przy której może nastąpić inicjacja szczeliny zmęczeniowej.
- c) Numeryczne określenie trwałości zmęczeniowej okucia;
- d) Analiza wpływu wybranych parametrów technologicznych i eksploatacyjnych na liczbę godzin lotu samolotu, niezbędnych do inicjacji szczeliny zmęczeniowej w węźle skrzydła.

Podjęcie tego tematu związane było z występowaniem problemów przedwczesnego pęknięcia węzłów głównych skrzydła samolotów M-18 Dromader, eksploatowanych w USA w latach 1999-2000⁴. Ze względu na opisywane problemy, producent samolotu rozpoczął doświadczalne badania zmęczeniowe zdemontowanych węzłów⁵ oraz wyraził duże zainteresowanie możliwością wykonania na Politechnice Rzeszowskiej (PRz) numerycznych obliczeń zmęczeniowych okucia skrzydła samolotu M-18. Efektem pierwszych prac z tego zakresu, realizowanych w Katedrze Mechaniki Stosowanej i Robotyki PRz w 2001 roku jest raport pt. „Numeryczna analiza trwałości zmęczeniowej dolnego okucia skrzydła samolotu M-18 Dromader”. Wyniki przedstawione w tym opracowaniu zostały wykorzystane w pracach [2, 3], opublikowanych w renomowanych czasopismach naukowych: Engineering Failure Analysis (Elsevier) oraz Journal of Aircraft (AIAA).

W pierwszej części pracy [3] opisano budowę złożonego pod względem geometrycznym modelu numerycznego węzła. Wyniki przeprowadzonej analizy wykazały, że strefa maksymalnych naprężeń zlokalizowana jest na wewnętrznej krawędzi otworu okucia skrzydła. W miejscu tym znajdowały się ogniska szczelin zmęczeniowych w węzłach uszkodzonych samolotów⁴. Wartości naprężeń w okuciu osiągały lokalnie wartości zbliżone do granicy plastyczności materiału. Wykorzystując uzyskane pole naprężeń oraz uproszczoną historię obciążenia samolotu, przeprowadzono analizę trwałości zmęczeniowej newralgicznego węzła.

Oryginalnym osiągnięciem naukowym pracy jest określenie liczby godzin lotu, przy których może nastąpić inicjacja szczeliny zmęczeniowej w okuciu skrzydła. Wyniki przeprowadzonej analizy ϵ -N wskazały, że pierwsza szczelina zmęczeniowa może pojawić się w węźle po ok. 4000 godzin lotu. W przypadku zastosowania analizy S-N uzyskano w rezultacie liczbę godzin lotu samolotu, przy której może nastąpić zmęczeniowa destrukcja węzła skrzydła (około 5000 h). W pracy [3] analizowany był także wpływ rodzaju obróbki mechanicznej, cieplno-chemicznej oraz różnych rodzajów stopów wykorzystanych do budowy okucia na trwałość zmęczeniową węzła. Wyniki przeprowadzonej symulacji numerycznej wykazały, że przekroczenie masy startowej samolotu o 10% powoduje dwukrotne obniżenie trwałości

⁴ Wypadki samolotów M-18 Dromader, powstałe na skutek pęknięcia okucia skrzydła wydarzyły się w Basile (18.06.1999), Jacksonville (21.09.2000) i Kilbourne (22.05.2000). Opisy uszkodzeń powypadkowych samolotów M-18 znajdują się w raportach National Transportation Safety Board (NTSB), USA, źródło: <http://www.ntsb.gov>

⁵ Grześniński J., Eksperymentalne badania trwałości zmęczeniowej węzłów głównych połączenia skrzydło-kadłub samolotów lekkich, Materiały VII Seminarium Naukowego Studentów i Młodych Inżynierów Mechaników, Gdańsk 2004.

zmęczeniowej głównego węzła skrzydła. Analizując uzyskane rezultaty, zaproponowano alternatywne rozwiązania konstrukcyjne i technologiczne w celu zwiększenia trwałości zmęczeniowej seryjnego okucia.

Do oryginalnych osiągnięć naukowych wynikających z realizacji pracy [3] można zaliczyć numeryczne określenie pola naprężeń oraz trwałości zmęczeniowej złożonego pod względem geometrycznym głównego węzła skrzydła. Opisywana praca stanowi interesujące studium naukowe z zakresu wytrzymałości zmęczeniowej konstrukcji lotniczych. Uzyskane rezultaty, dotyczące przyczyn eksploatacyjnego pęknięcia mają także znaczenie praktyczne, ponieważ przyczyniają się do poprawy bezpieczeństwa eksploatacji statków powietrznych.

Analiza przyczyn pęknięcia kadłuba turbiny silnika śmigłowego

Silniki lotnicze należą do konstrukcji, którym stawiane są wysokie wymagania. Z jednej strony moc silnika musi być jak największa, z drugiej zaś jego masa powinna być relatywnie niska. Z tego względu wiele podzespołów silników lotniczych projektowana jest z małym współczynnikiem bezpieczeństwa. Do najbardziej newralgicznych pod względem zmęczeniowym elementów silnika należą jego zespoły wirujące (turbina, sprężarka). Jednakże istnieje wiele innych, wysoko obciążonych elementów, których trwałość zmęczeniowa jest ograniczona. Do zespołów tych można zaliczyć np. kadłub (obudowę) turbiny.

Kadłub turbiny należy do grupy cienkościennych elementów silnika o skomplikowanej geometrii. Poddany jest on działaniu złożonych obciążeń termo-mechanicznych. Głównym obciążeniem mechanicznym są siły wynikające z oddziaływania wału na łożyska, zlokalizowane w obudowie turbiny. Dodatkowo, kadłub obciążony jest niejednorodnym polem ciśnienia gazów spalinowych, napierających na jego wewnętrzne ścianki. Kolejny typ obciążenia (termiczne) wynika z faktu, że kadłub turbiny ogrzewany jest przez gorące gazy spalinowe, co skutkuje powstaniem niejednorodnego pola temperatury w jego ściankach.

Głównym celem naukowym pracy [6] jest określenie pola naprężeń kadłuba turbiny silnika PZL-10W, poddanego działaniu złożonych obciążeń termo-mechanicznych. Pierwsza część pracy [6] przedstawia opis oraz lokalizację zmęczeniowych pęknięć wykrytych na powierzchni kadłuba turbiny, który został wycofany z eksploatacji podczas okresowego remontu silnika. Jednym z ważnych problemów (zarówno naukowych jak również użytkowych) jest określenie, jaki typ obciążenia (termiczne czy mechaniczne) odgrywa kluczową rolę w eksploatacyjnym pęknięciu kadłuba turbiny. Praca [6] przyczynia się do wyjaśnienia tego problemu.

W wyniku numerycznej analizy kadłuba turbiny silnika PZL-10W, przeprowadzonej dla obciążeń działających niezależnie stwierdzono, że naprężenia wynikające z działania obciążenia termicznego są ponad 2 krotnie wyższe od naprężeń powstałych wskutek jednoczesnego działania sił mechanicznych oraz ciśnienia wewnętrznego. Z przeprowadzonych badań wynika, że główną przyczyną pęknięcia kadłuba turbiny jest niskocyklowe zmęczenie związane z niejednorodnym rozkładem temperatury pojawiającym się po rozruchu i w trakcie pracy silnika. W końcowej części pracy zaproponowano kilka alternatywnych rozwiązań zmierzających do zwiększenia trwałości zmęczeniowej kadłuba turbiny silnika PZL-10W. Wyniki uzyskane w pracy przyczyniają się (poprzez znajomość mechanizmów eksploatacyjnego pęknięcia podzespołów silników lotniczych) do poprawy bezpieczeństwa i eksploatacji statków powietrznych. Praca [6] powstała w wyniku współpracy naukowo-badawczej pomiędzy firmą WSK PZL-Rzeszów S.A. a Politechniką Rzeszowską i została opublikowana w czasopiśmie znajdującym się na liście JCR.

5.2. Podsumowanie dorobku naukowego.

Wykaz wszystkich opublikowanych prac naukowych habilitanta znajduje się w Załączniku 3.

Dorobek naukowy – statystyka

Całkowita liczba publikacji:	38
w tym publikacji samodzielnych (indywidualnych):	26
Liczba prac opublikowanych po uzyskaniu stopnia doktora (lata 2003-2011)	29
w tym:	
-publikacje w czasopismach znajdujących się na liście JCR	8
-publikacje w czasopismach o zasięgu międzynarodowym nie wyszczególnione na liście JCR	4
- rozdziały w monografiach o zasięgu międzynarodowym	4
- publikacje w czasopismach krajowych	7
- publikacje w materiałach konferencyjnych	6
Liczba prac opublikowanych przed uzyskaniem stopnia doktora (1998-2002)	9
Sumaryczny Impact Factor wszystkich dotychczasowych publikacji ⁶ :	5,788
Łączna liczba cytowań publikacji (Web of Science):	22
Łączna liczba cytowań publikacji (Elsevier SCOPUS):	35
Index H (Hirscha) publikacji (Web of Science):	3

Tab. 1. Liczbowe zestawienie publikacji w recenzowanych czasopismach naukowych, z uwzględnieniem punktacji MNiSW (wg ujednoliconego wykazu czasopism naukowych z roku 2010)

Tytuł czasopisma	Punktacja MNiSW	Liczba publikacji	Łączna punktacja (MNiSW)
Journal of Aircraft	27	1	27
Engineering Failure Analysis	27	7	189
Journal of Theoretical and Applied Mechanics	9	1	9
Przegląd Mechaniczny	9	4	36
Silniki Spalinowe - Combustion Engines	9	1	9
Aviation	6	2	12
Prace Instytutu Lotnictwa	6	2	12
Journal of Aeronautica Integra	2	2	4

Sumaryczna liczba punktów wszystkich publikacji (wg listy MNiSW): **298**

⁶ W obliczeniach sumarycznej wartości wskaźnika uwzględniono Impact Factor (IF) publikacji zgodny z rokiem opublikowania. Dla publikacji z roku 2011 podano uśrednione wartości IF z ostatnich 5 lat (w chwili obecnej Instytut Thompson-Reuters nie opublikował wartości IF czasopism za rok 2011).

5.3. Udział i kierownictwo w projektach badawczych

Projekty międzynarodowe:

1. **Naukowy projekt badawczy.** Tytuł projektu: "Finite element based analysis of fatigue life and reliability of hot and cold sections of gas turbine engine components". (Analiza niezawodności i trwałości zmęczeniowej krytycznych podzespołów turbinowych silników lotniczych za pomocą metody elementów skończonych). Źródło finansowania: organizacja NATO⁷. Miejsce realizacji: Structures, Materials and Propulsion Laboratory; Institute for Aerospace Research; National Research Council, Ottawa, Kanada. Termin realizacji : 2003-2004 (9 miesięcy). Charakter udziału: Wykonawca.

Rezultaty wynikające z projektu realizowanego w Kanadyjskim Instytucie Lotnictwa zostały opublikowane w renomowanym czasopiśmie będącym na liście JCR [1], oraz w krajowych i międzynarodowych czasopismach naukowych [10, 12, 29].

Projekty krajowe:

2. **Projekt badawczy własny.** Numer projektu: N N504 346736. Tytuł projektu: Badania prędkości propagacji pęknięć zmęczeniowych w łopatkach turbinowych silników lotniczych. Źródło finansowania: Ministerstwo Nauki i Szkolnictwa Wyższego. Miejsce realizacji: Politechnika Rzeszowska. Termin realizacji: 2009-2012. **Charakter udziału: Kierownik projektu.**

Rezultaty wynikające z realizacji projektu N N504 346736 zostały opublikowane w renomowanym czasopiśmie będącym na liście JCR „Engineering Failure Analysis” (wyd. Elsevier) [5, 7, 8], w wydawnictwie Springer [13] a także w krajowych i międzynarodowych czasopismach naukowych [14-16, 19, 22, 23, 28, 29].

3. **Projekt rozwojowy.** Numer projektu: R-10 005 02. Tytuł projektu: Demonstrator zaawansowanych technologii lotniczych - latająca platforma badawcza. Źródło finansowania: Ministerstwo Nauki i Szkolnictwa Wyższego. Miejsce realizacji: Politechnika Rzeszowska. Termin realizacji: 2007-2011. Charakter udziału: Wykonawca.

5.4. Staże w wiodących zagranicznych ośrodkach naukowych

Staż naukowy (9 miesięcy) w Institute for Aerospace Research⁷ (IAR), National Research Council (NRC), Ottawa, Kanada (2003-2004).

⁷ Informacje nt. uzyskania stypendium naukowego NATO na realizację projektu badawczego oraz potwierdzenie odbycia stażu w Institute for Aerospace Research, National Research Council, Ottawa, Kanada znajduje się w Załączniku 6.

5.5. Recenzje, ekspertyzy i raporty naukowo-techniczne

1. Recenzje artykułów dla redakcji czasopism, znajdujących się na liście JCR:
 - a) Engineering Failure Analysis, Wydawnictwo Elsevier – 2 recenzje⁸.
 - b) Mechanism & Machine Theory, Wydawnictwo Elsevier – 1 recenzja.
 - c) Meccanica - An International Journal of Theoretical and Applied Mechanics, Wydawnictwo Springer – 1 recenzja.
2. Autorstwo i współautorstwo 1 ekspertyzy naukowej oraz 3 raportów naukowo-technicznych⁸, wykonanych dla przedsiębiorstw.

5.6. Uczestnictwo w konferencjach naukowych

Referaty wygłaszane na zaproszenie:

1. Witek L., Problemy pękania w konstrukcjach lotniczych. *Referat wygłoszony na posiedzeniu Komitetu Mechaniki Polskiej Akademii Nauk (PAN)*, Instytut Podstawowych Problemów Techniki PAN, Warszawa, 15.11. 2007.

Prace prezentowane na konferencjach międzynarodowych:

2. Witek L. Fatigue analysis of the compressor blades with v-notches. *26-th Symposium of International Committee on Aeronautical Fatigue (ICAF)*, Montreal, Kanada, 2011.
3. Witek L., Kowalski T., Mamrowicz J., Numerical stress and fatigue analysis of the first stage power turbine for helicopter engine. *24-th Symposium of International Committee on Aeronautical Fatigue (ICAF)*, Neapol, Włochy, 2007.
4. Witek L., Numerical analysis of the initial stress forming in the process of blind riveting, *7-th International Conference "Technology"*, Slovencka Technicka Universita, Bratislava, Czech Republic, 2001.
5. Witek L., Experimental crack propagation analysis of the compressor blades working in high cycle fatigue conditions, *2-nd Conference Fatigue of Aircraft Structures* Warsaw, Poland, 2009.
6. Witek L., Stress intensity factor calculations for the compressor blade with half-elliptical surface crack using Raju-Newman solution, *4-th Conference, Fatigue of Aircraft Structures*, Warsaw, Poland, 2011.

⁸ Tytuły recenzowanych prac oraz szczegółowe informacje nt. ekspertyz i raportów naukowo-technicznych przedstawione są w odrębnym załączniku (Załącznik 4).

7. Witek L., Experimental and numerical crack initiation analysis of the compressor blades working in resonance conditions. 4-th Conference, *Fatigue of Aircraft Structures*, Warsaw, Poland, 2011.
8. Witek L., Kopecki H., Influence of the preliminary imperfection on the form of equilibrium path of compression bars during post buckling state, *2-nd International Conference „Mechanics 2000”*, Politechnika Rzeszowska, 2000.

Referaty wygłaszane na konferencjach krajowych:

9. Witek L. Doświadczalne badania zmęczeniowe łopatek sprężarki silnika turbinowego PZL-10W, *XIII Konferencja Mechaniki Pękania*, Politechnika Opolska, Opole, 2011.
10. Witek L., Numeryczna analiza pola naprężeń oraz dynamiki rozwoju szczeliny zmęczeniowej w turbinie silnika lotniczego poddanej działaniu złożonego obciążenia termo-mechanicznego, *XIII Konferencja Mechaniki Pękania*, Politechnika Opolska, Opole, 2011.
11. Witek L., Eksperymentalna analiza stateczności skręcanej powłoki walcowej wzmocnionej profilami zamkniętymi, *X Sympozjum Stateczności Konstrukcji*, Katedra Materiałów i Konstrukcji Politechniki Łódzkiej, Zakopane, 2003.
12. Witek L., Numeryczna analiza stateczności oraz nośności granicznej skręcanej powłoki walcowej wzmocnionej profilami zamkniętymi, *X Sympozjum Stateczności Konstrukcji*, Katedra Materiałów i Konstrukcji Politechniki Łódzkiej, Zakopane, 2003.
13. Witek L., Kopecki H., Wpływ wielkości imperfekcji wstępnej na kształt ścieżki równowagi pręta ściskanego podczas utraty stateczności. *V Konferencja Naukowo - Techniczna „Programy MES w komputerowym wspomaganiu analizy, projektowania i wytwarzania”*, WAT, IPPT PAN, Warszawa – Rynia, 2000.
14. Witek L., Kopecki H., Numeryczno-eksperymentalne badanie nośności granicznej połączeń nitowych. *V Konferencja Naukowo - Techniczna „Programy MES w komputerowym wspomaganiu analizy, projektowania i wytwarzania”*, WAT, IPPT PAN, Warszawa – Rynia, 2000.
15. Witek L., Wpływ rodzaju oraz liczby elementów na błąd i zbieżność rozwiązania MES na przykładzie analizy stateczności pręta ściskanego. *V Konferencja Naukowo - Techniczna „Programy MES w komputerowym wspomaganiu analizy, projektowania i wytwarzania”*, WAT, IPPT PAN, Warszawa – Rynia, 2000.
16. Witek L., Kopecki H., Kopecki T., Kopkowicz M., Numeryczno-eksperymentalna analiza stateczności oraz pozakrytycznej deformacji powłoki cylindrycznej poddanej skręcaniu. *I Konferencja „Mechanika ‘98”*, Politechnika Rzeszowska, Rzeszów, 1998.

5.7. Międzynarodowe i krajowe nagrody za działalność naukową:

Nagrody międzynarodowe:

1. Nagroda w VII konkursie naukowym NATO (NATO Science Fellowships), 2003. Nagrodzony projekt badawczy: "Finite element based analysis of fatigue life and reliability of hot and cold sections of gas turbine engine components". Realizacja projektu: Kanadyjski Instytut Lotnictwa w Ottawie, 2003-2004.

Nagrody i wyróżnienia krajowe:

1. Nagroda naukowa I stopnia Komitetu Mechaniki Polskiej Akademii Nauk (PAN) za cykl publikacji z zakresu numerycznej analizy wytrzymałości oraz trwałości zmęczeniowej konstrukcji lotniczych, Warszawa, 2007.
2. Nagroda naukowa III stopnia w ogólnokrajowym konkursie im. Prof. Jana Szmeltera na najlepsze prace z mechaniki technicznej. Konkurs organizowany przez Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej (PTMTS) w roku 2003.
3. Nagroda naukowa Rektora Politechniki Rzeszowskiej za uzyskanie stopnia doktora nauk technicznych, 2003.
4. Nagroda naukowa Rektora Politechniki Rzeszowskiej za cykl publikacji z zakresu wytrzymałości oraz trwałości zmęczeniowej konstrukcji lotniczych, 2007.
5. Nagroda naukowa Rektora Politechniki Rzeszowskiej za cykl publikacji poświęcony doświadczalnej analizie prędkości propagacji pęknięć zmęczeniowych w łopatkach sprężarek turbinowych silników lotniczych, 2010.

Szczegółowe informacje dotyczące autorstwa recenzji artykułów dla redakcji czasopism znajdujących się na liście JCR, autorstwa ekspertyz i raportów naukowo-technicznych wykonanych dla przedsiębiorstw, międzynarodowej i krajowej współpracy naukowej, uczestnictwa w programach europejskich, osiągnięć dydaktycznych oraz działalności organizacyjnej zamieszczone są w odrębnym załączniku (Załącznik 4).

Juergen Witek