



mgr inż. Przemysław Golewski

Obciążenia ciepłno-mechaniczne łopatek
silników turbinowych z ceramicznymi
powłokami ochronnymi

*Promotor:
prof. dr hab. inż. Tomasz Sadowski*

ROZPRAWA DOKTORSKA

*Panu prof. dr hab. inż. Tomaszowi Sadowskiemu
serdeczne podziękowania za życzliwą pomoc oraz
cenne wskazówki przy pisaniu niniejszej pracy*

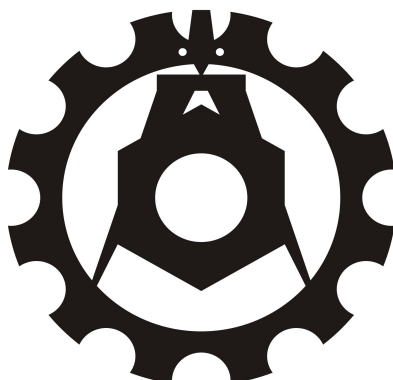
składa autor

Pracę doktorską dedykuję moim rodzicom

POLITECHNIKA LUBELSKA

WYDZIAŁ MECHANICZNY

ROZPRAWA DOKTORSKA



Politechnika Lubelska
Wydział Mechaniczny
ul. Nadbystrzycka 36
20-618 Lublin

mgr inż. Przemysław Golewski

Obciążenia ciepłno-mechaniczne łopatek silników turbinowych z ceramicznymi powłokami ochronnymi

Promotor:
prof. dr hab. inż. Tomasz Sadowski



Politechnika Lubelska
Lublin 2015

Badania realizowane w ramach Projektu "Nowoczesne technologie materiałowe stosowane w przemyśle lotniczym", Nr POIG.01.01.02-00-015/08-00 w Programie Operacyjnym Innowacyjna Gospodarka (PO IG). Projekt współfinansowany przez Unię Europejską ze środków Europejskiego Funduszu Rozwoju Regionalnego.



UNIA EUROPEJSKA
EUROPEJSKI FUNDUSZ
ROZWOJU REGIONALNEGO



Spis Treści

	Wykaz ważniejszych skrótów i oznaczeń	9
	Streszczenie	10
	Summary	12
1.	Wprowadzenie	14
2.	Cel, zakres pracy, tezy	17
3.	Łopatki silników turbinowych	19
3.1.	Turbina jako podstawowy zespół silnika	19
3.2.	Budowa i rodzaje łopatek	22
3.3.	Konstrukcje łopatek z uwagi na ich chłodzenie	23
3.4.	Materiały stosowane do wyrobu łopatek	27
3.5.	Wyniki prac w ramach projektu kluczowego „Nowoczesne technologie materiałowe stosowane w przemyśle lotniczym” numer POIG.01.01.02-00-015/08-00	29
3.6.	Wnioski	31
4.	Pokrycia ochronne TBC	32
4.1.	Budowa pokryć ochronnych TBC oraz sposoby ich nanoszenia	33
4.1.1.	Metoda osadzania z fazy gazowej typu EB-PVD	33
4.1.2.	Metoda natryskiwania plazmowego typu APS	36
4.2.	Wykorzystanie pierwiastków ziem rzadkich	37
4.2.1.	Rozwój i zastosowanie nowych materiałów na pokrycia	38
4.2.2.	Zastosowanie wielowarstwowych powłok	41
4.2.3.	Zasoby oraz światowy rynek ziem rzadkich	43
4.3.	Wyniki prac w ramach projektu kluczowego „Nowoczesne technologie materiałowe stosowane w przemyśle lotniczym” numer POIG.01.01.02-00-015/08-00	44
4.4.	Wnioski	45
5.	Obciążenia cieplne	46
5.1.	Rodzaje wymiany ciepła w spalinowych silnikach turbinowych	46

5.2.	Pola temperatur jako czynnik niezbędny do określenia obciążeń cieplnych	52
5.2.1.	Analityczna metoda wyznaczania rozkładu temperatur w łopatkach turbin	52
5.2.2.	Pomiar temperatury łopatek	53
5.2.3.	Metody analogowe	53
5.2.4.	Metody numeryczne – zastosowanie metody elementów skończonych	54
5.3.	Stan odkształcenia i naprężenia w elementach konstrukcyjnych powodowany obciążeniami cieplnymi	58
5.4.	Uzyskiwanie niejednorodnych pól temperatur w programie Fluent i ich eksport do programu Abaqus (łopatka kierująca)	59
5.4.1.	Charakterystyka programu Fluent, pojęcie symulacji CFD i FSI	60
5.4.2.	Przebieg prac w programie Fluent	61
5.5.	Wnioski	65
6.	Obciążenia mechaniczne	66
6.1.	Rozciąganie łopatek	66
6.2.	Zginanie łopatek	69
6.2.1.	Momenty gnące wywołane działaniem sił od czynnika przepływającego	69
6.2.2.	Momenty gnące wywołane działaniem sił odśrodkowych	70
6.2.3.	Naprężenia zginające w skrajnych warstwach łopatki	72
6.3.	Drgania łopatek. Rezonans	75
6.4.	Uzyskiwanie niejednorodnych pól naprężeń w programie Abaqus (łopatka robocza)	82
6.4.1.	Przygotowanie modelu do symulacji	82
6.4.2.	Analiza wyników	84
6.5.	Wnioski	86
7.	Obciążenia środowiskowe	88
7.1.	Korozja	89
7.2.	Erozja	92
7.3.	Narastanie warstwy TGO	94
7.4.	Badania własne powierzchni łopatki roboczej wraz z analizą chemiczną	95

7.5.	Wyniki prac w ramach projektu kluczowego „Nowoczesne technologie materiałowe stosowane w przemyśle lotniczym” numer POIG.01.01.02-00-015/08-00	96
7.6.	Wnioski	99
8.	Uszkodzenia łopatek silników turbinowych w wyniku eksploatacji	100
9.	Badania doświadczalne własności wytrzymałościowych pokryw ochronnych TBC	109
9.1.	Przegląd i analiza obecnie stosowanych testów	109
9.1.1.	Zagadnienia związane z nanoszeniem warstewki TBC	110
9.1.2.	Zagadnienia związane z pracami przygotowawczymi przed testem wytrzymałościowym	121
9.1.3.	Rodzaje stosowanych badań do określenia parametrów mechaniki pękania lub odkształceń podłoża, przy których dochodzi do uszkodzenia TBC	125
9.1.4.	Sposoby pobierania informacji	130
9.1.4.1.	Emisja akustyczna (EA)	130
9.1.4.2.	Wartość siły, przemieszczenia, odkształcenia	131
9.1.4.3.	Zastosowanie systemu Aramis	132
9.1.4.4.	Badania mikroskopowe	133
9.1.5.	Wnioski	134
9.2.	Wyznaczanie modułu Younga poprzez pomiar mikro-twardości warstwy TBC	134
9.2.1.	Opis metody	136
9.2.2.	Wyniki pomiarów badań własnych	138
9.2.3.	Wnioski	141
9.3.	Starzenie próbek – badania własne	142
9.4.	Jednoosiowe rozciąganie próbek wiosełkowych z warstwą TBC – badania własne	143
9.4.1.	Pierwsza seria próbek	143
9.4.2.	Druga seria próbek	145
9.5.	Trójpunktowe zginanie próbek belkowych z warstwą TBC – badania własne	154
9.6.	Budowa modelu MES opartego na wynikach badań doświadczalnych	164
9.6.1.	Opis modelu kruchego pękania (brittle cracking)	166
9.6.2.	Wyniki symulacji	169

9.7.	Wnioski	169
10.	Wykorzystanie metody submodelingu oraz x-fem do szczegółowej analizy wybranego fragmentu łopatk przy obciążeniach cieplno – mechanicznych	172
10.1.	Opis metody submodelingu	172
10.2.	Podstawy metody X-FEM	174
10.2.1.	Wprowadzenie funkcji wzbogacania	175
10.2.2.	Modelowanie propagacji pęknięcia przy wykorzystaniu węzłów widmowych	176
10.2.3.	Zastosowanie koncepcji opisu materiału kohezijnego dla X-FEM	177
10.2.4.	Inicjacja pęknięcia i kierunek jego rozszerzania	178
10.2.5.	Ewolucja uszkodzenia skalarne parametru uszkodzenia D	179
10.3.	Przygotowanie modelu do symulacji	180
10.4.	Analiza wyników	181
10.5.	Wnioski	183
11.	Podsumowanie, wnioski końcowe i kierunki dalszych prac	184
	Bibliografia	187
	Załączniki	198

Wykaz ważniejszych skrótów i oznaczeń

TBC	– Thermal Barrier Coating
APS	– Air Plasma Spray
EBPVD	– Electron Beam Physical Vapor Deposition
YSZ	– Yttria – Stabilized Zirconia
BC	– Bond Coat
TGO	– Thermally Grown Oxide
TC	– Top Coat
FGM	– Functionally Graded Material
FOD	– Foreign Object Damage
CFD	– Computational Fluid Dynamics
T	– temperatura
q	– strumień ciepła
λ	– współczynnik przewodzenia ciepła
ρ	– gęstość
c	– ciepło właściwe
$\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$	– naprężenia normalne
$\tau_{xy}, \tau_{yz}, \tau_{zx}$	– naprężenia styczne
$\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$	– odkształcenia jednostkowe
$\gamma_{xy}, \gamma_{yz}, \gamma_{zx}$	– kąty odkształcenia postaciowego
ν	– liczba Poissona
E	– moduł sprężystości podłużnej Younga
G	– moduł sprężystości postaciowej Kirchoffa
ω	– prędkość kątowna
F	– pole przekroju poprzecznego łopatki
γ	– ciężar właściwy
g	– przyspieszenie ziemskie
P	– siła skupiona
q_x, q_y, q_z	– obciążenie ciągłe
M	– moment gnący
J	– moment bezwładności
l	– długość łopatki
f	– częstość drgań
n	– prędkość obrotowa
R_m	– wytrzymałość na rozciąganie
$R_{0,2}$	– umowna granica sprężystości
A	– wydłużenie względne
K_1	– odporność na pękanie (I model)
G_1	– prędkość uwalniania energii (I model)

Streszczenie

Obciążenia ciepłno-mechaniczne łopatek silników turbinowych z ceramicznymi powłokami ochronnymi

Praca omawia całokształt zagadnień związanych z obciążeniami jakim podlegają łopatki silników turbinowych a tym samym pokrycia ochronne TBC (Thermal Barrier Coating) stosowane na ich powierzchniach roboczych.

W pracy poddano analizie dwa typy łopatek: kierującą oraz roboczą, które są wykorzystywane w silniku turbinowym PZL-10W produkowanym przez WSK „PZL-Rzeszów” S.A. Dzięki udostępnieniu przez producenta modeli geometrycznych CAD, możliwe było przeprowadzenie wielu obliczeń numerycznych zaprezentowanych w pracy. Obciążenia termiczne łopatki kierującej zostały wyznaczone w oparciu o symulację CFD (Computational Fluid Dynamics) przy uwzględnieniu zarówno przepływu gazów spalinowych jak i powietrza chłodzącego łopatkę. Uzyskane niejednorodne pola temperatur są podstawą do wyznaczenia naprężeń cieplnych będących następstwem różnicy wartości współczynników rozszerzalności termicznej materiału łopatki oraz pokrycia ochronnego. W pracy przeprowadzono także obliczenia analityczne oraz numeryczne, dla łopatki roboczej poddanej działaniu siły odśrodkowej, uzyskując zbieżność wyników oraz określając miejsca najbardziej wyęteżone. Uzyskane wyniki stały się podstawą do zbudowania bardziej zaawansowanego modelu MES. Poprzez wykorzystanie techniki X-FEM (Extended Finite Element Method), pozwalającej na wprowadzenie modelu uszkodzenia materiału i śledzenie jego propagacji, stało się możliwe wyznaczenie dopuszczalnej prędkości obrotowej dla łopatki roboczej z wykonaną warstwą TBC. W tym celu wykorzystano także drugą technikę – submodeling, która pozwoliła na wyodrębnienie z modelu globalnego łopatki, fragmentu najbardziej wyęteżonego i poddaniu obliczeniom geometrię z bardziej zagęszczoną siatką MES.

W pracy przedstawiono także wyniki badań doświadczalnych w oparciu o próbki z naniesioną powłoką TBC, do testów jednoosiowego rozciągania i do zginania, które zostały wykonane przez WSK „PZL-Rzeszów” S.A. Przed testami wytrzymałościowymi część próbek poddano starzeniu dla różnych czasów w temperaturze 1000°C. Przeprowadzono testy jednoosiowego rozciągania wykorzystując optyczny system pomiaru przemieszczeń Aramis oraz emisję akustyczną w celu określenia wartości obciążenia, przy której następuje inicjacja uszkodzenia pokrycia TBC. Testy trójpunktowego zginania były prowadzone dla dwóch serii próbek dla strzałki ugięcia 0,8 i 1mm, także przy wykorzystaniu emisji akustycznej. W celu analizy poziomu uszkodzenia struktury pokrycia ochronnego, wykonano obserwacje na mikroskopie elektronowym. Dokonano pomiarów grubości warstwy TGO (Thermally Grown Oxide) i określono funkcję opisującą jej wzrost w zależności od czasu starzenia. Opisano także różne mode-

le uszkodzenia jakie pojawiają w wyniku połączenia różnych czasów starzenia i różnych poziomów obciążeń mechanicznych. Przeprowadzono analizę EDS (Energy Dispersive Spectroscopy) określając zawartość pierwiastków w poszczególnych warstwach, co pozwoliło na zaobserwowanie zjawiska ich dyfuzji w wyniku starzenia. Wykonane badania mikrotwardości poszczególnych warstw pokrycia TBC stały się podstawą do określenia własności sprężystych wykorzystanych w symulacjach MES.

Praca została podzielona na 11 rozdziałów i powstała w oparciu o projekt kluczowy „Nowoczesne technologie materiałowe stosowane w przemyśle lotniczym” numer POIG.01.01.02-00-015/08-00, dlatego w tekście wyraźnie wyodrębniono trzy podrozdziały obrazujące postępy prac pozostałych partnerów zadania badawczego numer 10.

Summary

The thermo-mechanical loads of turbine blades with ceramic protective coatings

The work discusses all issues related to the loads which turbine blades and thus protective layer TBC (Thermal Barrier Coating), used on their working surfaces, are subjected to.

In this dissertation two types of blades are analyzed: stationary and moving, which are used in PZL-10W turbine engine produced by WSK PZL-Rzeszów S.A. Thanks to CAD geometric models being made available by the manufacturers, it was possible to carry out many numerical calculations presented in this paper. The thermal loads of stationary blade were determined on the basis of CFD (Computational Fluid Dynamice) simulation, taking into account both the exhaust gas and cooling air flow. The obtained non-uniform temperature fields constitute a basis for determining the thermal stresses resulting from the difference in thermal expansion coefficients of the blade and ceramic layer materials. In this work the analytical and numerical calculations were also carried out for the moving blade subjected to a centrifugal force in order to achieve a convergence of results as well as to determine the places of greatest effort. These results provided the basis for building a more advanced FEM model. Through the use of the X-FEM (Extended Finite Element Method) technique allowing the introduction of the material damage model and tracking of its propagation it became possible to determine the allowable rotational speed of the moving blade with a TBC layer. For this purpose a second technique – submodelling, was used, which allowed to separate from the global model the fragment of the greatest effort and to submit a more dense FEM mesh to calculations.

The paper also presents the results of experimental research based on the samples with TBC coating designed for uniaxial tensile tests and bending tests, which were made by WSK PZL-Rzeszów S.A. Before the strength tests, the samples were subjected to aging for different times at the temperature of 1000°C. Uniaxial tensile tests were performed using Aramis optical displacement measurement system and acoustic emission in order to determine the load value at which the TBC damage is initiated. The three point bending tests were conducted for two series of samples, for the deflection of 0,8 and 1mm, also with the use of acoustic emission. In order to analyze the level of damage of the protective layer structure the observations on the electron microscope were carried out. The TGO (Thermally Grown Oxide) layer thickness was measured and the function describing its growth depending on the aging time was determined. The different types of damage which arise as a result of a combination of different aging times and different levels of mechanical stresses were also described. EDS

(Energy Dispersive Spectroscopy) analysis was performed by specifying the content of chemical elements in each layer, which allowed to observe the phenomenon of diffusion due to aging. Micro – hardness test of each layer of TBC coating became the basis for determining the elastic properties used in FEM simulations.

The work is divided into 11 chapters and is based on Key Project “Modern Technologies of Materials used in the aerospace industry”, the POIG number .01.01.02-00-015/08-00, therefore the text explicitly identifies the three sections showing the progress of the other partners of the task number 10.

1. Wprowadzenie

Łopatki, kierujące i robocze, są jednym z kluczowych elementów konstrukcji silników turbinowych. Są one narażone na duże różnice temperatur pomiędzy spalinami, a chłodzącym je powietrzem. W tym przypadku najbardziej obciążone cieplnie są łopatki kierujące pierwszego stopnia, gdyż oddziałują na nie gazy płynące bezpośrednio z komory spalania. Powstawanie naprężeń cieplnych w materiale łopatki jest tym większe im większa jest różnica temperatury gazów spalinowych i chłodzącego je powietrza. Łopatki robocze, które uczestniczą w zamianie energii kinetycznej gazów spalinowych na energię ruchu obrotowego, są dodatkowo obciążone siłą odśrodkową.

Sprawność silnika turbinowego wzrasta wraz ze wzrostem temperatury przed układem łopatkowym. Zwiększenie temperatury gazów spalinowych jest możliwe, gdyż temperatura spalania paliwa lotniczego wynosi około 2300°C, jednak ograniczeniami są własności wytrzymałościowe stopów z jakich wykonane są łopatki.

W celu podniesienia temperatury pracy łopatek, stosuje się dwie metody:

- chłodzenie,
- stosowanie pokryć ceramicznych termo – odpornych TBC (thermal barrier coating).

Chłodzenie łopatek, które będzie opisane w odrębnym rozdziale, pociąga za sobą znaczne skomplikowanie budowy samej łopatki oraz powoduje straty, gdyż powietrze chłodzące jest pobierane ze sprężarki silnika.

Druga metoda jest stosowana z powodzeniem od wielu lat i pozwala m.in. na dopuszczenie większych temperatur przed układem łopatkowym, a tym samym zwiększenie sprawności silnika. Pokrycia ochronne TBC są nadal obiektem badań, gdyż ich właściwości związane z uszkodzeniem nie są jeszcze do końca rozpoznane. Na trwałość i wytrzymałość pokryć ochronnych wpływa wiele czynników, zarówno związanych z technologią ich nanoszenia np. wpływ chropowatości podłoża, stopień nagrzania podłoża, moc palnika plazmowego, jak i warunki eksploatacyjne np. obecność środowiska korozyjnego, erozja, czas pracy itd.

Literaturę z zakresu pokryć ochronnych TBC można podzielić wg. różnych kryteriów. Pierwszym z nich jest podział na literaturę zawierającą symulacje komputerowe oraz ograniczającą się do rozważań teoretycznych lub badań doświadczalnych. Literatura zawierająca symulacje komputerowe stanowi około 60% wszystkich artykułów. Taki podział został dokonany z kilku powodów. Zagadnienia obciążeń cieplno-mechanicznych łopatek silników turbinowych są bardzo złożone ze względu na szereg nieliniowości: materiału, geometrii czy też warunków brzegowych w postaci niejednorodnych pól temperatury oraz zmiennego kontaktu. Dlatego korzystniej jest poddać łopatkę badaniom numerycznym, co pozwoli nie tylko ograniczyć koszty i uzyskać informację np. na temat rozkładu naprężeń, ale także pozwoli na rozważanie wielu przypadków.

Do przeprowadzenia wiarygodnej symulacji MES niezbędne są jednak szeroko pojęte badania materiałowe, czy też wyniki obserwacji łopatek pracujących w rzeczywistych warunkach. Dlatego omawianą literaturę można także podzielić wg. takich zagadnień jak:

- badania własności wytrzymałościowych powłok ochronnych TBC,
- badania zmęczenia cieplnego powłok ochronnych TBC,
- korozja, erozja (obciążenia środowiskowe),
- analiza kontaktu BC-TC,
- wykorzystanie pierwiastków ziem rzadkich.

Badanie doświadczalne powłok TBC, poddanych obciążeniom cieplnym i mechanicznym, nie jest zagadnieniem łatwym. Autorzy proponują różne kształty próbek i różne rozwiązania konstrukcyjne uchwytów, których zestawienie znajduje się w Załączniku Nr 1. Czasami zastosowanie niewłaściwego sposobu zamocowanie próbki będzie prowadziło do błędów w wynikach. Przykładem może być test ścinania „barb test”. Jak dużą rolę spełnia w tym przypadku tolerancja wykonania samego uchwytu zostanie przedstawione w jednej z symulacji.

Dokonując głębszego podziału prac zawierających symulacje MES, możemy je podzielić na te, które bazują na modelach 2D oraz 3D. Tych pierwszych jest ponad dwukrotnie więcej, co jest związane ze znacznymi trudnościami w budowie modeli 3D np. generowaniem siatek elementów skończonych i zapotrzebowaniem na większą moc obliczeniową komputerów. W większości prac, w których zastosowano model 3D rzeczywistej łopatki, wynikami końcowymi symulacji są pola naprężeń zredukowanych Misesa oraz postaci drgań własnych łopatki. Często te wyniki są zestawiane z rzeczywistą łopatką, która uległa uszkodzeniu.

Brak jest jednak w literaturze prac, które by uwzględniały w symulacji uszkodzenie materiału pod wpływem obciążeń cieplno – mechanicznych. Dlatego niniejsza praca pozwoli w pewnym zakresie wypełnić tę lukę. Zaprezentowane zostaną badania uszkodzenia zarówno w skali mikro jak i makro, a cała praca została podzielona na 11 rozdziałów.

W rozdziale trzecim omówiono zagadnienia związane z łopatkami silników turbinowych ze względu na ich konstrukcję, sposób chłodzenia oraz stosowane materiały. Czwarty rozdział dotyczy omówienia budowy i technologii nanoszenia powłok ochronnych TBC. W tym rozdziale zwrócono szczególną uwagę na zagadnienia rozwoju powłok TBC pod kątem zastosowania pierwiastków ziem rzadkich. Obciążenia cieplne, jakim poddawane są łopatki silników turbinowych, zostały opisane w rozdziale piątym.

W celu określenia obciążenia cieplnego niezbędna jest znajomość rozkładu temperatur w łopatce, którą możemy uzyskać na drodze analitycznej, doświadczalnej oraz modelowania analogowego. Najwięcej jednak miejsca poświęcono metodom numerycznym i praktycznym zastosowaniom metody CFD w programie Fluent. Kolejny, szósty, rozdział dotyczy zagadnień obciążeń mechanicznych. Szczegółowo omówiono dwa podstawowe obciążenia pochodzące od roz-

ciągania i zginania oraz dokonano obliczeń wyężenia, metodą tabelaryczną, dla łopatki roboczej silnika PZL-10W. Badania własne w tym zakresie dotyczyły także analizy numerycznej oraz określenia wpływu powłoki TBC na częstotść drgań własnych łopatki.

W siódmym rozdziale zwrócono uwagę na zagrożenia jakie niosą ze sobą obciążenia środowiskowe powodujące korozję i erozję oraz narastanie warstewki TGO. Zaprezentowano także badania własne dotyczące analizy chemicznej łopatki roboczej silnika PZL-10W. Ósmy rozdział prezentuje efekt finalny do jakiego mogą doprowadzić wcześniej omawiane obciążenia tj. uszkodzenia łopatki w wyniku ich eksploatacji.

W rozdziałach 3, 4 i 7 wyszczególniono także wyniki prac związane z tematem rozprawy doktorskiej oraz powiązane z projektem „Nowoczesne technologie materiałowe stosowane w przemyśle lotniczym” POIG.01.01.02-00-015/08-00. Prace były prowadzone w oparciu o zadanie ZB10 – Nowoczesne pokrycia barierowe na krytyczne części silnika. Zadanie ZB10 realizowało pięć uczelni tj.: Politechnika Śląska, Warszawska, Rzeszowska, Lubelska oraz Uniwersytet Rzeszowski.

W rozdziale dziewiątym zaprezentowano dotychczas stosowane badania wytrzymałościowe pokryw ochronnych TBC. Przedstawiono także własne wyniki badań: określenie modułu Younga poprzez pomiar mikrotwardości, jednoosiowego rozciągania oraz trójpunktowego zginania próbek z powłoką TBC poddanych także procesowi starzenia. Do określenia odkształceń, przy jakich następuje uszkodzenie, zastosowano system optycznych pomiarów przemieszczeń „Aramis” oraz emisję akustyczną. Wyniki pozwoliły na zbudowanie modelu MES uwzględniającego uszkodzenia pokrycia TBC w skali mikro.

W rozdziale dziesiątym skupiono się na analizie uszkodzenia pokrycia ceramicznego w skali makro. Zastosowano tutaj nowoczesne narzędzia modelowania takie jak submodeling, który pozwolił na obciążenia wybranego fragmentu łopatki wynikami z modelu globalnego. Do analizy uszkodzenia przy obciążeniach ciepłno–mechanicznych zastosowano metodę X-FEM. W ostatnim rozdziale 11 zawarto końcowe uwagi i wnioski.

2. Cel, zakres pracy i teza pracy

Przeprowadzone badania literaturowe dowodzą, że zarówno temat badań doświadczalnych powłok ochronnych TBC jak i budowy modeli numerycznych jest nadal aktualny. Powodem tego jest fakt, że problem obciążeń cieplno-mechanicznych powłok TBC, pracujących w rzeczywistych warunkach, jest niezwykle złożony. Powłoka ochronna TBC, wraz z podłożem, doświadcza złożonych stanów naprężeń, w których dominuje rozciąganie, zginanie oraz skręcanie. Niejednorodny rozkład temperatury, wynikający z chłodzenia wewnętrznego, lub odpływu ciepła przez pióro łopatki, powoduje powstawanie dodatkowych naprężeń. Właściwości systemu TBC zmieniają się w czasie czego przyczyną jest np. narastanie warstewki TGO na granicy BC-TC lub występowanie erozji i korozji. Istotnym zagadnieniem jest też powstawanie naprężeń własnych, podczas nanoszenia warstewki metodą APS, które mogą się następnie sumować z naprężeniami wynikającymi z pracy łopatki.

Z analizy literatury wynika, że brak jest prac, w których autorzy analizują pokrycia TBC na numerycznym modelu rzeczywistej łopatki, przy obciążeniach wynikających z jej pracy oraz uwzględnieniu jego uszkodzenia. Dlatego, aby w pewien sposób wypełnić tę lukę, postawiono następującą tezę:

„Możliwa jest ocena uszkodzenia pokrycia ochronnego TBC w łopatkach silników turbinowych, poddanych obciążeniom cieplno–mechanicznym, przy wykorzystaniu zaawansowanych metod modelowania MES opartych na wynikach badań doświadczalnych”

Równoległe do postawionej tezy zostały sformułowane następujące cele w dziedzinie:

I. Budowy modeli MES służących do:

- uzyskanie niejednorodnych pól temperatur w łopatce kierującej z wewnętrznym chłodzeniem, przy zastosowaniu symulacji CFD, jako niezbędnych do prawidłowego określania wyężenia materiału,
- uzyskanie niejednorodnych pól naprężeń w łopatce roboczej przy zastosowaniu symulacji numerycznej oraz porównanie uzyskanych wyników z obliczeniami prowadzonymi na drodze teoretycznej,
- kalibracji modelu uszkodzenia dla stanu jednoosiowego rozciągania oraz zginania w oparciu o przeprowadzone badania doświadczalne (skala mikro)
- wykorzystania zaawansowanych technik modelowania takich jak submodeling i xfm do szczegółowej analizy wybranego fragmentu łopatki z pokryciem ceramicznym (skala makro),
- wyznaczenia częstości drgań własnych dla łopatki, z pokryciem TBC oraz bez pokrycia, przy obciążeniach cieplno–mechanicznych,

- porównania warstewki typu duplex oraz FGM,
- określenia wpływu nagrzania łopatki na powstawanie naprężeń własnych podczas nanoszenia pokrycia,
- określenia odkształceń, przy złożonym stanie naprężenia (zginanie z odciąganiem), podczas testu jednoosiowego rozciągania podkładu z warstwą TBC,
- określenia wpływu kształtu uchwytu podczas testu ścinania.

II. Badań doświadczalnych:

- wyznaczenie modułu sprężystości podłużnej poprzez pomiar mikrotwardości,
- wykonanie specjalnego uchwytu do zginania oraz przeprowadzenie badań dla próbek z naniesioną powłoką TBC,
- badania próbek, przy jednoosiowym rozciąganiu próbek z naniesioną powłoką ceramiczną TBC z wykorzystaniem systemu optycznych pomiarów przemieszczeń Aramis oraz emisji akustycznej,
- badanie próbek, przy trójpunktowym zginaniu, z wykorzystaniem emisji akustycznej,
- obserwacje mikroskopowe,
- badanie powierzchni łopatki roboczej po przebytych resursie wraz z analizą chemiczną.

Opracowanie zaawansowanych modeli MES, uwzględniających uszkodzenie pokrycia TBC, pozwoli usprawnić prace projektowe oraz zmniejszyć nakłady na badania doświadczalne.

3. Łopatki silników turbinowych

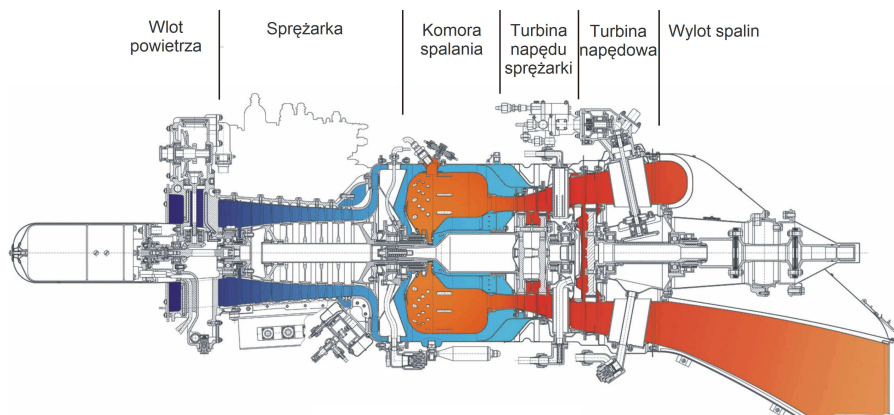
Przedmiotem rozprawy doktorskiej jest analiza cieplno-mechaniczna łopatek silników turbinowych pokrytych ceramicznymi powłokami ochronnymi. Niezbędne zatem staje się uściślenie, których łopatek będą dotyczyły dalsze rozważania oraz jakie jest ich usytuowanie w konstrukcji silnika turbinowego. Dlatego koniecznym staje się przedstawienie opisu jego budowy.

3.1. Turbina jako podstawowy zespół silnika

Budowa silnika turbinowego zostanie pokazana na przykładzie silnika PZL-10W (Rys.3.1.) służącego m.in. do napędu śmigłowców „Sokół” [35]. Należy zaznaczyć, że jego konstrukcja została opracowana w Polsce i jest on produkowany w WSK Rzeszów.

Projekt wstępny silnika został ukończony w 1975 r. zaś pierwszy silnik uruchomiono na hamowni 12 maja 1977 r. i do końca roku przeprowadzono 60 godzin prób. W 1979 r. rozpoczęto naziemne próby śmigłowca „Sokół”. W 1984 r. ukończono oblatywanie wszystkich sześciu prototypów, zaś w 1987 r. oblatano pierwszy seryjny egzemplarz śmigłowca.

Obecnie produkowane są silniki trzeciej generacji z rezersem międzyremontowym 3000 godzin. Zastosowane zaawansowane technologie i nowoczesne materiały oraz elektroniczny mikroprocesorowy układ regulacyjno-paliwowy w połączeniu ze zwiększonym rezersem zapewnia silnikowi drugą młodość.



Rys. 3.1. Przekrój silnika PZL-10W [14]

W konstrukcjach silników turbinowych można wyróżnić następujące sekcje (Rys. 3.1.): wlot powietrza, sprężarkę, komorę spalania, turbinę napędu sprężarki, turbinę napędową oraz wylot spalin. Na rysunku kolorami zostały zaznaczone temperatury jakie panują w poszczególnych sekcjach i największe wartości

(700°C–800°C) występują w przedziale turbin napędu sprężarki i napędowej. W dalszej części pracy skupimy się na w/w turbinach – najbardziej narażonych na wysokie temperatury.

Turbina jest podstawowym zespołem każdego lotniczego silnika turbinowego. **Turbina** [27] to wirnikowa maszyna przepływowa, która zamienia entalpię czynnika roboczego (strumienia spalin, gazowych produktów reakcji rozkładu lub sprężonego gazu) na pracę mechaniczną, powodującą obracanie jej wirnika. Praca ta, łącznie z masowym natężeniem przepływu czynnika roboczego, określa moc rozwijaną przez turbinę, której odbiornikami są: sprężarki silników turbinowych, śmigła samolotowe, wirniki nośne śmigłowców, akcesoria silnikowe, płatowcowe itp.

Osiągi, silnika turbinowego, uzależnione są od rodzaju konstrukcji turbiny, a mianowicie: zwiększenie jej sprawności pociąga za sobą zwiększenie ciągu (mocy) oraz zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa silnika i odwrotnie. Warto zaznaczyć, że trwałość między-naprawcza i niezawodność eksploatacyjna każdego silnika turbinowego jest uzależniona od geometrii poszczególnych części składowych tworzących turbinę, które poddawane są oddziaływaniu dużych obciążeń cieplnych i mechanicznych (szczególnie łopatki wieńców wirnikowych).

Zaletami zastosowań turbiny są: możliwość rozwijania dużych mocy przy małych wymiarach i małej masie własnej, stosunkowo duża sprawność procesu przekształcania energii, prosta budowa, łatwość eksploatacji w różnych warunkach klimatycznych (szczególnie w niskich temperaturach otaczającego środowiska) oraz dość duża niezawodność działania.

Do wad w zastosowaniach turbiny zalicza się: wysokie temperatury robocze niektórych części, które z tego powodu trzeba wykonywać z kosztownych żarowytrzymałych stopów, złożone kształty geometryczne łopatek, komplikujące proces technologiczny ich wytwarzania oraz duże robocze prędkości obrotowe wirników narzucające konieczność stosowania przekładni redukcyjnych w przypadkach, gdy prędkości obrotowe odbiorników mocy turbiny mają ograniczenia (śmigła, wirniki nośne itp.).

Każda turbina spalinowa osiowa składa się z **dwóch podstawowych podzespołów:**

- **nieruchomego wieńca** (jednego lub kilku) profilowanych łopatek – osadzonych w dwóch współosiowo rozmieszczonych bandażach – zwanego wieńcem dyszowym (kierowniczym) turbiny, lub krótko – kierownicą turbiny.
- **ruchomego wieńca** (jednego lub kilku) profilowanych łopatek – zamocowanych na obwodzie wirującej tarczy osadzonej na wale – zwanego wieńcem wirnikowym; całość wirującego zespołu (wieńiec łopatek wirnikowych, tarcza nośna oraz wał) nazywa się wirnikiem turbiny.

Połączenie pojedynczego wieńca dyszowego i pojedynczego wirnika turbiny we wspólnym kadłubie tworzy **stopień turbiny**, będący zespołem zdolnym do zrealizowania ciągłej transformacji energii charakterystycznej dla turbiny.

Liczby stopni tworzących turbiny dzielą je na:

- **jednostopniowe** – w przypadku występowania pojedynczych wieńców dyszowych i wirnikowych,
- **wielostopniowe** – w przypadku występowania większej liczby wieńców dyszowych i wirnikowych.

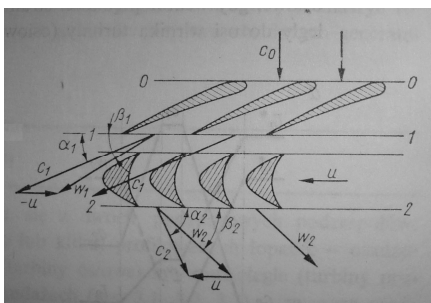
Liczba stopni turbiny jest uzależniona głównie od wielkości energii rozporządzałej strumienia spalin na wlocie do turbiny, ponieważ możliwości przekształcania jej, w jednym stopniu z dostateczną sprawnością, są ograniczone. Duży wpływ wywiera przy tym rodzaj silnika turbinowego. Liczba stopni „z” turbin, współczesnych lotniczych silników turbinowych, zawiera się najczęściej w przedziale $1 < z < 5$.

W zależności od specyfiki schematów konstrukcyjnych silników turbinowych poszczególne stopnie (zespoły stopni) turbin występują w nich jako:

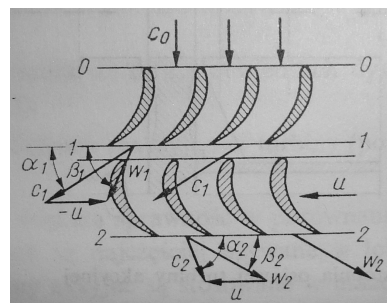
- **turbiny wytwornicowe** – przeznaczone do napędu sprężarek; jeżeli sprężarki są podzielone na zespoły na przykład niskiego, średniego, wysokiego ciśnienia, to napędzające je stopnie (zespoły stopni) turbin przyjmują nazwy, wywodzące się od napędzanych odbiorników mocy, jak na przykład; turbiny niskiego, średniego lub wysokiego ciśnienia,
- **oddzielne turbiny napędowe** – przeznaczone do napędu innych odbiorników mocy, na przykład: śmigieł lub wirników nośnych śmigłowców.

Na podstawie podziału rozporządzałej energii wlotowej spalin, między podstawowe podzespoły, turbiny dzieli się na:

- akcyjne (Rys. 3.2.) – realizujące rozprężenie spalin, wyłącznie w wieńcach dyszowych,
- reakcyjne (Rys. 3.3.) – realizujące rozprężenie spalin zarówno w wieńcach dyszowych, jak i wirnikowych.



Rys. 3.2. Turbina akcyjna [27]



Rys. 3.3. Turbina reakcyjna [27]

Dzięki turbinom reakcyjnym osiąga się **większą sprawność**, w porównaniu z turbinami akcyjnymi i dlatego właśnie są one najczęściej używane w lotniczych silnikach turbinowych. Natomiast turbiny akcyjne są stosowane w układach zasilania i rozruchowych silników, osprzęcie lotniskowym itp.

Bardzo istotnym parametrem jest **temperatura spalin przed turbiną**. Jej podwyższenie pociąga za sobą zwiększenie rozporządzalnego spadku entalpii, który z kolei zapewnia:

- **zmniejszenie wymiarów turbiny**, jako konsekwencję zmniejszenia koniecznego masowego natężenia przepływu spalin przy niezmienniej jej mocy,
- **zwiększenie mocy rozwijanej przez turbinę** przy niezmiennym masowym natężeniu przepływu spalin.

W związku z tym, niemal od początku rozwoju turbin, utrzymuje się ciągła tendencja do **podwyższania temperatury** przed ich wieńcami dyszowymi.

Spalanie paliw węglowodorowych w tlenie, czerpanym z powietrza atmosferycznego, umożliwia uzyskiwanie spalin o temperaturze 2300K–2450K [27]. Jednocześnie jednak aktualnie znane i stosowane materiały żarowytrzymałe na części turbin, stykające się bezpośrednio z gorącymi spalinami, nie wytrzymują temperatur roboczych, przewyższających 1150K–1170K. Dlatego niezwykle ważnym zagadnieniem jest stosowanie **chłodzenia** najbardziej nagrzewających się podzespołów oraz **pokryć izolująco-ochronnych**.

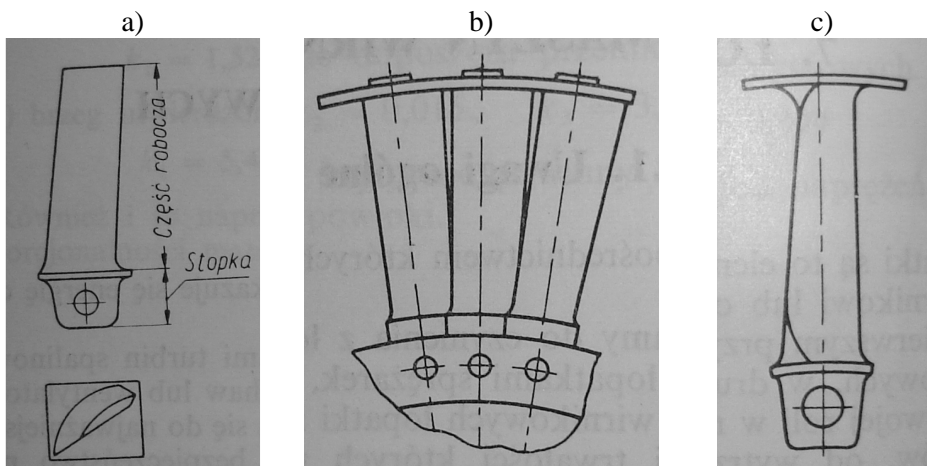
Z powyższych rozważań wynika, że kluczowym elementem stają się łopatki silników turbinowych, jako najbardziej narażone na wysokie temperatury i obciążenia mechaniczne, które będą tematem kolejnych rozdziałów.

3.2. Budowa i rodzaje łopatek

Łopatki silników turbinowych, są to elementy za pośrednictwem których przekazuje się energię czynnika wirnikowi. Łopatki zalicza się do najważniejszych elementów silnika, ponieważ bezpieczeństwo pracy całego układu zależy od ich wytrzymałości i trwałości. Doświadczenia wielu lat wskazują, że zniszczenie łopatek, podczas pracy, bywa nie tylko przyczyną zniszczenia samego silnika, lecz niekiedy samolotu [27].

Łopatka składa się zasadniczo z dwu części: **roboczej**, zwanej profilową oraz **stopki** (Rys. 3.4.a). Aby uniknąć powstawania, w trakcie eksploatacji silnika, niekorzystnych spiętrzeń naprężeń, połączenia części roboczej ze stopką, powinno być możliwie płynne i nie zawierać gwałtownych, ostrych przejść. Wszelkie, nawet niewielkie, ostre podcięcia stwarzają dodatkowe, lokalne spiętrzenia naprężeń, znacznie osłabiające przekroje. Powoduje to zmniejszenie wytrzymałości i trwałości łopatki. Kształt i profile części roboczej zależą od parametrów przepływu czynnika przez wieniec łopatkowy. Kształt stopki jest uzależniony w głównej mierze od typu maszyny i wielkości obciążeń. W obecnie budowanych turbinach spalinowych, prawie wyłącznie stosuje się **stopki jodełkowe**.

Część robocza ostatnich stopni turbin może osiągać znaczną długość. Dlatego też łopatki zaopatruje się również w **bandażę** łącząc je w tzw. pakiety (Rys. 3.4b). Długie łopatki można także zaopatrzyć w miejscu wierzchołka w tzw. **półki** (Rys. 3.4.c).



Rys. 3.4. a) łopátka, b) łopátka z bandażem, c) łopátka z półką [27]

Zarówno bandaże jak i półki mogą przyczyniać się do zmniejszenia momentów gnących łopátki, ale przede wszystkim wpływają na częstość drgań własnych łopatek.

Część robocza łopátki ma na ogół zmienne co do kształtu i wielkości pola przekrojów poprzecznych. Ze względów przepływowych łopátka bywa również skrzywiona.

Głównymi obciążeniami łopátki są siły rozciągające i momenty gnące. Można zaprojektować taki kształt łopátki, aby naprężenia rozciągające w poszczególnych przekrojach były stałe, zaś momenty gnące prawie równe zeru. Taka łopátka ma równą wytrzymałość i nie podlega zginaniu.

W turbinach spalinowych część robocza jest silnie nagrzewana i osiąga wysoką temperaturę. Nagrzanie, to oprócz obniżenia własności wytrzymałościowych materiału, wywołuje pełzanie, które należy uwzględnić przy obliczaniu wielkości szczeliny między wierzchołkiem łopátki a wewnętrzną powierzchnią kadłuba.

3.3. Konstrukcje łopatek z uwagi na ich chłodzenie

Podwyższenie osiągow silnika turbinowego można uzyskać przez zastosowanie chłodzenia łopatek silnika. Umożliwia to podwyższenie dopuszczalnej temperatury czynnika roboczego przed układem łopatkowym.

Istnieje wiele sposobów chłodzenia łopatek silnika co wynika z poszukiwania optymalnego przekroju chłodzącego lub całego systemu chłodzenia, tak aby zminimalizować stopień nagrzania łopátki.

Historycznie – jedną z pierwszych publikacji poruszającą temat chłodzenia łopatek był artykuł „Hot turbines” w czasopiśmie „Flight” z 16 marca 1956 r. [109].

Koncepcje chłodzenia łopatek można podzielić na trzy grupy:

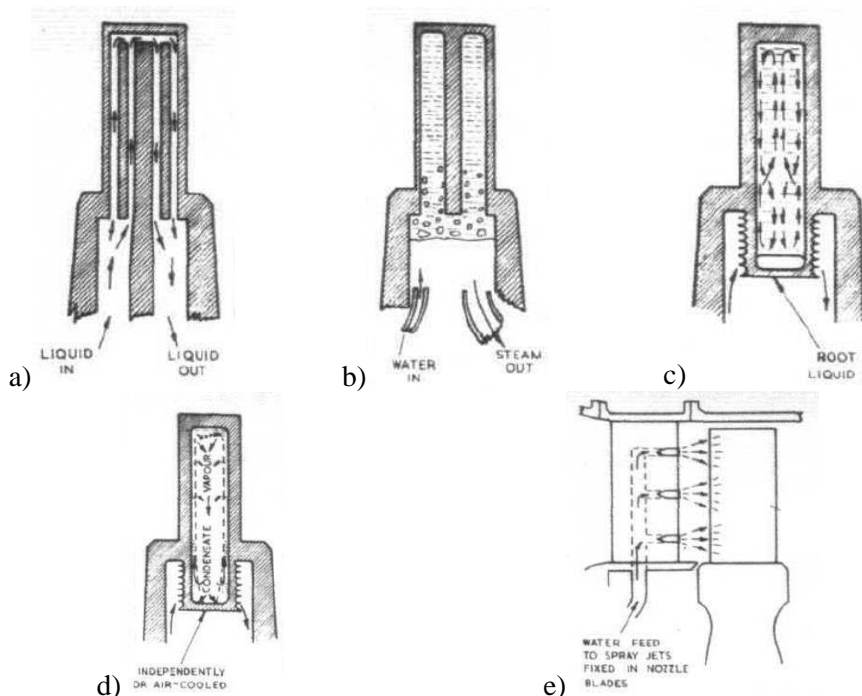
- **chłodzenie cieczą** – w tym schemacie ciepło jest pobierane przez ciecz z łopatki i usuwane na zewnątrz silnika bez możliwości jej schłodzenia, skroplenia i ponownego wykorzystania. Jest to zatem system otwarty,
- połączone chłodzenie typu **ciecz / powietrze** – jest to system zamknięty w którym ciepło jest pobierane z łopatek przez ciecz, która następnie jest chłodzona w oddzielnym wymienniku przez powietrze,
- **chłodzenie powietrzem** – ciepło jest oddawane w kanałach łopatki, przez które przepływa powietrze, najczęściej pochodzące ze sprężarki silnika.

Efektywność chłodzenia zależy w głównej mierze od wielkości współczynnika przejmowania ciepła na powierzchniach chłodzonych. Współczynnik ten jest wielokrotnie większy dla chłodzenia cieczą w porównaniu z chłodzeniem powietrzem lub innymi gazami.

W artykule [109] zaznaczono, że przeprowadzone badania dowiodły, że można osiągać temperatury rzędu 1200°C przed układami łopatkowym, a nawet wyższe, stosując chłodzenie wodne.

Na Rys. 3.5. przedstawiono różne metody chłodzenia wodnego:

- łopatka posiada system kanałów i chłodzenie jest na tyle intensywne, że nie dochodzi do odparowania, tzn. na wyjściu czynnik chłodniczy ma postać cieczy (a),



Rys. 3.5. Metody chłodzenia wodnego [109]

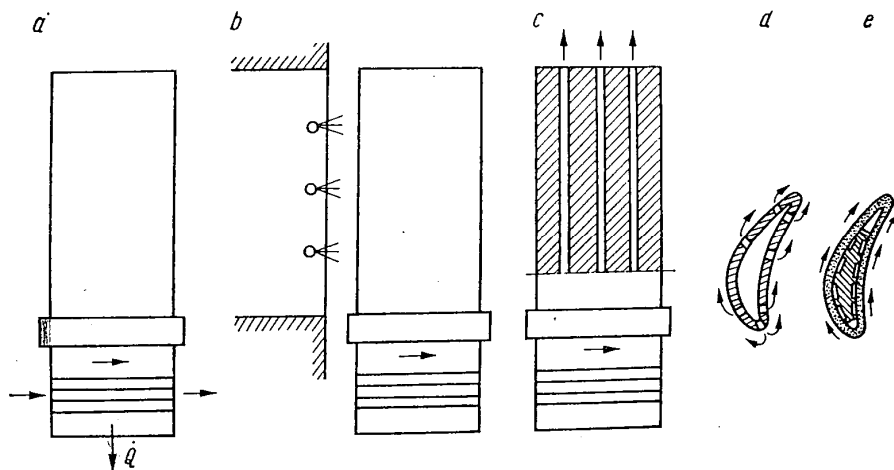
- brak systemu kanałów, jednak łopatką posiada wewnątrz żebro zwiększające powierzchnię wymiany ciepła. Do łopatki doprowadzana jest woda i uchodzi ona w postaci pary (b),
- łopatką typu zamkniętego wypełnioną cieczą i posiadającą w dolnej części radiator chłodzony powietrzem. Ciecz krąży w łopatce oddając ciepło w radiatorze (c),
- schemat zmodyfikowany w stosunku do typu c tak, że łopatką tylko częściowo jest wypełniona cieczą i dochodzi do jej odparowania w górnej części roboczej. Następnie ciepło jest odbierane także w radiatorze, gdzie następuje skroplenie czynnika chłodzącego (d),
- system polegający na zraszaniu wodą części roboczej łopatki (e).

System chłodzenia cieczą posiada jednak **wady**, gdyż wymaga nie tylko dodatkowego czynnika chłodzącego np. w postaci wody, lecz także skomplikowanego systemu przewodów rurowych i wymienników ciepła. Ponadto, aby nie nastąpiło nadmierne przechłodzenie łopatek, połączone z dużymi stratami termodynamicznymi, ciecz chłodząca powinna posiadać wysoką temperaturę wrzenia rzędu 600–700K, co jest osiągalne jedynie dla ciekłych metali lub niektórych związków organicznych [5].

Powyższe wady chłodzenia cieczą powodują, że obecnie w produkowanych seryjnie silnikach turbinowych, wykorzystuje się **chłodzenie powietrzem** przy zastosowaniu otwartych układów chłodzenia. Do zalet otwartych układów chłodzenia powietrzem należy prostota i duża niezawodność eksploatacji. Wadami układów otwartych są: mała efektywność chłodzenia przy zastosowaniu powietrza o niebyt wysokim ciśnieniu oraz stosunkowo duże zużycie energii potrzebnej do sprężenia czynnika chłodzącego.

W układach otwartych najszerzej rozpowszechnione są następujące metody chłodzenia łopatek (Rys. 3.6.):

- odprowadzenie ciepła do części o niższych temperaturach np. do tarczy wirnika, którą można dogodnie chłodzić (Rys. 3.6.a),
- chłodzenie zewnętrzne łopatek (Rys. 3.6.b),
- wewnętrzne chłodzenie konwekcyjne powietrzem przepływającym przez kanały (Rys. 3.6.c),
- chłodzenie błonkowe powietrzem, przepływającym przez kanały wewnętrzne, a następnie wdmuchiwanym do warstwy przyściennej na nagranych powierzchniach przez odpowiednio rozmieszczone szczeliny (Rys. 3.6.d),
- chłodzenie transpiracyjne (efuzyjne) przez „pocenie się” powierzchni, gdy czynnik chłodzący przepływa przez kanały wewnętrzne i pory materiału ceramicznego do najbardziej nagranych części powierzchni (Rys. 3.6.e).



Rys. 3.6. Metody powietrznego chłodzenia łopatek [5]

W lotniczych silnikach turbinowych najszerzej jest rozpowszechnione obecnie **wewnętrzne chłodzenie konwekcyjne** łopatek wirnika za pomocą powietrza. Liczba rozwiązań konstrukcyjnych tego typu chłodzenia łopatek wirnika jest dość duża, a rozwiązania mogą być następujące:

- z jednym lub kilkoma podłużnymi kanałami chłodzącymi, które mogą być uźebrowane (Rys. 3.7.),
- z walcowymi, podłużnymi kanałami o małej średnicy (Rys. 3.8.),
- ze szczelinowymi, podłużnymi kanałami w pobliżu powierzchni łopatki (Rys. 3.9.),
- z deflektorem tworzącym wewnątrz łopatki poprzeczne lub podłużne kanały (Rys. 3.10.).

Ważnym zagadnieniem przy konstruowaniu łopatek jest ocena ich **efektywności** ε_c którą definiujemy jako wyrażenie [135]:

$$\varepsilon_c = \frac{\overline{m_{pc}}}{\Theta}$$

gdzie:

$\overline{m_{pc}} = \frac{m_{pc}}{m_s}$, jest to stosunek ilości powietrza chłodzącego m_{pc} do ilości spalin m_s przepływających przez turbinę,

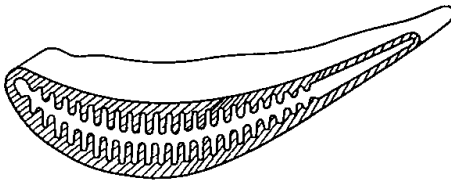
$\Theta = \frac{T_g^* - T_t}{T_t - T_{pc}^*}$, jest to bezwymiarowa temperatura łopatki, określona jako stosunek różnicy temperatury spiętrzenia spalin względem łopatki i średniej tempera-

tury łopatki, do różnicy średniej temperatury łopatki i temperatury spiętrzenia powietrza chłodzącego na wejściu do palisady łopatek, gdzie:

T_g^* - temperatura spiętrzenia spalin przed łopatką,

T_l - średnia temperatura łopatki,

T_{pc} - temperatura powietrza chłodzącego na wejściu do palisady łopatek.



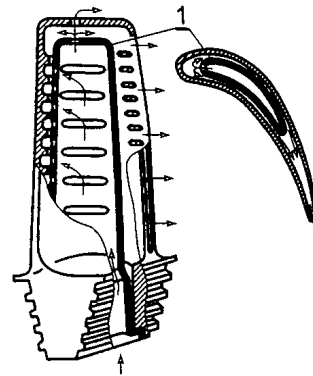
Rys. 3.7. Kanał uźebrowany [135]



Rys. 3.8. Kanały cylindryczne [135]



Rys. 3.9. Kanały eliptyczne [109]



Rys. 3.10. Łopátka z deflektorem [5]

Dla dobrze skonstruowanych łopatek kierownic efektywność zawiera się w zakresie $\epsilon_c=0,02\div 0,025$, zaś dla łopatek wirnika $\epsilon_c=0,01\div 0,017$.

Wyniki własne, dotyczące wpływu rozmieszczenia kanałów chłodzących, także w łopatkach z pokryciem ochronnym TBC, przedstawiono w pracy [101].

3.4. Materiały stosowane do wyrobu łopatek

Materiały, stosowane do wyrobu łopatek silników, powinny spełniać szczególnie wysokie wymagania dotyczące cech mechanicznych i termicznych. Materiały te, pracujące w wysokich temperaturach, przy jednoczesnym oddziaływaniu dużych obciążeń mechanicznych, zmiennych w czasie, powinny mieć wysoką wytrzymałość, odporność na korozję, pełzanie, zmęczenie cieplno mechaniczne i zużycie erozyjne [122]. Powinny również być dobrze spawalne i mieć niski współczynnik rozszerzalności cieplnej.

Materiały łopatek turbin gazowych muszą posiadać dużą odporność na długotrwałe oddziaływanie wysokiej temperatury, która może dochodzić do 80% tempe-

ratury topnienia materiału przy jednoczesnym oddziaływaniu naprężeń zginających. Ponadto, duży wpływ, na długotrwałą wytrzymałość materiału łopatek turbin, wywierają cykliczne naprężenia cieplne. Przez cały okres eksploatacji, napędowych turbin gazowych, liczba pełnych cykli cieplnych może dochodzić do 5000.

Do produkcji łopatek nowoczesnych gazowych turbin wysokotemperaturowych używa się głównie stopów niklowych. Ich szczegółowe charakterystyki składu, własności wytrzymałościowych, sprężystych i cieplnych można znaleźć na stronie internetowej producenta [110]. Oprócz składu chemicznego i własności wytrzymałościowych materiałów stosowanych na łopatki, niezwykle istotna jest technologia produkcji, a co się z tym wiąże - uzyskiwana struktura materiału.

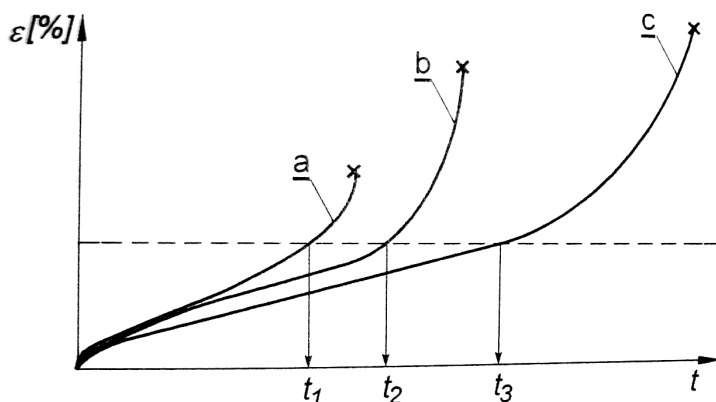
Łopatki wirnikowe wykonuje się techniką precyzyjnego odlewania, przy czym, w zależności od warunków ich pracy, stosuje się różne technologie [5] :

- łopatki pracujące w stosunkowo niskich temperaturach wykonywane są **tradycyjnie** i ich struktura wewnętrzna składa się z **dużej liczby nieuporządkowanych kryształów** (np. materiały Rene 80 lub IN 713). Wadą takich łopatek jest możliwość rozwijania się korozji międzykryształicznej na granicach kryształów i pęknięcia,
- łopatki pracujące w wyższych temperaturach, otrzymywane poprzez odpowiednią obróbkę termiczną po odlaniu, dzięki której uzyskuje się strukturę wewnętrzną o **wzdłużnym ukierunkowaniu** kryształów w ich piórach (np. materiały Rene 142 lub PWA 1426). Zwiększa to znacznie wytrzymałość łopatek i utrudnia ich rozerwanie pod wpływem obciążeń,
- wysoko obciążone mechanicznie i termicznie łopatki wykonuje się wspólnie jako **monokryształiczne**, co oznacza, że cała łopatka jest jednym pojedynczym kryształem metalu (np. materiały Rene N5 lub PWA 1484).

Na Rys. 3.11. pokazano porównanie czasu eksploatacji do osiągnięcia odkształcenia dopuszczalnego i pęknięcia różnych materiałów stosowanych do produkcji łopatek. Łopatki wykonane jako monokryształiczne mogą dwukrotnie dłużej pracować w porównaniu z łopatkami wykonanymi tradycyjną technologią.

Zarówno łopatki o wzdłużnym ukierunkowaniu kryształów, jak i monokryształiczne są wykonywane wraz ze znajdującymi się w ich wnętrzu skomplikowanymi kanałami do przepływu powietrza chłodzącego.

Ze względu na koszty produkcji łopatek najbardziej zaawansowanych technologicznie, w wielostopniowej turbinie jednego silnika, są zwykle stosowane łopatki wykonywane różnymi sposobami – od monokryształicznych na pierwsze stopnie turbiny wysokiego ciśnienia, poprzez ukierunkowane wzdłużnie do klasycznych na ostatnich stopniach.



Rys. 3.11. Porównanie procesu pełzania materiałów stosowanych do produkcji łopatek: a) struktura polikrystaliczna, nieuporządkowana, b) struktura o wzdlużnym ukierunkowaniu kryształów, c) struktura monokrystaliczna [5]

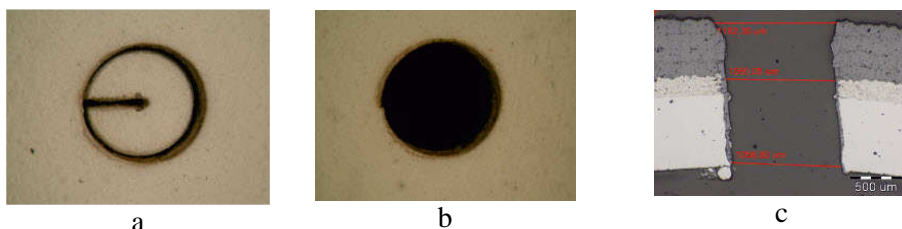
Ze względu na fakt, że możliwości zwiększenia poziomu żarowytrzymałości stopów, które produkowane są metodą krystalizacji równoosiowej, praktycznie są już wyczerpane, a stosowanie łopatek monokrystalicznych, na wszystkich stopniach turbiny, byłoby zbyt kosztowne, stosuje się różnego rodzaju **pokrycia ochronne**.

3.5. Wyniki prac w ramach projektu kluczowego „Nowoczesne technologie materiałowe stosowane w przemyśle lotniczym” numer POIG.01.01.02-00-015/08-00

Jednym z tematów prac zadania badawczego ZB-10 projektu „Nowoczesne technologie materiałowe stosowane w przemyśle lotniczym” było wykonanie otworów w krytycznych częściach silnika turbinowego. Prace nad tym problemem były prowadzone przez mgr inż. Pawła Sosnowego (Politechnika Śląska) w ramach pracy doktorskiej „Technologiczne podstawy wytwarzania oraz właściwości drążonych laserowo powłokowych barier cieplnych TBC na wybranych elementach silnika lotniczego”.

Zagadnienie to jest trudnym problemem technologicznym, gdyż samo pokrycie wykazuje kruchość natomiast podłoże jest materiałem sprężystoplastycznym. Dlatego do wykonania otworów posłużono się metodą laserową wykorzystując urządzenie firmy Sulzer Metco, Triplex Pro-200. Próbkę, w których wykonywano otwory metodą laserową, miały kształt cylindryczny z trzema rzędami otworów na obwodzie o dwóch różnych średnicach. Wycinanie prowadzono dla trzech różnych mocy lasera (niskiej, średniej i wysokiej). Po przeprowadzonym wycinaniu laserowym próbki dodatkowo poddawano cyklicznemu utlenianiu. W celu określenia jaki wpływ ma moc lasera wykonano

także obserwacje mikroskopowe, które wykazały, że przy wysokich parametrach lasera następowało nadtopianie warstwy ceramicznej, co wpływa na kształt otworów. Na Rys. 3.12.a i 3.12.b przedstawiono otwór wykonany techniką laserową przy wysokiej mocy, zaś na Rys. 3.12.c widoczny jest przekrój poprzeczny pod mikroskopem. Obserwacja przekroju, jak wyżej wspomniano, wykazuje nadtopienie krawędzi warstwy TBC, co jednak nie powinno wpływać negatywnie na jego trwałość. Wysoka moc sprawia jednak, że stopione pokrycie ceramiczne oraz podkład pokrywają dodatkowo powierzchnię metaliczną otworu co może korzystnie wpływać na jego ochronę przed korozją.



Rys. 3.12. Kształtowanie otworu przy użyciu lasera [54]

W dalszej części prac zostały także wykonane otwory cylindryczne o średnicy 1mm w łopatkę kierującej (Rys. 3.13.). Tak ukształtowane otwory na krawędzi natarcia pozwolą na podniesienie temperatury gazów spalinowych przed układem łopatkowym.



Rys. 3.13. Kształtowanie otworów na powierzchni łopatkę kierującej [55]

Przeprowadzone przez mgr inż. Pawła Sosnowego badania mikroskopowe wykonanych otworów, w pokryciach ceramicznych, są bardzo cenne z punktu widzenia modelowania MES w celu wiernego odwzorowania ich kształtu.

3.6. Wnioski

Z przeprowadzonej analizy zagadnień dotyczących łopatek wynika, że aby polepszyć własności eksploatacyjne silnika turbinowego, tj. zwiększyć moc przy obniżeniu zużycia paliwa, należy podnieść temperaturę przed układem łopatkowym. Prowadzone próby chłodzenia wodnego łopatek dały pozytywne rezultaty jednak, ze względu na duży stopień skomplikowania, obecnie stosuje się wyłącznie chłodzenie powietrzem w systemie otwartym. Kolejnym krokiem było zastosowanie odpowiedniej technologii odlewania łopatek, tak by wykonana łopaska była monokrystaliczna i tym samym posiadała dwukrotnie wyższą trwałość przy tych samych warunkach pracy w odniesieniu do łopatki o nieuporządkowanej strukturze krystalicznej. Technologia ta jest jednak droga, a barierą staje się także temperatura topnienia stopu łopatki. Dlatego, w obecnej chwili, koncentracja badań powinna się skupiać na pokryciach termo – barierowych, by można było stosować jeszcze wyższe temperatury przed układem łopatkowym.

4. Pokrycia ochronne TBC

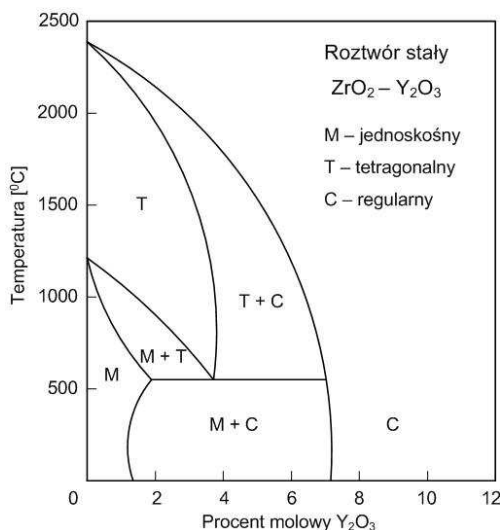
Celem stosowania pokryć ochronnych TBC (thermal barrier coating) jest m.in. zmniejszenie przewodności cieplnej pomiędzy gazami spalinowymi oraz materiałem łopatki, zabezpieczenie antykorozyjne oraz zwiększenie odporności na zużycie.

Powłoka TBC musi spełniać następujące kryteria [64, 41]:

- niska przewodność cieplna $< 2\text{W}/(\text{mK})$,
- wysoki współczynnik rozszerzalności termicznej,
- stabilność fazowa pomiędzy temperaturą pokojową a temperaturą pracy,
- odporność na spiekanie w wysokich temperaturach,
- niski moduł Younga,
- właściwości technologiczne pozwalające na formowanie pokryć np. za pomocą PS (plasma spray) lub EB-PVD (electron beam physical vapor deposition) [34].

Do tej pory nie udało się znaleźć odpowiedniego materiału, który spełniałby wszystkie powyższe wymagania, szczególnie w temperaturach powyżej 1200°C .

W chwili obecnej na pokrycia ochronne TBC najczęściej stosuje się materiał jakim jest tlenek cyrkonu **ZrO₂ stabilizowany przez tlenek itru Y₂O₃** [34, 41–43, 64–67, 92, 117, 125, 138]. Tlenek cyrkonu jest obecnie najpopularniejszym obok tlenku glinu Al₂O₃ związkem chemicznym wykorzystywanym do produkcji ceramiki konstrukcyjnej. Występuje on w trzech odmianach polimorficznych: jednoskośnej, tetragonalnej i regularnej. Rysunek 4.1. przedstawia wykres przemian fazowych tlenku cyrkonu wraz z procentową zawartością tlenku itru [10, 107].



Rys. 4.1. Przemiany fazowe roztworu $\text{ZrO}_2\text{-Y}_2\text{O}_3$ [10, 107]

Czysty ZrO_2 doznaje przemiany fazowej w temperaturze $1200^\circ C$ przechodząc przy studzeniu z fazy tetragonalnej do jednoskośnej. To zjawisko skutkuje wzrostem objętości (3%–5%), zmniejszeniem porowatości oraz spiekaniem, a w rezultacie mniejszą tolerancją na odkształcenia termo–mechaniczne prowadzącą do przedwczesnego uszkodzenia bariery. W konsekwencji produkcja elementów konstrukcyjnych z czystego ZrO_2 jest niemożliwa.

Rozwiązaniem tego problemu jest dodawanie do ZrO_2 tlenków stabilizujących, których kationy wbudowują się w miejsce jonów cyrkonu. Blokują to całkowicie, lub częściowo, proces zachodzenia przemiany fazowej, w trakcie studzenia materiału od temperatury spiekania. W zależności od zastosowania i zapotrzebowania na właściwości można wyróżnić następujące roztwory: $Y_2O_3-ZrO_2$, CeO_2-ZrO_2 , $MgO-ZrO_2$, $ThO-ZrO_2$.

Biorąc pod uwagę ilość dodanego stabilizatora otrzymuje się całkowicie ustabilizowany tlenek cyrkonu w fazie regularnej, tzw. FSZ (ang. *Fully Stabilized Zirconia*), lub częściowo stabilizowany PSZ (ang. *Partially Stabilized Zirconia*), gdzie występuje mieszanina faz tetragonalnej i regularnej.

Dla określonej zawartości stabilizatora, np. 2÷4%/mol. Y_2O_3 oraz przy małym rozmiarze ziaren, można otrzymać ceramikę zawierającą prawie 100% fazy tetragonalnej. W trakcie spiekania, w temperaturze wyższej niż temperatura przemiany, ziarno tetragonalne zostaje zamknięte w osnowie. Podczas ochładzania spieku do temperatury pokojowej, wokół ziarna tetragonalnego, pojawiają się naprężenia ściskające, wynikające z dążenia tego ziarna do przemiany w odmianę jednoskośną. W zależności od wielkości ziarna ZrO_2 i wytrzymałości osnowy, naprężenia te mogą być zrelaksowane przez mikropęknięcia osnowy powstające wokół ziarna, a samo ziarno przechodzi w fazę jednoskośną. W przypadku, gdy ziarno jest dostatecznie małe, a osnowa wystarczająco wytrzymała, następuje przechłodzenie ziarna tetragonalnego do temperatury pokojowej. Opisane przypadki prowadzą do wzrostu odporności na pękanie oraz wytrzymałości tworzyw ceramicznych [81].

4.1. Budowa pokryć ochronnych TBC oraz sposoby ich nanoszenia

Do wytwarzania ceramicznych powłok ochronnych wykorzystuje się technologię osadzania z fazy gazowej lub natryskiwania plazmowego.

Budowa pokrycia ochronnego ściśle zależy od wybranej metody oraz od parametrów prowadzonego procesu. Poniżej przedstawiono charakterystykę dwóch podstawowych metod nanoszenia pokryć TBC.

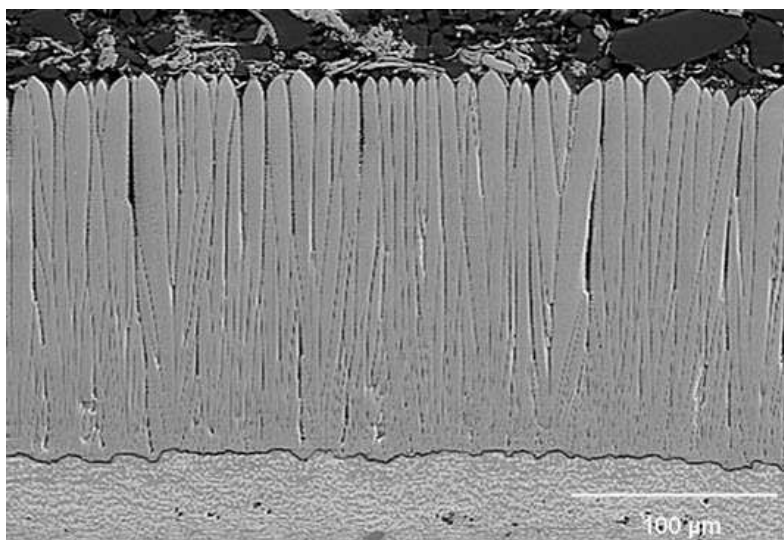
4.1.1 Metoda osadzania z fazy gazowej EB-PVD

Metoda EB-PVD (electron beam-physical vapour deposition) [25] polega na osadzaniu warstw z odparowaniem wiązką elektronową i jonizacją par, w której

odparowywany materiał (stanowiący anodę) jest bombardowany wiązką elektronów emitowanych przez wolframowe działło elektronowe w wysokiej próżni. Stosowane działła elektronowe mogą mieć moc od 10kW do setek kW. Metoda EB-PVD jest odmianą fizycznego osadzania par z fazy gazowej.

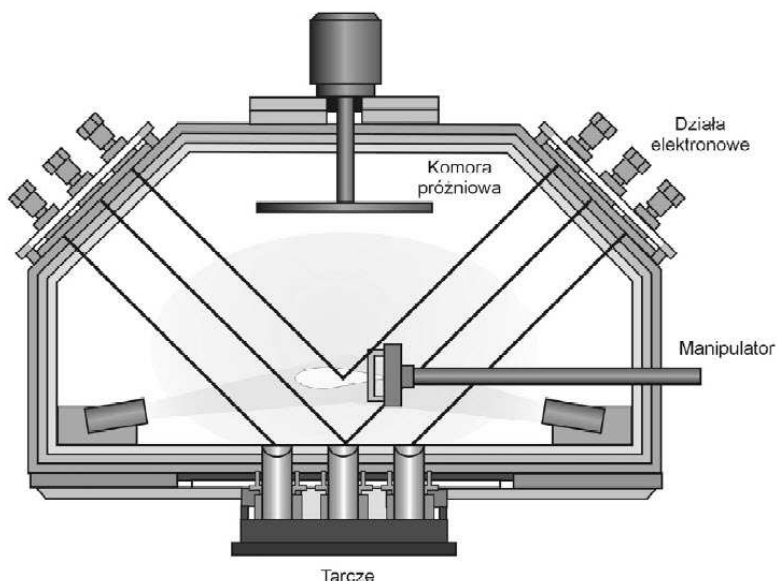
Istotą procesu jest osadzanie na podłożu powłoki, powstałej ze strumienia zjonizowanej plazmy kierowanej elektrycznie na stosunkowo zimne podłoże (200–500°C), zazwyczaj metalowe, co pozwala na pokrywanie podłoża zahartowanego i odpuszczonego, bez obawy spadku twardości w procesie osadzania powłoki i jednocześnie prowadzi do osadzania powłok bardzo cienkich.

Między podłożem a powłoką tworzy się warstwa przejściowa o charakterze adhezyjnym (lub adhezyjno-dyfuzyjnym w wyższych temperaturach osadzania), a połączenie warstw jest tym słabsze, im mniej czysta jest pokrywana powierzchnia. Powłoka wykonana tą metodą została pokazana na Rys. 4.2. [80].



Rys. 4.2. Typowa powłoka EB-PVD [80]

Proces zachodzi w komorze reakcyjnej, w warunkach wysokiej próżni (10^{-5} Pa) ze względu na zapewnienie odpowiednio długiej drogi swobodnej cząsteczce gazu (Rys. 4.3.). Efektem oddziaływania wiązki elektronów z materiałem jest przede wszystkim wzrost temperatury powierzchni oraz emisja elektronów wtórnych i charakterystycznego promieniowania rentgenowskiego. Wzrost temperatury powierzchni umożliwia odparowanie materiału podłoża i przejście atomów materiału do fazy gazowej, które następnie osadzają się w postaci cienkiej warstwy na powierzchni podłoża. Łopata montowana jest w uchwycie, który jest powiązany z manipulatorem i tym samym można zmieniać odległość między źródłem a łopatką.



Rys. 4.3. Komora próżniowa używana w procesie EB-PVD [88]

Manipulator może doznawać także obrotu przez co warstewka jest równomiernie nanoszona.

W skrócie etapy procesu są następujące:

- uzyskanie par metali i stopów,
- jonizacja elektronowa otrzymanej plazmy,
- krystalizacja z otrzymanej plazmy metalu lub związku w stanie gazowym,
- kondensacja składników plazmy (cząstek, atomów, jonów),
- wzrost warstwy.

Poniżej przedstawiono także wady i zalety procesu EB-PVD [31].

Zalety:

- duży potencjał aplikacyjny ze względu na niską temperaturę obróbki i ogromną liczbę możliwych kombinacji budowy i struktur powłok,
- możliwość otrzymywania warstw o grubości nanometrycznej,
- prędkość procesu może się wahać od 1nm/min do kilku $\mu\text{m}/\text{min}$ i dlatego ta metoda posiada odpowiednie cechy do zastosowania w przemyśle,
- wykorzystanie materiału jest relatywnie duże w porównaniu do innych metod.

Wady:

- przed obróbką właściwą stosuje się chemiczne (zgrubne) i jonowe (dokładne) metody oczyszczania powierzchni, połączenie warstw jest tym słabsze, im mniej czysta jest pokrywana powierzchnia,
- proces nie może być używany dla skomplikowanych i złożonych geometrii oraz wewnętrznych powierzchni.

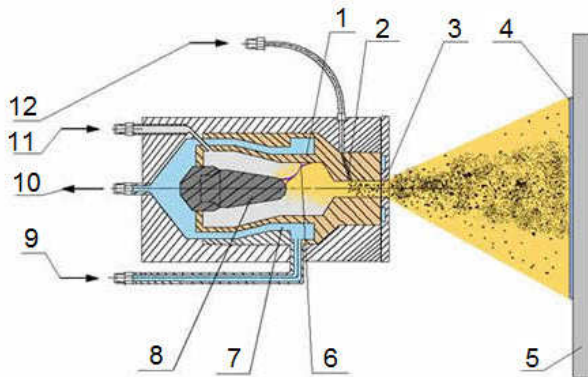
4.1.2. Metoda natryskiwania plazmowego typu APS [78, 40]

W natryskiwaniu plazmowym APS (atmosferic plasma spray APS) nanoszony materiał w postaci proszku wprowadzany jest do palnika, przez który przepuszczany jest gaz plazmotwórczy – zwykle argon (czasem z dodatkiem wodoru, azotu lub helu). W centrum palnika znajduje się katoda z wolframu torowanego, wokół której koncentrycznie umocowana jest miedziana anoda. Dzięki różnicy napięć pomiędzy katodą i anodą, a także dzięki obecności argonu, dochodzi do wyładowania łukowego wewnątrz palnika. Gwałtownie rozgrzany, przepływającym w łuku prądem, argon zmienia stan skupienia na plazmowy i wydostaje się przez otwór w czole palnika wraz z rozgrzanym proszkiem. Z uwagi na dużą temperaturę gazów palnik chłodzony jest wodą. Palnik zwykle zasilany jest prądem DC (stałym). W odpowiednio przeprowadzonym procesie APS podłoże praktycznie nie jest rozgrzewane.

Natryskiwanie plazmowe jest najczęściej wykonywane w normalnych warunkach atmosferycznych. Niekiedy wykonuje się je w atmosferze gazu obojętnego (argonu) lub w próżni. Można też przeprowadzać natryskiwanie plazmowe w atmosferze gazu obojętnego pod niskim ciśnieniem. Na Rys. 4.4. został pokazany schemat natryskiwania plazmowego.

Wysoka temperatura łuku plazmowego zawierająca się w przedziale 5000–20000K, umożliwia nanoszenie warstw materiałów trudno topliwych np. stopów trudno topliwych – wolframu lub cyrkonu.

APS jest metodą uniwersalną. Pozwala na wykorzystywanie materiału w formie proszków, a także prętów (rzadko stosowane). Z uwagi na możliwość zamontowania elementu podającego materiał natryskiwany poza palnikiem daje się natryskiwać również substancje o niskiej temperaturze topnienia.



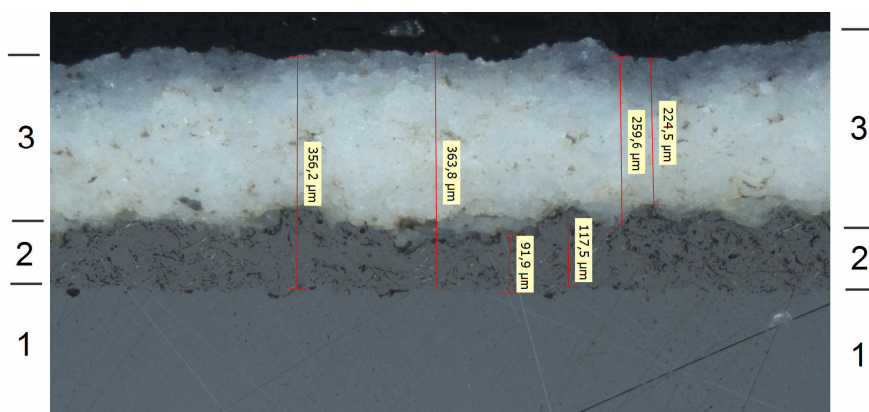
Rys. 4.4. Schemat palnika do natryskiwania plazmowego: 1 - anoda; 2 - kanał wewnętrznego iniektora proszków; 3 - natryskiwany proszek w stożku gorącego gazu; 4 - natryśnięta warstwa; 5 - podłoże; 6 - łuk wyładowania elektrycznego; 7 - kanały z wodną chłodzącą palnik; 8 - katoda; 9 - zasilanie, woda; 10 - woda; 11 - gaz roboczy (argon), zasilanie; 12 - wtryskiwany proszek w gazie nośnym [78]

Powłoki natryskiwane plazmowo są czystsze i gęstsze niż w natryskiwaniu łukowym czy płomieniowym. Negatywne strony natryskiwania plazmowego, w stosunku do natryskiwania łukowego i płomieniowego to wyższa cena i złożoność procesu.

Typowa powłoka naniesiona metodą APS, wykonana przez WSK Rzeszów, zbudowana jest z dwóch warstw (Rys. 4.5.):

- warstwy podkładowej (bond coat) o grubości 50–150µm,
- ceramicznej powłoki (top coat) o grubości 200–300µm.

Na Rys. 4.5. (opracowanie własne) widoczne jest zdjęcie systemu TBC naniesionego na metaliczne podłoże.



Rys. 4.5. Powłoka wykonana metodą APS. 1 – podłoże, 2 – podkład, 3 – pokrycie
(źródło: badania własne)

4.2. Wykorzystanie pierwiastków ziem rzadkich

Pierwiastki ziem rzadkich, jest to nazwa zwyczajowa 17 pierwiastków chemicznych, w skład których wchodzi 15 lantanowców:

La – Lantan	Pm – Promet	Tb – Terb	Tm – Tul
Ce – Cer	Sm – Samar	Dy – Dysproz	Yb – Iterb
Pr – Prazeodym	Eu – Europ	Ho – Holm	Lu – Lutet
Nd – Neodym	Gd – Gadolin	Er – Erb	

oraz Sc – Skand i Y – Itr,

współwystępują w minerałach zawierających lantanowce i mają podobne właściwości chemiczne.

W celu podniesienia temperatury pracy łopatki a tym samym zwiększenia sprawności silnika, bierze się pod uwagę dwa aspekty wykorzystania pierwiastków ziem rzadkich [42]:

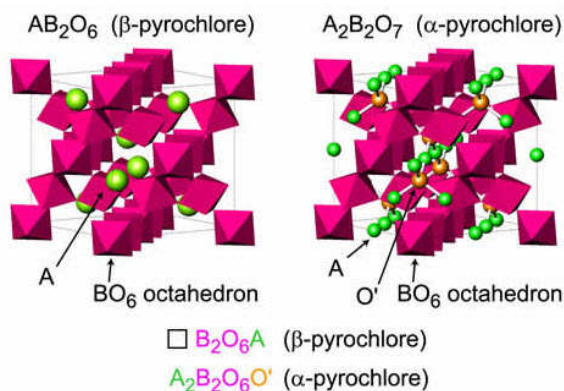
- rozwój i zastosowanie nowych materiałów na pokrycia,
- stosowanie wielowarstwowych powłok.

4.2.1. Rozwój i zastosowanie nowych materiałów na pokrycia

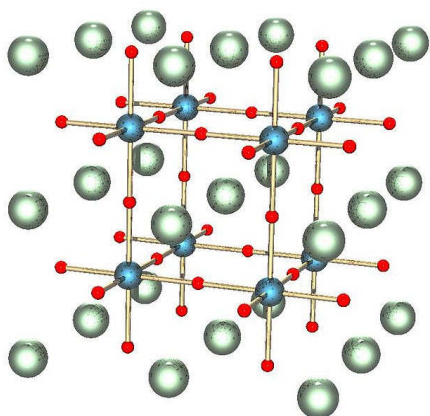
Obiecującymi materiałami na pokrycia ochronne TBC są związki oparte na pierwiastkach ziem rzadkich. Dotychczas rozważano kilka typów tlenków do potencjalnych zastosowań przy wytwarzaniu TBC:

- tlenki o strukturze pyrochlorów,
- tlenki o strukturze fluorytów,
- tlenki o strukturze perowskitów.

Pyrochlory zostały po raz pierwszy opisane w 1826r. w miejscu ich występowania w Stavern, Norwegia. Mają one postać $A_2B_2O_6$ i $A_2B_2O_7$, gdzie A i B są to metale ziem rzadkich. Ich przestrzenne struktura została pokazana na Rys. 4.6.



Rys. 4.6. Struktura pyrochlorów [7]



Rys. 4.7. Struktura perowskitów. Czerwone atomy – X – najczęściej tlen, niebieskie atomy – B – mniejszy kation jak np. Ti⁴⁺, zielone atomy – A – duży kation jak np. Ca²⁺ [50]

Perowskity są to materiały o takiej samej strukturze krystalicznej jak np. CaTiO₃. Perowskity zostały po raz pierwszy znalezione w górach Uralu w Rosji w 1839 r. przez Gustava Rose i nazwane na cześć rosyjskiego mineraloga L.A. Perovskiego (1792–1856). Formuła perowskitów ma postać ABX₃ gdzie A i B są to dwa kationy, natomiast X jest to anion. Perowskity mają wiele ciekawych właściwości np. yttrium barrium copper oxide, który może być izolatorem lub superprzewodnikiem w zależności od zawartości atomów tlenu. Ich struktura pokazana jest na Rys. 4.7.

Ważną grupę, z której mógłby zostać wyłoniony nowy materiał na powłokę TBC stanowią cyrkoniany ziem rzadkich [34, 64, 92, 125, 138]. Mają one ogólny wzór $\text{Ln}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$ (Ln – lantanowce takie jak La, Gd, Eu, Dy). Posiadają one całą gamę interesujących zalet takich jak: wysoka temperatura topnienia, wysoka stabilność termiczna, rozszerzalność cieplna w zakresie $8 \cdot 10^{-6}$ – $11 \cdot 10^{-6}$ 1/K, niska przewodność cieplna na poziomie 1,1–1,5W/(mK), unikalna luminescencja, stabilność promieniowania. Posiadają one strukturę pyrochlorów lub fluorytów.

Poniżej przedstawiono kilka przykładów cyrkonianów, które mogą znaleźć zastosowanie na pokrycia TBC.

Cyrkonian lantanu - $\text{La}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$ (LZ) – ma doskonałą stabilność termiczną i odporność chemiczną, wysoki punkt topnienia wynoszący 2700°C. Dużą jego zaletą jest niski współczynnik przewodności cieplnej wynoszący 1,56W/(mK); dla porównania dla YSZ wartość ta wynosi 2,5W/(mK). Ponadto nie ma przemian fazowych w zakresie od temperatury otoczenia do temperatury pracy. Główną wadą jest niska rozszerzalność cieplna wynosząca $9,1 \cdot 10^{-6}$ 1/K w porównaniu z materiałem łopatkki, co powoduje powstawanie naprężeń cieplnych. Kolejną wadą jest brak dostępności w handlu komercyjnym i czasochłonność produkcji. Ostatnia z wad może być jednak wyeliminowana, gdyż autorzy w pracy [92] zaproponowali energooszczędną i szybką technologię do wytworzenia $\text{La}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$.

Cały proces nanoszenia pokrycia można podzielić na trzy etapy:

- Topienie za pomocą plazmy. Polega na umieszczeniu granulek La_2O_3 i ZrO_2 w grafitowym cylindrze, który jest chłodzony i stanowi anodę. Katodą jest grafitowy, chłodzony pręt. Moc urządzenia wynosi 5kW i służy do stapiania granulek przy użyciu plazmy i tym samym ich wymieszania przy zachowaniu minimalnej porowatości.
- Sferoidyzacja z użyciem plazmy. Stopiona mieszanina po ostudzeniu jest mielona w młynie kulowym, kulami z cyrkonu. Sferoidyzacji również dokonuje się w reaktorze plazmowym, który ma moc 40kW. Materiał w postaci kulistej opuszcza strumień plazmy i przebywa drogę 300mm trafiając do stalowego wypolerowanego zbiornika.
- Natryskiwanie plazmowe. Proszek w postaci sferycznej jest przesiewany tak, by uzyskać cząsteczki o wymiarach 10–45 μm . Nanoszenie odbywa się przy użyciu strumienia plazmy w urządzeniu o mocy 40kW.

W pracy [92] analizowane są również zdjęcia mikroskopowe dla różnych mocy reaktora plazmowego. Stopień uzyskanej sferoidyzacji waha się od około 48% dla mocy 21kW do 90% dla 29kW.

Podsumowując – powyższa metoda służąca do produkcji cyrkonianu lantanu jest szybka, prosta i wydajna. Stopienie 30g granulek zajmuje 10 minut. Optymalna moc sferoidyzacji, dla której sprawność wynosi 78% to 27kW. Przy większej mocy – 29kW otrzymuje się wprawdzie większą sprawność, ale część proszku zamienia się w parę.

Należy jeszcze wspomnieć, że prowadzone są badania, pod kątem wpływu domieszek do cyrkonianu lantanu takich jak Gd_2O_3 , Yb_2O_3 , Sm_2O_3 , w aspekcie ulepszenia własności termo-mechanicznych materiałów powłokowych [42–43, 64].

Wnikliwą analizę dodatku tlenku samaru dokonali autorzy w pracy [43]. Wzór materiału przyjął postać $(Sm_{1-x}La_x)_2Zr_2O_7$ dla $x=0, 0.25, 0.5, 0.75$ oraz 1. Wytworzenie takich materiałów wymagało temperatury $1600^{\circ}C$ i czasu około 10 godzin używając takich tlenków jak: Sm_2O_3 , La_2O_3 i ZrO_2 . Najkorzystniejszy efekt został uzyskany dla $x=0,5$ czyli materiału $(Sm_{0,5}La_{0,5})_2Zr_2O_7$, dla którego przewodność cieplna jest stała w całym zakresie temperaturowym i jest na poziomie $1W/(mK)$. Ten nowy kompozyt może potencjalnie zastąpić YSZ szczególnie jeśli zastosujemy technologię produkcji przedstawioną w [92].

CeO_2 był rozważany jako substytut dla ZrO_2 , ponieważ materiały zawierające dwutlenek ceru przeważnie mają większy współczynnik rozszerzalności cieplnej [15, 19]. Zatem kolejnym nowym materiałem możliwym do zastosowania jako TBC to $La_2Ce_2O_7$ (LC). Jest to metaliczny roztwór La_2O_3 w CeO_2 ze strukturą fluorytu. Główną zaletą LC jest niska przewodność cieplna i brak przemian fazowych w zakresie od temperatury pokojowej do $1400^{\circ}C$. Jednak rozszerzalność cieplna spada nagle dla przedziału $200\text{--}400^{\circ}C$ i ponadto LC reaguje z fazą $\alpha\text{-}Al_2O_3$ w wysokiej temperaturze. Rezultatem takiego zachowania, jest niska ilość cykli, nagrzewanie – chłodzenie, jakie może przenieść takie pokrycie.

Jeśli cer lub cyrkon zastąpimy tytanem i aluminium, to otrzymamy kolejny materiał rozważany w pracy [138.] $LaTi_2Al_9O_{10}$ (LTA), który może zastąpić YSZ dla aplikacji w zakresie do $1300^{\circ}C$. LTA otrzymywany jest poprzez syntezę tlenków La_2O_3 , TiO_2 oraz Al_2O_3 w temperaturze $1500^{\circ}C$ przez 24h. Jego stabilność jest doskonała do $1600^{\circ}C$, przewodność cieplna na poziomie $1\text{--}1,3W/(mK)$ w zakresie od 300 do $1500^{\circ}C$, zaś wartość współczynnika rozszerzalności cieplnej od $8 \cdot 10^{-6}$ do $11,2 \cdot 10^{-6}(1/K)$ dla przedziału od 200 do $1400^{\circ}C$. Mikrotwardość zarówno LTA jak i YSZ są takie same i wynoszą około $7GPa$, jednak odporność na pękanie dla LTA jest niższa.

W pracy [41] autorzy prowadzili podobną syntezę jednak zamiast Al_2O_3 zastosowano węglan baru $BaCO_3$. Synteza również była prowadzona w temperaturze $1500^{\circ}C$ przez 48 godzin w atmosferze plazmy. Produktem jest materiał o strukturze perovskitu $BaLa_2Ti_3O_{10}$ (BLT). Zamiast lantanu można syntezować inne tlenki zawierające pierwiastki ziem rzadkich takie jak Sm, Nd, Pr. BLT utrzymuje stabilność fazową w zakresie temperatur od pokojowej do $1400^{\circ}C$, zaś odporność na spiekanie do $1500^{\circ}C$. Wykazuje liniowy wzrost rozszerzalności cieplnej przy wzroście temperatury do $1200^{\circ}C$. Współczynnik rozszerzalności cieplnej jest w zakresie $1 \cdot 10^{-5}\text{--}12,5 \cdot 10^{-6}1/K$ i są to wartości porównywalne z YSZ. Jego porowatość wynosi 13% , zaś mikrotwardość jest w granicach $3,9\text{--}4,5GPa$. Przewodność cieplna BLT w $1200^{\circ}C$ wynosi $0,7W/(mK)$, co szczególnie jest korzystne dla zastosowań jako TBC. Badania wykazały, że wytrzymuje on 1100 cykli nagrzewania do temperatury $1100^{\circ}C$ i chłodzenia do temperatury

otoczenia, zaś niszczenie materiału następowało poprzez pęknięcie warstwy TGO. Dla YSZ otrzymano wynik 1000 cykli do pojawienia się pierwotnych spękań.

Węglan baru jest jeszcze używany w innej syntezie z użyciem tlenku itru [67]. Synteza BaCO_3 i Y_2O_3 , dwóch zmieszanych ze sobą proszków, przebiegała w temperaturze 1000°C przez 20h w powietrzu. Produktem był BaY_2O_4 (BLT). Następnie całość była kruszona i przesiewana. Jego przewodność cieplna, w temperaturze pokojowej, wynosi $3,9\text{W}/(\text{mK})$ i spada do $1,9\text{W}/(\text{mK})$ w 850°C . Aby materiał mógłby być stosowany na pokrycie TBC jego przewodność cieplna musi być mniejsza od $2\text{W}/(\text{mK})$ w całym zakresie pracy. Badany materiał nie do końca spełnia ten warunek. Zamiast baru rozważany był także stront jednak tutaj otrzymano jeszcze gorsze właściwości i przewodność cieplna w 1000°C wynosiła aż $3,3\text{W}/(\text{mK})$.

Związek strontu z cyrkonem i tlenem SrZrO_3 domieszkowany poprzez Yb_2O_3 oraz Gd_2O_3 był również rozważany jako nowy kompozyt do zastąpienia YSZ [66]. Proszki jakie zostały użyte do syntezy to: SrCO_3 , ZrO_2 , Yb_2O_3 , GdO_3 . Najpierw były one mielone w młynie kulowym i po wysuszeniu prażone w 1400°C . Po czym znów trafiały do młyna kulowego. Produkty syntezy mają następujące wzory: $\text{Sr}(\text{Zr}_{0,9}\text{Yb}_{0,1})\text{O}_{2,95}$ oraz $\text{Sr}(\text{Zr}_{0,8}\text{Gd}_{0,2})\text{O}_{2,9}$. Obie domieszki powodują obniżenie przewodności cieplnej SrZrO_3 . Znaczący wpływ ma dodatek Yb_2O_3 , gdyż powoduje on obniżenie przewodności cieplnej, w stosunku do YSZ, o około 20%. Stosując wspomniane domieszki otrzymujemy podobne własności mechaniczne jak dla YSZ. Wyniki cyklicznych testów ostatecznie dyskwalifikują dodatek tlenku gadolinu, gdyż uzyskuje się tylko 13 cykli, zaś domieszkując iterb w postaci tlenku aż 806 cykli.

4.2.2. Zastosowanie wielowarstwowych powłok

Do tej pory były rozważane pokrycia ochronne TBC nanoszone tylko na podkład, który stanowił najczęściej NiCrAlY . Jednym z wniosków jakie płyną z badań nad nowymi materiałami jest fakt, że w chwili obecnej nie ma materiału, który byłby w stanie zastąpić jednoznacznie YSZ. Powodem tego jest np. niska rozszerzalność cieplna, prowadząca do powstawania naprężeń cieplnych, niska odporność na spieknięcie lub porowatość prowadząca do szybkiego narastania warstewki TGO i pęknięcia TBC.

W większości prac autorzy analizują także pokrycia składające się z kilku warstw. Poniżej przedstawiono kilka takich koncepcji.

Tamura i Takahashi [117] sugerują koncepcję wielowarstwowej powłoki, zbudowanej z pięciu warstw, gdzie każda z nich spełnia odrębną funkcję:

- zabezpieczenia przed korozją,
- osłony termicznej,
- zabezpieczenia przed korozją i utlenianiem,
- kontrolującą poziom naprężeń,
- odporności na dyfuzję.

Trzeba także brać pod uwagę fakt, że koszt wytworzenia tak skomplikowanej struktury może być znaczny. Często jednak kilka wspomnianych funkcji spełnia jedna warstwa. Stąd w pracy [65] sugeruje się zastosowanie dwóch warstw 8YSZ oraz $\text{La}_2\text{Ce}_2\text{O}_7$. Autorzy przeprowadzili badania cyklicznego nagrzewania w temperaturze 1250°C dla trzech rodzajów pokryć, dla których otrzymano następujące wyniki: 8YSZ – 1191 cykli, $\text{La}_2\text{Ce}_2\text{O}_7$ – 61 cykli, $\text{La}_2\text{Ce}_2\text{O}_7/8\text{YSZ}$ – 5386 cykli. W ostatnim przypadku wynik był 3,5 krotnie lepszy niż dla YSZ oraz 87 krotnie w stosunku do $\text{La}_2\text{Ce}_2\text{O}_7$. Autorzy także sugerują, że w celu obniżenia przewodności cieplnej dalsze prace powinny być prowadzone w kierunku domieszkowania $\text{La}_2\text{Ce}_2\text{O}_7$ innymi tlenkami.

W pracy [66] badano szereg różnych pokryć, także dwuwarstwowych poddanych obciążeniom cyklicznym polegającym na nagrzewaniu i chłodzeniu. Wyniki tych badań zostały przedstawione w Tab. 4.1.

Tab. 4.1. Wyniki cyklicznych testów [66]

System TBC	Temp. powierzchni [$^\circ\text{C}$]	Temp. pokrytego metalu [$^\circ\text{C}$]	Ilość cykli do zniszczenia
SrZrO3	1251	965	1514
$\text{Sr}(\text{Zr}_{0,8}\text{Gd}_{0,2})\text{O}_{2,9}$	1130	984	13
$\text{Sr}(\text{Zr}_{0,8}\text{Gd}_{0,2})\text{O}_{2,9}/\text{YSZ}$	1249	965	3853
	1348	1015	208
$\text{Sr}(\text{Zr}_{0,9}\text{Yb}_{0,1})\text{O}_{2,95}/\text{YSZ}$	1246	974	3443
	1329	1011	1285
$\text{Sr}(\text{Zr}_{0,9}\text{Yb}_{0,1})\text{O}_{2,95}$	1239	969	806
Typowa YSZ	1320-1350	1000-1035	250-1000

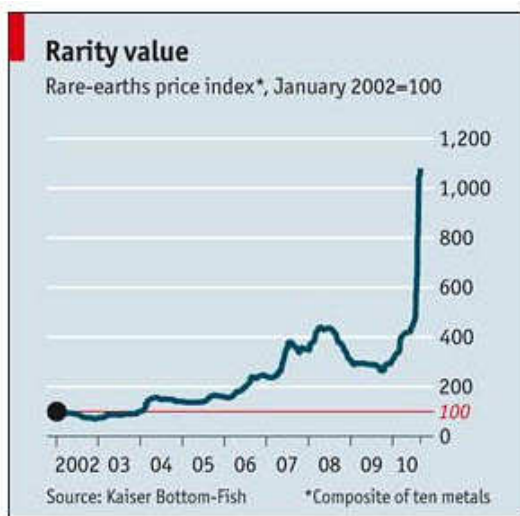
Analizując powyższą tabelę możemy dojść do wniosku, że stosując pokrycia hybrydowe $\text{Sr}(\text{Zr}_{0,8}\text{Gd}_{0,2})\text{O}_{2,9}/\text{YSZ}$ lub $\text{Sr}(\text{Zr}_{0,9}\text{Yb}_{0,1})\text{O}_{2,95}/\text{YSZ}$ w temperaturze do 1200°C , otrzymujemy ponad trzykrotnie większą ilość cykli prowadzącą do uszkodzenia TBC. Takie pokrycia są zatem bardziej trwałe. Ponadto temperatura samego metalu, na którym nałożona była warstewka hybrydowa jest także niższa o około 3,5% w stosunku do próbki z zastosowaniem typowego YSZ. Ma to istotne znaczenie, gdyż parametry materiałowe takie jak R_m , R_e np. dla stopu ZS6U od około $850\text{--}900^\circ\text{C}$ ulegają znacznemu zmniejszeniu przy wzroście temperatury, co może prowadzić do powstawania dużych odkształceń plastycznych.

W temperaturach na poziomie 1350°C pokrycie hybrydowe z domieszką gadolinu nie jest już tak skuteczne, gdyż dochodzi do znacznego pogorszenia własności i spadek ilości cykli do 208. W tej temperaturze nadal dobrze pracuje pokrycie $\text{Sr}(\text{Zr}_{0,9}\text{Yb}_{0,1})\text{O}_{2,95}/\text{YSZ}$ i otrzymujemy większą ilość cykli do zniszczenia niż dla typowej YSZ.

4.2.3. Zasoby oraz światowy rynek pierwiastków ziem rzadkich

Pierwiastki ziem rzadkich stanowią siódmą część wszystkich pierwiastków występujących na całym globie ziemskim. Spotykane są zazwyczaj w formie węglanów, tlenków, fosforanów i krzemianów. Rzadkie jest jednak ich wydobycie, gdyż większość złóż ma niską koncentrację lub jest zanieczyszczona radioaktywnym torem co sprawia, że są bezużyteczne. Pierwiastki ziem rzadkich są także odpadami przy procesach wydobywczych żelaza i złota, ale technologia wymaga stosowania toksycznych substancji do ich ekstrakcji, co zwiększa koszty ich pozyskiwania. Obecnie ponad 95% ich wydobycia znajduje się pod kontrolą Chin. Jest to państwo posiadające 1/3 światowych rezerw [119]. Od 2006 r. Chiny corocznie redukują eksport tłumacząc się koniecznością zaspokojenia własnego rynku, gdyż mają bardzo ambitne plany programów kosmicznych, a także intensywnie zwiększają ilość PKB na badania i rozwój technologiczny.

Do 2009 r. ceny oscylowały, w zależności od pierwiastka, od 200 do 400 dol. za kilogram (Rys. 4.8.), a potem – za sprawą największego ich eksportera, czyli Chin – poszybowały ponad poziom 1 tys. dol. (najbardziej wzrosły ceny na samar, lantan, cer i neodym, które dotychczas należały do grupy najtańszych).



Rys. 4.8. Ceny pierwiastków ziem rzadkich [dol/kg] [119]

Prasa amerykańska czy japońska publikuje coraz częściej katastroficzne wi-zje, mówiące o tym, że stale ograniczające dostęp do swego rynku ziem rzadkich, Chiny po 2015 r. mogą w ogóle zaprzestać ich eksportu. Byłoby to, w ocenie publicystów, równoznaczne z katastrofą przemysłów wysokich technologii w USA i Japonii.

Bez pierwiastków ziem rzadkich nie jest możliwy dalszy rozwój technologiczny, gdyż znajdują one zastosowanie w takich gałęziach techniki jak [93]:

- „zielona energia” – turbiny wiatrowe, panele słoneczne,
- łączność bezprzewodowa,
- technologie wojskowe,
- samochody elektryczne i hybrydowe,
- matryce monitorów i telewizorów.

4.3. Wyniki prac w ramach projektu kluczowego „Nowoczesne technologie materiałowe stosowane w przemyśle lotniczym” numer POIG.01.01.02-00-015/08-00

Jednym z tematów prac zadania badawczego ZB-10 projektu „Nowoczesne technologie materiałowe stosowane w przemyśle lotniczym” było badanie właściwości fizycznych nowych materiałów ceramicznych oraz powłok TBC zawierających m.in. ReZr_2O_7 o strukturze pyrochlorów modyfikowanych pierwiastkami ziem rzadkich (La, Gd, Nd, Sm, Eu) i mniejszym przewodnictwem cieplnym niż obecnie stosowane materiały na bazie tlenku cyrkonu. Prace te były prowadzone przez zespół z Politechniki Śląskiej.

Obiektem badań były takie pokrycia jak: $\text{Nd}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$, $\text{Gd}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$, $\text{Sm}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$, $\text{La}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$ oraz 8YSZ. Przeprowadzono badania takich parametrów jak dyfuzyjność cieplna oraz ciepło właściwe w zakresie temperatur 25–1000°C. W rozważanym zakresie temperatur pokrycia modyfikowane pierwiastkami Nd, Gd i Sm miały zbliżone wartości dyfuzyjności cieplnej i były one niższe o około 15% w stosunku do pokrycia 8YSZ. Podobne wartości ciepła właściwego otrzymano dla pokryć modyfikowanych Nd, La i Gd i były one niższe od około 10% do 13% w stosunku do YSZ. Znacznie większe różnice wykazuje $\text{Sm}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$ i np. dla 1000°C obniżenie wartości ciepła właściwego wynosi około 23% w stosunku do 8YSZ. Tak szczegółowe dane własności cieplnych w funkcji temperatury są istotne z punktu widzenia symulacji komputerowych jako dane do zbudowania rzeczywistego modelu materiału.

W dalszej kolejności prowadzone były prace przy wykorzystaniu różnicowej kalorymetrii skaningowej – DSC. Badaniom poddano proszki 8YSZ, $\text{Gd}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$ oraz mieszaninę 8YSZ i $\text{Gd}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$. Najbardziej istotną obserwacją dla wspomnianej mieszaniny było uzyskanie, na podstawie analizy krzywych DSC, braku efektów cieplnych wskazujących na reakcje pomiędzy składnikami proszków. Ma to zasadnicze znaczenie z punktu widzenia stabilności składu fazowego warstw gradientowych TBC, w których ceramiczną warstwę stanowi konwencjonalna YSZ, a warstwa zewnętrzna zbudowana jest z cyrkonianu typu $\text{Gd}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$ o zdecydowanie niższym przewodnictwie cieplnym.

Dalsze prace prowadzone przez zespół z Politechniki Śląskiej dotyczyły badania parametrów chropowatości dla pokryć typu: 100% $\text{Gd}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$, 25% 8YSZ – 75%

Gd₂Zr₂O₇, 50% 8YSZ – 50% Gd₂Zr₂O₇, 25% 8YSZ – 75% Gd₂Zr₂O₇. Analizowana powierzchnia miała wymiary 1mmx3mm, zaś wyniki zostały zestawione w Tab. 4.2.

Tab. 4.2. Wyniki pomiarów chropowatości pokryw TBC [51]

pokrycie	R_p	R_v	R_z	R_c	R_t	R_a
	[μm]					
0% 8YSZ – 100% Gd ₂ Zr ₂ O ₇	25,5	16,9	42,4	22	48,9	8,05
25% 8YSZ – 75% Gd ₂ Zr ₂ O ₇	20,7	16,7	37,4	24,3	43,9	7,59
50% 8YSZ – 50% Gd ₂ Zr ₂ O ₇	17,4	17,6	35	19,8	39,3	6,59
75% 8YSZ – 75% Gd ₂ Zr ₂ O ₇	15,7	13,5	29,2	18,9	35,6	6,3

gdzie:

R_p – wysokość najwyższego wzniesienia profilu chropowatości,

R_v – głębokość najniższego wgłębienia profilu chropowatości,

R_z – maksymalna wysokość profilu chropowatości,

R_c – średnia wysokość elementów profilu chropowatości,

R_t – całkowita wysokość profilu chropowatości,

R_a – odchylenie średnie arytmetyczne profilu chropowatości.

Z analizy Tab. 4.2. wynika, że wraz ze wzrostem udziału 8YSZ w pokryciu, maleją wszystkie parametry chropowatości. Przykładowo dla parametru R_z i pokryw 100% Gd₂Zr₂O₇ oraz 75% 8YSZ – 75% Gd₂Zr₂O₇ różnica ta wynosi około 30%. Konieczne są jednak dalsze badania nad wpływem chropowatości pokryw na ich trwałość np. w wyniku działania korozji lub erozji.

4.4. Wnioski

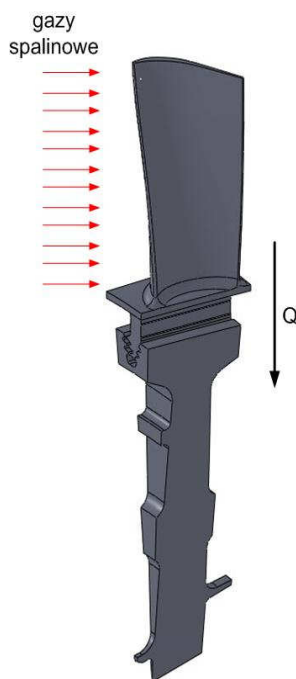
Do chwili obecnej brak jest jednoznacznej odpowiedzi jaki materiał może być zastosowany, jako zamiennik YSZ, celem podniesienia temperatury pracy łopatk i zwiększenia mocy silnika.

Istnieje kilka nowych materiałów kompozytowych mogących zastąpić YSZ takich jak: La₂Zr₂O₇, LaTi₂Al₉O₁₀ czy Sr(Zr_{0,9}Yb_{0,1})O_{2,95}. Brak jest jednak obecnie wyników eksperymentalnych, potwierdzających ich własności, przy zastosowaniu w rzeczywistych warunkach pracy.

Technologie syntezy wymienione w pracach [41, 43, 66–67], dla materiałów opartych na pierwiastkach ziem rzadkich, wymagają wysokich temperatur 1000–1600°C oraz długiego czasu trwania procesu 24–48 godzin. Jako alternatywę w pracy [92] przedstawiono technologię opartą o wykorzystanie plazmy, co znacznie upraszcza i skraca proces.

Bardzo dobre wyniki otrzymuje się dla pokryw hybrydowych: metal – podkład – pokrycie₁ – pokrycie₂. Dalsze prace powinny się skupiać na takich materiałach jak La₂Ce₂O₇/8YSZ oraz Sr(Zr_{0,9}Yb_{0,1})O_{2,95}/YSZ, które przewyższają swoimi własnościami typową powłokę YSZ.

5. Obciążenia cieplne



Rys. 5.1. Łopaska silnika PZL-10W

Ocenę obciążeń cieplnych łopatek turbin spalinowych można uzyskać wyłącznie na podstawie analizy ich pól temperatur. Znajomość pól temperatur pozwala na określenie maksymalnych wartości temperatur oraz gradientów temperatur decydujących o naprężeniach i odkształceniach termicznych [59, 82, 116]. Zarówno przekroczenie dopuszczalnych temperatur jak i naprężeń oraz nadmierne odkształcenia mogą doprowadzić do uszkodzeń, przedwczesnego zużycia lub nieprawidłowej pracy silnika. Na podstawie analizy pól temperatur można wyznaczyć lokalne wartości i gęstości strumieni ciepła, czyli przeprowadzić pełną analizę przepływu ciepła.

W ustalonych warunkach pracy pojawiają się ustalone pola temperatur w częściach turbiny określające ustalone obciążenia cieplne. Podczas rozruchu silnika, po wyłączeniu dopływu paliwa lub zgaśnięciu silnika oraz przy zmianie warunków pracy, zmieniają się temperatury w poszczególnych częściach turbiny. Przy występowaniu nieustalonych obciążeń cieplnych mogą pojawić się znacznie wyższe i w zupełnie innych miejscach silnika, niebezpieczne wartości gradientów temperatur niż w warunkach ustalonych.

Zatem prawidłowe określenie dopuszczalnych temperatur czynnika roboczego, przed układem łopatkowym turbiny, wymaga znajomości ustalonych rozkładów temperatur w najbardziej obciążonych cieplnie częściach turbiny, tj. w łopatkach kierownicy, w łopatkach wirnika, w tarczy turbiny i w korpusie turbiny. Badanie nieustalonych pól temperatur niezbędne jest dla racjonalnej konstrukcji i eksploatacji silników turbinowych.

5.1. Rodzaje wymiany ciepła w spalinowych silnikach turbinowych

W spalinowych silnikach turbinowych występują wszystkie rodzaje wymiany ciepła [112]:

- przewodzenie ciepła,
- przejmowanie ciepła,
- wymiana ciepła przez promieniowanie.

Na Rys. 5.1. pokazano łopatkę roboczą zamontowaną w tarczy. Przepływ ciepła w takim układzie odbywa się od gazów spalinowych, które są jego źródłem. Następ-

nie na powierzchni łopatki zachodzi przejmowanie ciepła. Dominującym zjawiskiem jest tu konwekcja, gdzie ciepło przepływa od warstwy burzliwej, przez warstwę laminarną i nieruchomą, do łopatki. W samej łopatce zachodzi przewodzenie ciepła do zamka a następnie do wieńca, który ma niższą temperaturę ze względu na jego chłodzenie. W przypadku, gdy dopływ gorących spalin zostanie zatrzymany, wtedy dochodzi do oddawania ciepła, od łopatki do otoczenia, przez promieniowanie.

Poniżej pokrótce omówiono wszystkie trzy rodzaje wymiany ciepła.

Przewodzenie ciepła - występuje we wszystkich częściach silników turbinowych. Zgodnie z prawem Fouriera: gęstość strumienia przewodzonego ciepła jest wprost proporcjonalna do gradientu temperatury w kierunku prostopadłym do powierzchni izotermicznej:

$$q = -\lambda \frac{dT}{dx}, \quad (5.1)$$

gdzie: λ – współczynnik przewodzenia ciepła [J/m s°C].

Znak minus w równaniu wynika stąd, że ciepło przepływa z miejsca o temperaturze wyższej do miejsca o temperaturze niższej, a więc odcinkowi dx mierzonemu wzdłuż kierunku przepływu ciepła, odpowiada ujemna wartość przyrostu temperatury – dT .

W przypadku ustalonego przewodzenia ciepła przez ściankę płaską o grubości δ , przewodności cieplnej λ , której wartość nie zależy od temperatury, oraz gdy wartości temperatur na powierzchniach ścianki są stałe i wynoszą T_1 oraz T_2 (Rys. 5.2.) wielkość natężenia strumienia cieplnego obliczyć można ze wzoru:

$$q = \frac{\lambda}{\delta} (T_{w1} - T_{w2}), \quad (5.2)$$

który wynika ze wzoru (5.1).

Dla ścianki o innym kształcie zależności są bardziej skomplikowane, lecz zawsze dają się sprowadzić do postaci:

$$q = \frac{\lambda}{\delta} \phi (T_{w1} - T_{w2}), \quad (5.3)$$

gdzie:

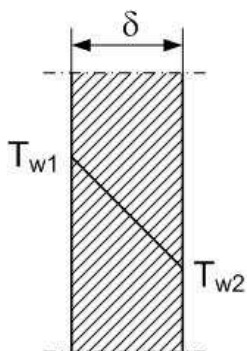
ϕ – współczynnik zależny od kształtu ścianki przewodzącej ciepło ($\phi = 1$ dla płaskiej ścianki),

T_{w1}, T_{w2} – temperatury powierzchni ścianek.

Całkowita ilość ciepła Q_h , przewodzona przez powierzchnię F , rozpatrywanej ścianki, wynosi

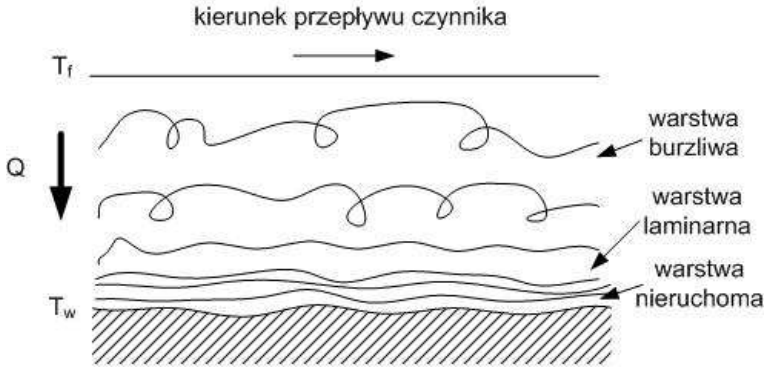
$$Q_h = \frac{\lambda}{\delta} F \phi (T_{w1} - T_{w2}), \quad (5.4)$$

gdzie F oznacza wielkość powierzchni mierzonej prostopadle do kierunku przepływu ciepła.



Rys. 5.2. Płaska ścianka

Bardzo częstym przypadkiem, występującym w konstrukcji silników turbinowych, jest wymiana ciepła między ścianką stałą a przepływającym koło niej płynem (cieczą lub gazem), Rys. 5.3.



Rys. 5.3. Wymiana ciepła przez konwekcję

Wymiana ciepła w płynie, odbywa się na drodze konwekcji i polega na jego transporcie przez przemieszczające się cząsteczki, które poprzez stykanie się, przekazują ciepło innym cząsteczkom lub przegrodom stałym. Intensywność konwekcji zależy od prądów czynnika i ich intensywności. Miarą intensywności prądów może być prędkość ruchu cząsteczek. W pobliżu powierzchni stałych ruch czynnika zmniejsza się i od przepływu burzliwego przechodzi w laminarny, a przy samej ścianie czynnik tworzy warstwę nieruchomą. W warstwie burzliwej cząsteczki w chaotyczny sposób przekazują ciepło do warstwy laminarnej. W warstwie laminarnej wymiana ciepła przebiega pomiędzy przemieszczającymi się względem siebie warstwami czynnika. W nieruchomej warstwie przyściennej dominuje przewodzenie ciepła.

Ilość ciepła wymienianą przez **przejmowanie ciepła** opisuje równanie Newtona:

$$q = \alpha(T_w - T_f), \quad (5.5)$$

gdzie:

T_w – temperatura ścianki,

T_f – temperatura płynu w dość dużej odległości od ścianki,

α – współczynnik przejmowania (wnikania) ciepła [$\text{J}/\text{m}^2 \text{s}^\circ\text{C}$]

Równanie Newtona ma prostą postać, jednak określenie współczynnika α jest bardzo trudne, gdyż zjawiska konwekcji są na ogół skomplikowane.

Wartość tego współczynnika dla wielu gazów i cieczy omywających przegrody wyraża się za pomocą liczb kryterialnych: Nusselta Nu , Prandtla Pr , Reynoldsa Re . Najczęściej α oblicza się z zależności:

$$\alpha = Nu \frac{\lambda_m}{d_h}, \quad (5.6)$$

w której:

Nu – liczba Nusselta,

$$Nu = C(Pr^A Re^B), \quad (5.7)$$

λ_m – przewodność cieplna nośnika ciepła,

d_h – średnica hydrauliczna – wielkość obliczeniowa wyrażająca stosunek powierzchni wymiany ciepła do jej obwodu,

C – współczynnik proporcjonalności wyznaczany empirycznie,

A, B – wykładniki potęgowe wyznaczone empirycznie,

Pr – liczba Prandtla

$$Pr = \frac{c_p \eta}{\lambda}, \quad (5.8)$$

c_p – ciepło właściwe czynnika (spalin),

η – lepkość dynamiczna czynnika.

W przypadku łopatek silników turbinowych nośnikiem ciepła są spaliny, które stanowią mieszaninę dwutlenku węgla, pary wodnej, tlenu oraz azotu. Współczynniki przewodzenia ciepła poszczególnych składników zależą także od temperatury a ich wartości są podane w Tab. 5.1. [135].

Tab. 5.1 Współczynniki przewodzenia ciepła głównych składników spalin $\lambda \cdot 10^3$ [W/(mK)] przy ciśnieniu 1 bar [135]

Gaz t [°C]	CO ₂	H ₂ O	O ₂	N ₂
400	47,37	56,91	54,11	49,23
500	55,22	69,79	60,78	55,07
600	62,72	83,64	66,96	60,74
700	69,91	98,23	72,87	66,21
800	76,70	113,80	78,52	71,49
900	83,22	129,83	83,52	76,59
1000	89,44	146,28	88,58	81,51
1100	95,42	162,98	93,50	86,18
1200	101,05	179,80	98,00	90,68

Dla mieszaniny gazów, współczynnik przewodzenia ciepła wyznaczamy ze wzoru :

$$\lambda = \frac{\sum_{i=1}^n z_i \lambda_i}{\sum_{j=1}^n z_j \Phi_{ij}}, \quad (5.9)$$

gdzie:

z_i (z_j) – udział molowy składnika i (j).

$$\Phi_{ij} = \frac{1}{\sqrt{8}} \left(1 + \frac{M_i}{M_j} \right)^{-0,5} \left[1 + \left(\frac{\eta_i}{\eta_j} \right)^{0,5} \left(\frac{M_j}{M_i} \right)^{0,25} \right]^2 \quad (5.10)$$

gdzie $i = j$ $\Phi_{ij} = 1$ oraz $\Phi_{ij} \neq \Phi_{ji}$,

M_i (M_j) – masa molowa składnika i (j).

W celu określenia liczby Prandtla (Pr) konieczna jest także znajomość ciepła właściwego spalin c_p oraz dynamicznego współczynnika lepkości η . Dane te ujęto w Tab. 5.2. i 5.3. [135].

Tab. 5.2. Średnie ciepło właściwe spalin stechiometrycznych paliwa normalnego przy stałym ciśnieniu ($p=1,013 \cdot 10^5$ N/m²) [135]

Temperatura [°C]	c_p [kJ/(kgK)]	Temperatura [°C]	c_p [kJ/(kgK)]
0	1,053	700	1,255
100	1,079	800	1,280
200	1,106	900	1,302
300	1,136	1000	1,323
400	1,167	1100	1,341
500	1,197	1200	1,357
600	1,227	1300	1,371

Tab. 5.3. Dynamiczne współczynniki lepkości głównych składników spalin $\eta \cdot 10^{-6}$ [(Ns)/m²] przy ciśnieniu 1 bar [135]

Gaz t [°C]	CO ₂	H ₂ O	O ₂	N ₂
400	29,91	23,90	36,77	31,21
500	33,16	27,72	40,14	34,02
600	36,20	31,45	43,27	36,64
700	39,06	35,10	46,22	39,11
800	41,77	38,64	49,00	41,43
900	44,35	42,10	51,64	43,64
1000	46,81	45,47	54,16	45,75
1100	49,17	48,74	56,57	47,77
1200	51,43	51,94	58,89	49,72

Dla mieszaniny gazów, dynamiczny współczynnik lepkości wyznaczamy ze wzoru:

$$\eta = \frac{\sum_{i=1}^n z_i \eta_i}{\sum_{j=1}^n z_j \Phi_{ij}}, \quad (5.11)$$

Re – liczba Reynoldsa:

$$Re = \frac{\dot{m} d_n}{\eta}, \quad (5.12)$$

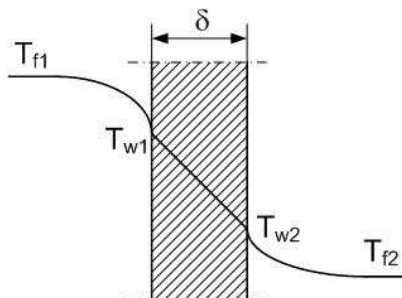
\dot{m} - masowe natężenie przepływu czynnika.

Kolejnym zjawiskiem zachodzącym przy rozpatrywaniu zjawisk transportu ciepła w silnikach turbinowych jest **wymiana ciepła przez promieniowanie**. Odbywa się ona za pośrednictwem energii fal elektromagnetycznych. Tego rodzaju wymiana ciepła występuje głównie w komorach spalania i komorach dopalania silników turbinowych. Promieniowanie ciepła odbywa się zgodnie z prawem Stefana-Boltzmana, według którego energia wypromieniowana przez ciało doskonale czarne jest proporcjonalna do czwartej potęgi temperatury bezwzględnej tego ciała. Matematycznie prawo to wyraża się wzorem:

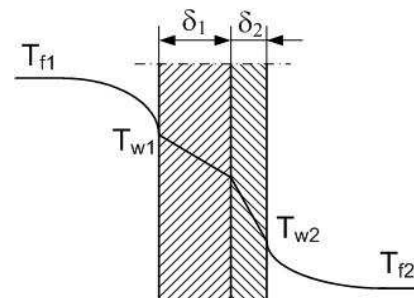
$$q = C_0 \left(\frac{\theta}{100} \right)^4, \quad (5.13)$$

gdzie C_0 jest tzw. stałą promieniowania ciała doskonale czarnego, θ – temperatura.

Ważnym przypadkiem jest zjawisko polegające na przepływie ciepła z jednego ośrodka do drugiego przez przegradzającą je ściankę stałą. Przypadek taki występuje np. w łopatkach silników turbinowych z wewnętrznym chłodzeniem. Jest to złożona wymiana ciepła polegająca na przyjmowaniu ciepła przez ściankę od gorącego płynu, następnie przewodzeniu przez samą ściankę i przyjmowaniu ciepła od ścianki przez płyn chłodniejszy (Rys. 5.4.). Wymiana ciepła między ścianką a otoczeniem, po jednej lub drugiej stronie, może oczywiście odbywać się na zasadzie konwekcji lub konwekcji i promieniowania.



Rys. 5.4. Ścianka jednowarstwowa



Rys. 5.5. Ścianka dwuwarstwowa

Oznaczmy, że F_1 i F_2 oznaczają powierzchnię ścianki po stronie płynu cieplejszego oraz zimniejszego, które w ogólnym przypadku nie muszą być sobie równe; F_0 jest powierzchnią odniesienia, według której oblicza się wymianę ciepła przez przewodzenie oraz wartość współczynnika φ .

W przypadku ścianki płaskiej odgraniczającej dwa ośrodki $F_0=F_1=F_2=F$ przenikanie ciepła będzie opisane wzorem:

$$Q = kF(T_{f1} - T_{f2}), \quad (5.14)$$

gdzie :

k – jest nazywany współczynnikiem przenikania ciepła lub współczynnikiem Pecleta [$J/m^2 \text{ s}^\circ\text{C}$]:

$$k = \frac{1}{\frac{1}{\alpha_1} + \frac{\delta}{\lambda} + \frac{1}{\alpha_2}}. \quad (5.15)$$

W praktyce występują także przegrody wielowarstwowe (Rys. 5.5.) jak np. rozpatrywane w pracy pokrycie ochronne TBC naniesione na metaliczne podłoże. W tym przypadku do wzoru (5.14) wprowadza się pojęcie zastępczego współczynnika przenikania ciepła przez przegrodę wielowarstwową k_z :

$$k_z = \frac{1}{\frac{1}{\alpha_1} + \sum_{i=1}^n \frac{\delta_i}{\lambda_i} + \frac{1}{\alpha_2}}. \quad (5.16)$$

5.2. Pola temperatur jako czynnik niezbędny do określenia obciążeń cieplnych

Do wyznaczenie pól temperatur w częściach silników o skomplikowanych kształtach i złożonych warunkach brzegowych **nie można wykorzystać dokładnych rozwiązań analitycznych**, stosuje się zatem przybliżone metody numeryczne, analogowe lub badania doświadczalne.

5.2.1. Analityczna metoda wyznaczania rozkładu temperatur w łopatkach turbin [135]

Pole temperatur w łopatkach wirnika turbiny zależy bezpośrednio od temperatury spalin T_g :

$$T_g = T_0 - \frac{c_1^2 - r_1 w_1^2}{2c_{pg}}, \quad (5.17)$$

gdzie:

T_0 – temperatura spiętrzenia spalin przed łopatkami kierownicy [K],

c_1 – prędkość bezwzględna wyptywu spalin z dyszy kierownicy [m/s],

w_1 – prędkość względna napływu spalin na łopatki wirnika [m/s],

$r_t = 0,85 - 0,95$ – współczynnik odzyskania temperatury,
 c_{pg} – ciepło właściwe spalin przy stałym ciśnieniu [J/kgK].

Ze względu na skomplikowane kształty i warunki brzegowe wymiany ciepła, określenie pola temperatur w łopatkach wirnika metodą analityczną jest dość trudnym i czasochłonnym problemem. Ciepło dopływa do pióra łopatki od spalin i odprowadzane jest przez styk w zamku łopatki do tarczy wirnika. Współczynnik przejmowania ciepła zmienia się wzdłuż obwodu i wzdłuż wysokości pióra łopatki.

5.2.2. Pomiar temperatury łopatek [122]

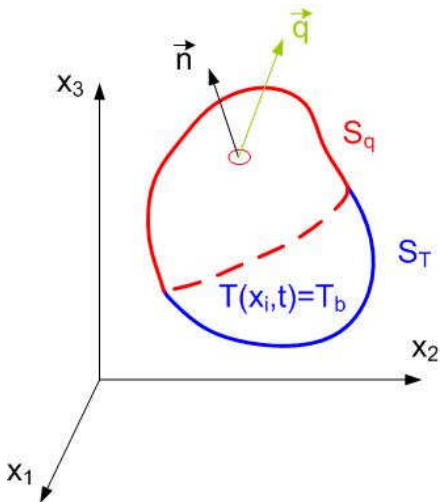
Przy pomiarze temperatury dużych łopatek lub kierownic turbiny, istnieje możliwość stosowania termoelementów płaszczowych. Zastosowanie termoelementów płaszczowych do pomiarów temperatury łopatek wirnika turbiny wiąże się z koniecznością wykonywania otworów lub rowków, które znacznie osłabiają łopatkę oraz zmieniają jej pole temperatury. Z tych względów zaleca się do pomiarów temperatury łopatek stosować termoelementy błonkowe, które nie osłabiają łopatek, nie wprowadzają zaburzeń przepływu w kanale łopatkowym i stosunkowo mało zaburzą pole temperatury w łopatkach. Termoelement błonkowy utworzony jest z materiału łopatki oraz termoelektrody błonkowej nałożonej na podłoże ceramiczne wykonane na powierzchni łopatki. Jako podkład izolacyjny stosowane są żaroodporne emalie. Termoelektroda błonkowa wraz z podłożem ceramicznym ma grubość 10–50 μm i styka się bezpośrednio z powierzchnią łopatki w obszarze bardzo wąskiego paska, tworząc tzw. spoinę mierzącą. Przewody kompensacyjne podłączone są do materiału łopatki i termoelektrody błonkowej w takim obszarze zamka łopatki, gdzie występują na powierzchni małe gradienty temperatury. Zakres mierzonej temperatury sięga długotrwale 700°C, a krótkotrwale 1000°C. Termoelektrodę błonkową wykonać można z niklu lub z platyny.

5.2.3. Metody analogowe [135]

Metody analogowe pozwalają na analizowanie problemów technicznych przez porównanie różnych zjawisk fizycznych opisywanych równaniami matematycznymi o tej samej budowie. Dwa układy są analogiczne jeśli istnieje jednoznaczna odpowiedniość matematyczna między funkcjami wymuszenia i reakcji poszczególnych elementów oraz całego układu. Pole temperatur może więc być przedstawione za pomocą analogicznego pola innej wielkości skalarnej opisywanego przez równanie różniczkowe przewodzenia ciepła z odpowiednimi analogicznymi warunkami początkowymi i brzegowymi. Najczęściej stosuje się analogię elektryczną, gdyż pomiary elektryczne uzyskały bardzo wysoką dokładność. Łatwo zauważyć, że wielkością analogiczną do temperatury jest potencjał elektryczny. Ponieważ istnieją liniowe zależności między strumieniem ciepła i gradientem temperatury (prawo Fouriera) oraz między natężeniem prądu

elektrycznego i gradientem potencjału elektrycznego (prawo Ohma), wielkością analogiczną dla strumienia ciepła jest natężenie prądu elektrycznego. Obecnie metody analogowe nie są wykorzystywane i zostały wyparte przez metody numeryczne.

5.2.4. Metody numeryczne – zastosowanie metody elementów skończonych [103, 98]



Rys. 5.6. Warunki brzegowe

czony przez powierzchnię S w układzie osi $\{x_i\}$ ($i=1,2,3$) przestrzennego układu współrzędnych (Rys. 5.6.).

Istota stosowania MES, do rozwiązywania zagadnień teorii pola, polega na podziale rozpatrywanego obszaru na skończoną liczbę elementów, przyjęciu charakterystycznej formuły określającej rozwiązanie przybliżone oraz na rozwiązaniu równań opisujących analizowane zagadnienie w celu znalezienia wartości poszukiwanej funkcji w przyjętych punktach węzłowych elementów. Przez rozpatrywany obszar należy rozumieć obszar geometryczny oraz przedział czasu.

Do dyskretyzacji obszaru geometrycznego można w MES stosować elementy różnego rodzaju, w tym również elementy o krzywoliniowych brzegach. Zastosowanie elementów geometrycznie bardziej skomplikowanych nie stwarza problemów formalnych i najczęściej nie prowadzi też do większych trudności numerycznych. Równocześnie możliwość stosowania różnych elementów, w tym o krzywoliniowych brzegach, pozwala dobrze aproksymować nawet skomplikowane brzegi obszarów geometrycznych.

W wyniku tego, że struktura TBC jak i kształt łopatk są bardzo skomplikowane, to rozwiązanie analityczne polegające na określeniu pola temperatur przy stanach nieustalonego przepływu ciepła jest skomplikowanym problemem matematycznym. W związku z tym oprócz dokładnych równań analitycznych stosuje się inne rozwiązania korzystając z metody elementów skończonych lub metody różnic skończonych celem określenia rozkładu temperatur w całej objętości.

W ogólnym przypadku będziemy rozważać materiał bryłowy zajmujący przestrzeń o objętości V , który jest otoczony

Podstawowe równania opisujące zjawisko nieustalonego obciążenia termicznego w materiale sprężystym i anizotropowym są następujące:

- prawo Fourier'a

$$q_i = -k_{ij,j}^T \quad (5.18)$$

gdzie:

q_i – składowe wektora strumienia ciepła $\vec{q}(x_i, t)$,

k_{ij} – składowe tensora przewodności cieplnej $k(x_i, t)$,

$T_{,j}(x_i, t) = \partial T / \partial x_j$ - gradient temperatury.

- równanie przepływu ciepła

$$q_{i,i} + Q = \rho c_v \frac{\partial T}{\partial t} \quad (5.19)$$

gdzie:

Q – prędkość przepływu ciepła odniesiona do jednostkowej objętości

$\partial T / \partial t$ – pochodna po czasie pola temperatur $T(x_i, t)$, $\rho(x_i, t)$ oraz $c_v(x_i, t)$ – są to odpowiednio: gęstość oraz ciepło właściwe. Łącząc równania (5.18) i (5.19) otrzymujemy podstawowe równanie opisujące dyfuzję temperatury podczas przepływu ciepła

$$\left(k_{ij} \frac{\partial T}{\partial x_j} \right)_{,i} = -Q + \rho c_v \frac{\partial T}{\partial t} \quad (5.20)$$

Równanie (5.20) jest sformułowaniem ogólnym; wszystkie właściwości materiału są rozważane jako funkcje przestrzeni $\{x_i\}$ i czasu t oraz uwzględniona jest anizotropia materiału. W najprostszym przypadku właściwości materiału nie muszą zależeć od czasu t np. $\rho(x_i)$, $c_v(x_i)$, $k(x_i)$. Ponadto, tensor przewodności cieplnej jest w ogólnym przypadku rozważany jako symetryczny $k_{ij} = k_{ji}$. Jeśli materiał jest anizotropowy, przepływ ciepła niekoniecznie musi być zgodny z kierunkiem gradientu temperatury. Dla materiałów izotropowych, przewodność cieplna opisana jest jako skalar $k = (1/3)k_{ij}\delta_{ij}$.

Równanie przewodności cieplnej (5.20) musi być rozwiązane przy uwzględnieniu następujących warunków brzegowych:

- poprzez podanie rozkładu temperatury dla $t=0$,

$$T(x_i, 0) = T_0(x_i, 0)$$

- poprzez określenie strumienia przepływu ciepła na powierzchni S_b

$$q_i n_i = h_b \quad (5.21)$$

- poprzez określenie rozkładu temperatury na powierzchni S_T

$$T(x_i, t) = T_b \quad (5.22)$$

gdzie:

$$S_q + S_T = S$$

→

n – wektor jednostkowy normalny do powierzchni S .

Rozwiązanie równania (5.20) może być dokonane:

- analitycznie, poprzez zastosowanie metody perturbacyjnej, poprzez zastosowanie transformaty Laplace'a lub Fourier'a lub poprzez zastosowanie funkcji Green'a,
- numerycznie – poprzez zastosowanie metody elementów skończonych lub metody różnic skończonych.

W dalszych rozważaniach skupiono się na podejściu numerycznych do rozwiązania równania (5.20). Rozważając sformułowania wariacyjne równania (5.20), zakładamy, że materiał lub element konstrukcji doświadcza zmian temperatury δT . Przyjmujemy, że δT spełnia wcześniej podane warunki brzegowe. Następnie po scałkowaniu w całej objętości materiału otrzymujemy:

$$\int_V \left[\rho c_v \frac{\partial T}{\partial t} - \left(k_{ij} \frac{\partial T}{\partial x_j} \right)_{,i} - Q \right] \delta T dV = 0 \quad (5.22)$$

Po zastosowaniu formuły Green'a otrzymujemy

$$\int_V \left[\left(\rho c_v \frac{\partial T}{\partial t} - Q \right) \delta T - (q_i \delta T)_{,i} \right] dV + \int_{S_q} h_b \delta T dS = 0 \quad (5.23)$$

Powyższe równanie może być rozwiązane przy użyciu metody elementów skończonych. Aby tego dokonać, należy podzielić cały materiał na skończoną liczbę elementów połączonych w punktach węzłowych. Posiadając funkcje kształtu w postaci macierzy $[N_e]$ oraz wektor $\{T\}$ definiujący wartości temperatur w punktach węzłowych, można tym samym określić pole temperatur $T(x_i, t)$ dla każdego elementu „e”.

$$T(x_i, t) = [N_e] \{T\} \quad (5.24)$$

Wykorzystując równania (5.24), gradient temperatury może być określony w formie

$$\left\{ \begin{array}{c} \frac{\partial T}{\partial x_1} \\ \frac{\partial T}{\partial x_2} \\ \frac{\partial T}{\partial x_3} \end{array} \right\} = [B_e] \{T\} \quad (5.25)$$

gdzie:

$$[B_e] = [\nabla][N_e]$$

$[\nabla(\dots)] = [\partial(\dots)/\partial x_1 \quad \partial(\dots)/\partial x_2 \quad \partial(\dots)/\partial x_3]^T$ jest to operator różniczkowy wielkości (...)

Prawo Fourier'a opisuje równanie

$$\{q\} = \begin{Bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{Bmatrix} = -[k_{ij}] [B_e] \{T\} \quad (5.26)$$

$[k_{ij}]$ – macierz przewodności cieplnej.

Wprowadzając (5.24) – (5.26) do (5.23) otrzymujemy równania opisujące przepływ ciepła w postaci

$$[C] \{\dot{T}\} + [K] \{T\} = \{\hat{q}\} \quad (5.27)$$

gdzie $\{\dot{T}\}$ oznacza pochodną po czasie T , oraz

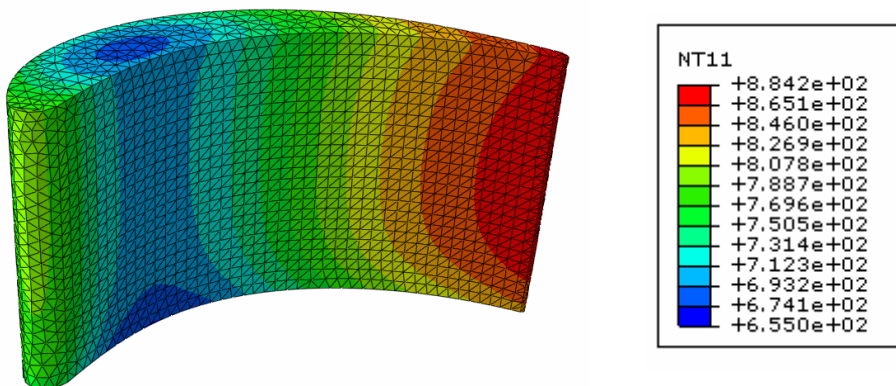
$$[C] = \int_{\Omega} \rho c_v [N_e]^T [N_e] d\Omega \quad (5.28)$$

$$[K] = \int_{\Omega} [B_e]^T [k] [B_e] d\Omega \quad (5.29)$$

$$\{\hat{q}\} = - \int_S [N_e]^T h_b dS + \int_{\Omega} Q [N_e]^T d\Omega \quad (5.30)$$

Ω – przestrzeń zajmowana przez elementy skończone aproksymujące bryłę,
 S – powierzchnia graniczna.

Na Rys. 5.7. pokazano rozkład temperatur w całej objętości wycinka łopatki silnika turbinowego, dla stanu nieustalonego. Temperatura w łopatkce waha się od 655°C w części środkowej o największej grubości do 884,2°C na linii splywu. Dodatkowo uwzględniono także odpływ ciepła do wieńca i tym samym można także zauważyć brak symetrii w polach temperatur patrząc na dolną i górną część łopatki.



Rys. 5.7. Rozkład temperatury w łopatkce (źródło: badania własne)

Tak dokładnych informacji, o rozkładach temperatur, nie jest w stanie dostarczyć ani metoda pomiarów z wykorzystaniem termoelementów ani metoda analogowa. Objętościowy rozkład temperatury jest niezbędny w celu określenia wyciężenia materiału łopatki, a także ceramicznego pokrycia ochronnego TBC.

5.3. Stan odkształcenia i naprężenia w elementach konstrukcyjnych powodowany obciążeniami cieplnymi [103, 98]

Termosprężystość jest dziedziną, w której bada się wzajemne oddziaływania pola odkształceń i pola temperatur oraz wiąże się je na gruncie fundamentalnych praw termodynamiki. Dotychczas dwie dziedziny nauki, teorię sprężystości i teorię przewodnictwa cieplnego, rozwijano niezależnie, a dziedziny elastostatyka i elastokinematyka były rozwijane przy odmiennych założeniach termodynamicznych. Termosprężystość syntezuje wspomniane wyżej dziedziny i łączy je w jedną całość.

Mając określone pole temperatur $T(x_i, t)$ dla całej próbki lub elementu strukturalnego, możemy określić naprężenia cieplne. Równania różniczkowe rządzące termosprężystością są następujące:

- równanie ruchu

$$\overline{\sigma}_{ij,j} + \rho f_i = \rho \ddot{u}_i \text{ w objętości } V \quad (5.31)$$

gdzie:

f_i – są to składowe sił masowych na jednostkę masy

\ddot{u}_i – składowe przyspieszenia cząstek lub równania równowagi w problemach quasi statycznych

$$\overline{\sigma}_{ij,j} + \rho f_i = 0 \text{ w objętości } V \quad (5.32)$$

- równanie konstytutywne Duhamela'a – Neuman'a

$$\overline{\sigma}_{ij} = \overline{C}_{ijkl} \overline{\varepsilon}_{kl} - \overline{\beta}_{ij} (T - T_0) \quad (5.33)$$

lub

$$\overline{\varepsilon}_{ij} = \overline{S}_{ijkl} \overline{\sigma}_{kl} + \overline{\alpha}_{ij} (T - T_0) \quad (5.34)$$

gdzie $\overline{\sigma}_{ij}$ oraz $\overline{\varepsilon}_{ij}$ są uśrednionymi, symetrycznymi, tensorami naprężeń i odkształceń.

$\overline{C}_{ijkl}(x_m, T)$ oraz $\overline{S}_{ijkl}(x_m, T)$ są składowymi uśrednionych lub równoważnych sztywności i zgodności tensorów sprężystości.

W ogólnym przypadku materiał kompozytowy TBC jest niejednorodny, anizotropia oraz jego właściwości mogą zależeć od położenia w przestrzeni oraz temperatury T .

$\bar{\alpha}_{ij}(x_m, T)$ i $\bar{\beta}_{ij}(x_m, T)$ - są to tensory symetryczne drugiego rzędu opisujące anizotropię oraz niejednorodne własności termiczne materiału.

T_0 – jest to temperatura początkowa procesu cieplnego,

- równanie przewodnictwa cieplnego w najbardziej ogólnej postaci z uwzględnieniem sprzężenia termomechanicznego:

$$\left(k_{ij} \frac{\partial T}{\partial x_j} \right)_{,i} = -Q + \rho c_v \frac{\partial T}{\partial t} + T_0 \bar{\beta}_{ij} \dot{\varepsilon}_{ij} \quad (5.35)$$

Prostszą wersję, bez efektu sprzężenia, opisuje równanie (5.20).

Równanie ruchu może być wyrażone w odniesieniu do składowych wektora przemieszczenia u_i poprzez zastosowanie równania konstytutywnego (5.33) oraz definicji małych odkształceń:

$$\frac{1}{2} \left[\bar{C}_{ijkl,j} (u_{k,l} + u_{l,k}) + \bar{C}_{ijkl} (u_{k,l} + u_{l,k})_{,j} \right] + \rho f_i = \rho \ddot{u}_i + \bar{\beta}_{ij} T_{,j} + \bar{\beta}_{ij,j} T \quad (5.36)$$

Równania (5.35) oraz (5.36) stanowią układ równań służących do znalezienia czterech niewiadomych funkcji u_i oraz T . Stan naprężenia $\bar{\sigma}_{ij}(x_m, T)$ może być wyznaczony z konstytutywnego równania Duhamel'a – Neuman'a (5.33).

Własności cieplne oraz mechaniczne izotropowego oraz niejednorodnego sprężystego materiału kompozytowego z perfekcyjnym połączeniem na granicy faz są opisane przez:

- moduł Younga $\bar{E}(x_m, T)$,
- liczbę Poissona $\bar{\nu}(x_m, T)$,
- własności termiczne materiału: $\bar{\alpha}(x_m, T)$, $\bar{\beta}(x_m, T)$.

5.4. Uzyskiwanie niejednorodnych pól temperatur w programie Fluent i ich eksport do programu Abaqus (łopatka kierująca)

W celu wyznaczenia obciążeń cieplnych, oprócz danych materiałowych, potrzebne są także wartości temperatur. Podczas pracy łopatki silników turbinowych nagrzewają się nierównomiernie, a całe zagadnienie jest dodatkowo utrudnione przez skomplikowany geometrycznie kształt łopatki. Dlatego współcześnie, do uzyskania pól temperatur, w łopatkach silników turbinowych, wykorzystywane są symulacje komputerowe [38–40]. Jednym z takich programów jest Fluent, wchodzący w skład pakietu programów Ansys, którego charakterystyka jest przedstawiona w kolejnym podrozdziale.

5.4.1. Charakterystyka programu Fluent, pojęcie symulacji CFD i FSI

Program Fluent należy do grupy programów CAE (Computer Aided Engineering) zajmującej się zjawiskami przepływu płynów **CFD (Computational Fluid Dynamic)**.

Wraz ze wzrostem wydajności obliczeniowej komputerów oraz z rozwojem metod numerycznych, CFD na stałe weszła do zastosowań naukowych a także przemysłowych.

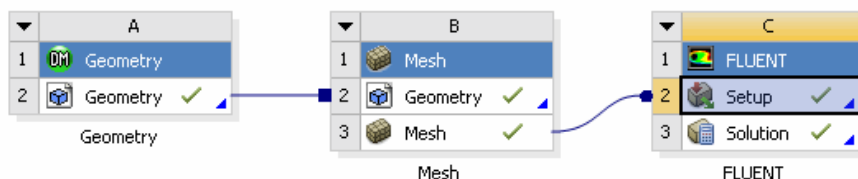
Dla teorii i modeli, powstałych na gruncie mechaniki płynów, podstawowe znaczenie ma prawo zachowania masy, a ściślej ilości substancji, podane w 1755 r. przez szwajcarskiego matematyka i fizyka Leonarda Eulera oraz zasada zachowania pędu, którą sformułował w 1822 r. francuski inżynier Claude Navier, a w 1845 r. uzupełnił go do postaci współczesnej irlandzki matematyk George Stokes (równanie Naviera-Stokesa N-S). Tym samym tworzą one podstawowy zestaw równań transportu wykorzystywanych przez programy CFD. W swojej ogólnej postaci są one równaniami różniczkowymi zawierającymi pochodne cząstkowe funkcji wielu zmiennych, które tylko w szczególnych przypadkach posiadają rozwiązania analityczne, czyli takie, dla których potrafimy jednoznacznie obliczyć zmienne przepływowe, w każdym elemencie objętości, w funkcji czasu. Możliwe jest jednak przybliżone rozwiązanie takich równań przy wykorzystaniu odpowiednich metod numerycznych. Moduły obliczeniowe, tzw. solwery, zawierają różnorakie sposoby przybliżonego rozwiązania równań różniczkowych, które z racji stosowanych narzędzi numerycznych reprezentowane są w formie dyskretnej, czyli nieciągłej.

Wracając do programu Fluent to pozwala on na modelowanie wszelkich zjawisk związanych z przepływami (spalanie, turbulencja, przepływy wielofazowe, reakcje chemiczne, przewodzenie ciepła, radiacja itp.).

Fluent posiada budowę modułową. W połączeniu z integracją ze środowiskiem **Workbench** użytkownik może przechodzić kolejne etapy prowadzenia symulacji w poszczególnych modułach:

- | | |
|---------------------|-------------------------------------|
| ANSYS DesignModeler | – budowa (przygotowanie geometrii), |
| ANSYS Meshing | – budowa siatki, |
| Fluent-Pre | – definicja modelu, |
| Fluent-Solver | – moduł rozwiązujący, |
| CFD-Post | – zewnętrzny postprocesor. |

Budowę modelu na platformie Workbench przedstawia rys. 5.8.



Rys. 5.8. Budowa modelu na platformie Workbench

Po zakończeniu obliczeń do dyspozycji jest szereg narzędzi do obróbki wyników, które pozwalają uzyskać konkretne dane liczbowe jak i przedstawić wyniki w sposób graficzny, zaczynając od generowania pól wybranych wielkości fizycznych, tworzenia animacji, a skończywszy na raportach do generacji interaktywnych modeli 3D. Powiązanie programu Fluent z oprogramowaniem Ansys, do obliczeń wytrzymałościowych, lub eksportu uzyskanych wyników pozwala na prowadzenie symulacji interakcji pomiędzy przepływem i ciałem stałym. Jest to symulacja typu **FSI (Fluid Structure Interaction)**.

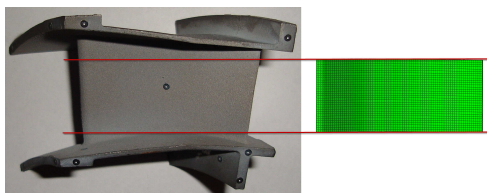
FSI polega na powiązaniu symulacji przepływów z analizami wytrzymałościowymi. Stosowana jest wszędzie tam gdzie płyn znacząco wpływa na strukturę i na odwrót. Technologia FSI pozwala na wierniejsze oddanie rzeczywistości, dzięki czemu z powodzeniem jest stosowana w takich dziedzinach jak: biomechanika (odkształcenia żył, stentów itp.), przemysł lotniczy (wibracje i odkształcenia wywołane przez przepływ powietrza), czy budownictwo (obciążenie budynku wiatrem). Generalnie FSI można podzielić na dwa poziomy:

- **One-way FSI** – polega na uzyskiwaniu bardzo zbliżonych do rzeczywistości danych jako danych wejściowych do innej analizy. Bardzo często jest wykorzystywana w analizach, w których ważne są naprężenia termiczne. Dzięki symulacji przepływów możemy uzyskać dokładne warunki brzegowe do analizy wytrzymałościowej.
- **Two-way FSI** – jest to dwukierunkowe (silne) sprzężenie między strukturą a przepływem, w którym przepływ zależy od zmieniającego się kształtu konstrukcji i na odwrót. Ten typ FSI stosowany jest głównie w dynamice i przy silnie odkształcającej się geometrii. Przykładem mogą być analizy zastawki serca, chorągwi na wietrze, czy pompy membranowej.

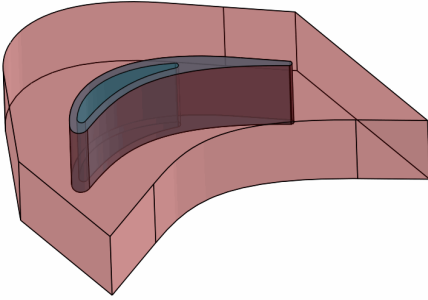
5.4.2. Przebieg prac w programie Fluent

Generalnie każda symulacja składa się z trzech etapów: pre-processingu, przeprowadzenia obliczeń (wykorzystania solvera) oraz post-processingu.

Pierwszym etapem pre-processingu jest przygotowanie geometrii. Może być ona wykonana bezpośrednio w środowisku Ansys przy użyciu modułu Design Modeler-a lub zaimportowana z innego systemu CAD jak np. SolidWorks. Jeśli posiadamy rzeczywisty model łopatkki, możemy użyć skanowania 3D a następnie po obróbce geometrii poddać symulacji tylko wybrany fragment (Rys. 5.9.).



Rys. 5.9. Rzeczywista łopatkka kierująca silnika PZL-10W wraz z wyodrębnionym fragmentem biorącym udział w symulacjach

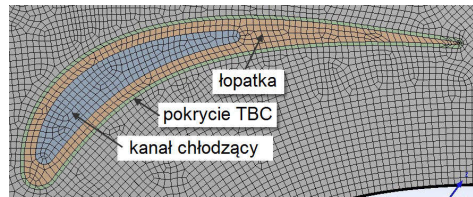
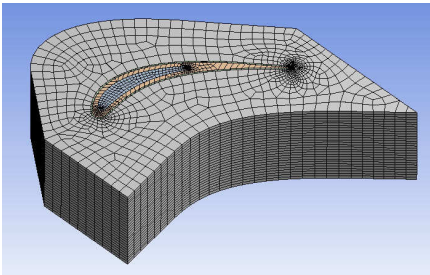


Rys. 5.10 Budowa modelu dla symulacji CFD

Geometrię łopatki, którą już posiadamy musimy jeszcze wzbogacić co najmniej o objętość, która będzie stanowiła kanał, przez który będą przepływały spaliny. Tworzymy ją jako zwykły obiekt bryłowy. Jeśli w rozważanej łopatce występują kanały chłodzące należy również wykonać dodatkowy model bryłowy dla objętości powietrza. W końcowym etapie przygotowania modelu należy dokonać złożenia trzech

lub większej ilości modeli bryłowych (Rys. 5.10.). Zostaną one automatycznie rozpoznane w programie w dalszych etapach pre-processingu.

Zanim osiągnięte zostanie rozwiązanie, w konkretnym układzie geometrycznym należy dokonać dyskretyzacji (Rys. 5.11.). W dużym uproszczeniu etap ten polega na utworzeniu siatki numerycznej (ang. Mesh), czyli podziale badanego obszaru ciągłego na skończony zbiór prymitywów geometrycznych, na których będzie następnie wyznaczane rozwiązanie równania N-S. Tworzenie siatek sprowadza się do podziału obiektu na bryły przestrzenne (czworościany, sześciiany), które mają wspólne punkty zwane węzłami (ang. node).



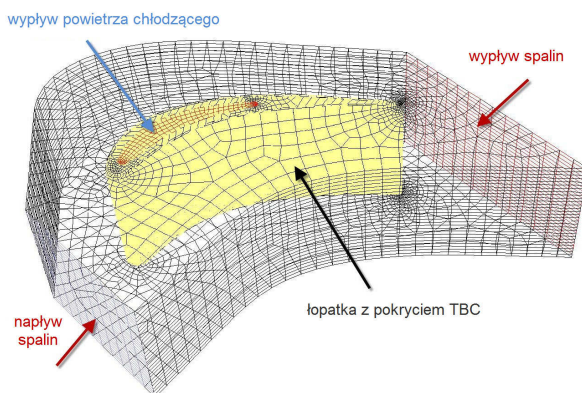
Rys. 5.11 Siatka elementów skończonych

W metodach obliczeń CFD wyróżnia się dwa zasadnicze rodzaje siatek elementów skończonych: strukturalne oraz niestructuralne. Częściej używa się siatek niestructuralnych ze względu na skomplikowaną geometrię i nierównomierne ich zagęszczenie. Gęstość siatki powinna być większa w obszarze spodziewanych dużych gradientów przepływu, wstępowania przepływów wtórnych i turbulentnych. Im większa jest gęstość siatki, tym oczekuje się większej dokładności obliczeń, lecz okupione jest to wzrostem zapotrzebowania na moc obliczeniową komputera, co wydłuża czas obliczeń.

Kolejną równie ważną fazą pre-processingu, mającą istotny wpływ na uzyskiwane wyniki, jest definicja własności fizycznych płynu, a zwłaszcza określenie czy

jest to ciecz newtonowska czy nienewtonowska. W przypadku cieczy nienewtonowskiej należy zdefiniować równanie reologiczne opisujące badane medium.

Etap pre-processingu zamyka specyfikacja warunków brzegowych w przestrzeni i dziedzinie czasu (warunki początkowe). Polega ona na wskazaniu powierzchni ograniczających obszar obliczeniowy oraz arbitralnym założeniu stanu przepływu w tych miejscach (Rys. 5.12.). W celu definicji warunków brzegowych lub początkowych należy określić ich charakter na wlocie, wylocie i ścianie.



Rys. 5.12 Wskazanie warunków brzegowych

Wlot (ang. inlet) to inaczej miejsce (fragment brzegu), gdzie następuje napływ płynu. Zadaje się tutaj rozkład pola prędkości lub ciśnienia, najczęściej zakłada się, że jest on płaski nieuniformowany.

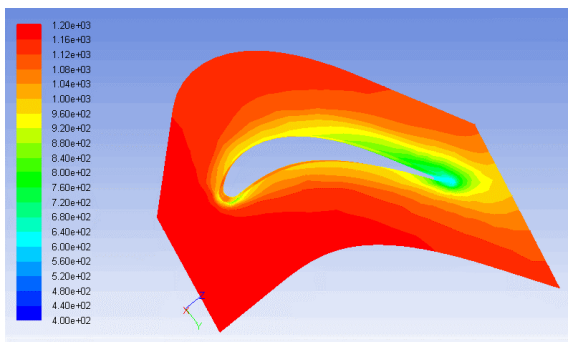
Wyloc (ang. outlet) to brzeg obszaru, przez który następuje wypływ medium. Najczęściej definiuje się zerową wartość ciśnienia (odniesienia).

Ściana (ang. Wall) oznacza powierzchnie nieprzepuszczalne dla przepływu, odpowiadające ścianom sztywnym. Tutaj mamy do wyboru kilka opcji, po pierwsze ścianka może posiadać z góry zadaną temperaturę lub może być to ścianka adiabatyczna, założenie może też dotyczyć braku poślizgu.

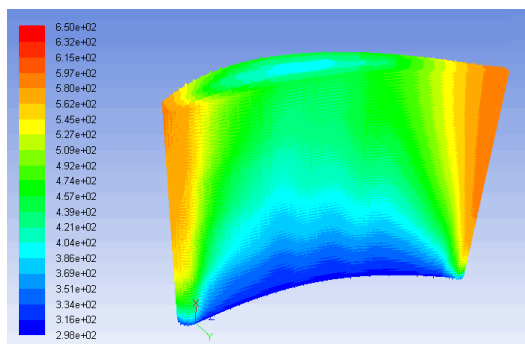
Drugi krok analizy numerycznej określa się jako processing. Jest to właściwa część przedsięwzięcia obliczeniowego, w której rozwiązanie problemu odbywa się numerycznie za pomocą solvera, po uprzednim wczytaniu przez niego danych z pre-processingu dotyczących badanej geometrii obiektu oraz warunków brzegowych.

Post processing to ostatni krok modelowania przepływu. Jego celem jest analiza i prezentacja uzyskanych danych i opracowanie ich w formie graficznej. Wizualizacja wyników symulacji polega na tworzeniu wykresów, histogramów, map warstw, izolinii czy animacji.

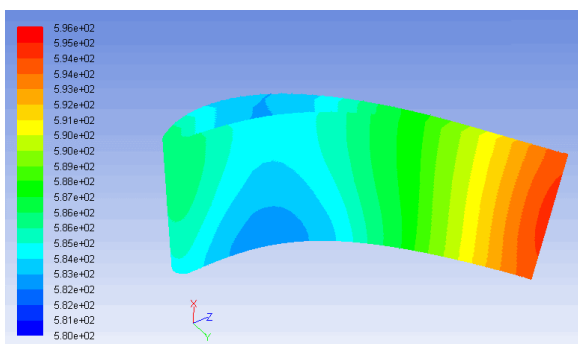
Na Rys. 5.13. pokazano mapy temperatur uzyskane w wyniku symulacji oddziaływania gazów spalinowych na łopatkę z otworem chłodzącym. Ze względu na fakt, że model składał się z kilku odrębnych części, dlatego w wizualizacji można wyodrębnić osobno każdą z nich.



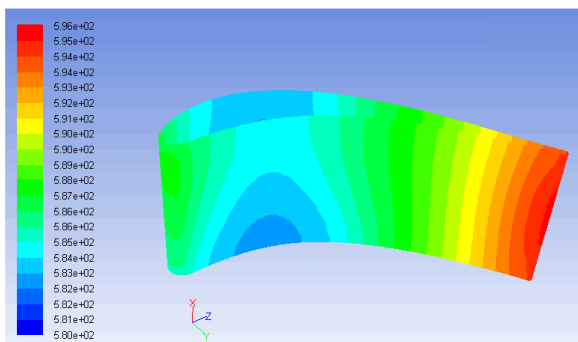
a) spaliny



b) powietrze



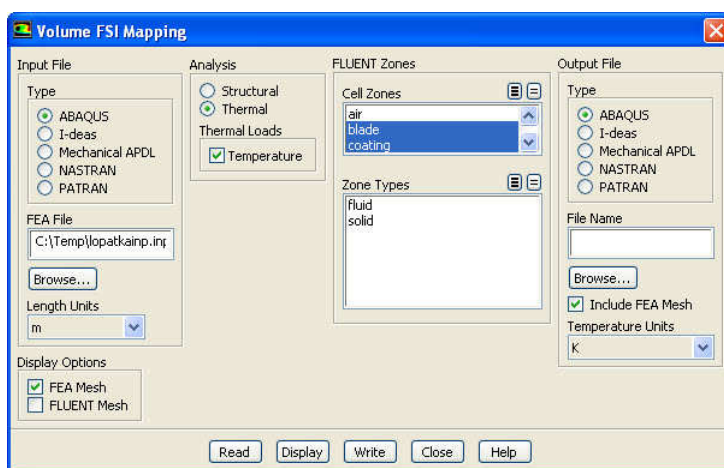
c) łopatka



d) pokrycie

Rys. 5.13 Mapy temperatur (źródło: badania własne)

Istotnym etapem, po przeprowadzeniu symulacji CFD, jest mapowanie temperatur. Proces polega na tym, że wcześniej importujemy ten sam model geometryczny łopatkę do programu Abaqus, który był użyty w programie Fluent. W Abaqus generujemy siatkę elementów skończonych po czym tworzymy plik inp. Będąc w oknie dialogowy Volume FSI Mapping (Fluent), na utworzoną siatkę (plik inp) mapowane są temperatury po wcześniejszym wybraniu jak plik wyjściowy (output file) typ Abaqus (Rys. 5.14.). Nowy plik inp należy następnie przeliczyć w Abaqus celem otrzymania pliku odb (plik z wynikami) z temperaturami. Ścieżkę do pliku odb wskazujemy w Abaqus w pozycji Predefined Field jako temperatury początkowe przy badaniu szoków termicznych i w rezultacie wyznaczeniu naprężeń.



Rys. 5.14 Mapowanie temperatur do Abaqus

5.5. Wnioski

W przypadku łopatek silników turbinowych, w celu uzyskania pól temperatur w całej objętości, niezbędne staje się prowadzenie symulacji numerycznych przepływowych. Obecny stopień rozwoju i zaawansowania programów, przeznaczonych do symulacji MES, pozwala na eksport uzyskanych wyników w postaci pól temperatur bezpośrednio do symulacji strukturalnej i tym samym określenia wyężenia materiału. Dodatkowo, jak wspomniano w punkcie 5.4.1., istnieje pojęcie symulacji Two way FSI, przy zastosowaniu której, zarówno płyn oddziałuje na ciało stałe jak i ciało stałe może oddziaływać na przepływ płynu. Symulacje w programie Fluent zaprezentowane w powyższym podrozdziale są powszechnie wykorzystywane zarówno w przemyśle jak i badaniach naukowych. Kolejnym krokiem rozwoju będzie upowszechnienie optymalizacji zarówno parametrów geometrycznych ciała stałego jak i parametrów przepływu.

6. Obciążenia mechaniczne [27]

Do obciążeń mechanicznych oddziaływujących na łopatki silników turbiniowych zaliczamy: obciążenia wywołane statycznym i dynamicznym działaniem przepływającego czynnika na profilową część łopatki, obciążenia masowe wywołane działaniem sił odśrodkowych oraz obciążenia wywołane drganiami sprężystymi łopatek i całego wirnika. Podczas pracy w łopatkach turbin i sprężarek osiowych powstają następujące naprężenia:

- Rozciągające – wywołane siłami odśrodkowymi wirujących mas łopatki i bandaża,
- Zginające – od działania naporu czynnika na część profilową,
- Zginające – od działania sił odśrodkowych wirującej masy łopatki,
- Styczne – od działania momentów skręcających sił wywołanych działaniem czynnika przepływającego,
- Styczne – od działania momentów skręcających sił masowych łopatki,
- Zginające – wywołane drganiami poprzecznymi łopatki,
- Styczne od drgań skrętnych części roboczej łopatki.

Naprężenia normalne wypadkowe, w dowolnym przekroju poprzecznym łopatki, znajduje się jako sumę algebraiczną normalnych naprężeń składowych. W obliczeniach wytrzymałościowych poszukuje się miejsc, w których występują największe naprężenia normalne lub zredukowane.

6.1. Rozciąganie łopatek

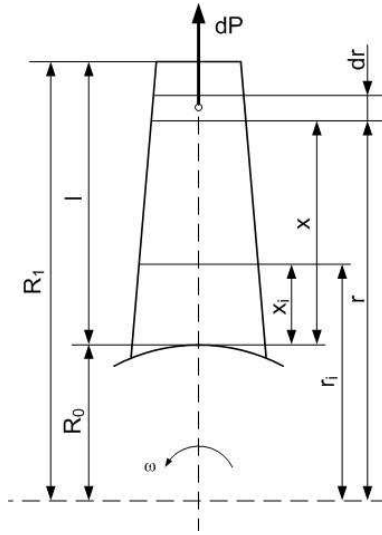
Łopaska (Rys. 6.1.) o długości części roboczej l znajduje się pod działaniem sił odśrodkowych. Oznaczmy przez γ ciężar właściwy materiału F , F_i , F_0 – pola przekrojów poprzecznych łopatki w odległościach r i r_i oraz R_0 od osi obrotu.

Wirnik obraca się z prędkością kątową ω . Na element łopatki o długości dr działa różniczkowa siła odśrodkowa

$$dP = \frac{\gamma}{g} F \omega^2 r dr. \quad (6.1)$$

Zaś w przekroju oddalonym o r_i od osi obrotu istnieje siła odśrodkowa

$$P_i = \frac{\omega^2}{g} \int_{r_i}^{R_0} \gamma F r dr. \quad (6.2)$$



Rys. 6.1. Rozciąganie łopatki

Wyrażenie to można przedstawić w innej postaci, mianowicie mamy $r = R_0 + x$ $dr = dx$,

więc

$$P_i = \frac{\omega^2}{g} \int_{x_i}^l \gamma F(R_0 + x) dx. \quad (6.3)$$

Największa siła odśrodkowa istnieje w przekroju odległym o R_0 i wynosi

$$P_0 = \frac{\omega^2}{g} \int_0^l \gamma F(R_0 + x) dx. \quad (6.4)$$

W przekrojach odległych o r_i i R_0 panują naprężenia rozciągające

$$\sigma_r = \frac{\omega^2}{g F_i} \int_{x_i}^l \gamma F(R_0 + x) dx, \quad (6.5)$$

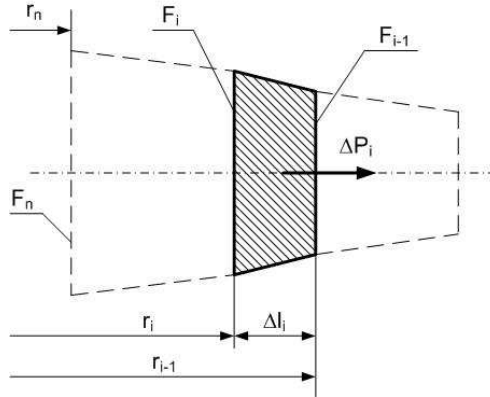
oraz

$$\sigma_{r_0} = \frac{\omega^2}{g F_0} \int_0^l \gamma F(R_0 + x) dx. \quad (6.6)$$

Prawie zawsze naprężenia σ_{r_0} są największe. Wobec wielkości $F = F(x)$ często dowolnie zmiennej, siły odśrodkowe P_i oraz naprężenia σ_r oblicza się sposobem wykresnym lub tabelarycznym.

Sposób tabelaryczny jest szczególnie przydatny dla łopatek o dowolnie zmiennym przekroju poprzecznym „i” był on wykorzystywany w rozprawie doktorskiej do wyznaczenia naprężeń w łopatce silnika PZL-10W.

Metoda ta polega na podziale długości części roboczej l na kilka (kilkanaście) odcinków niekoniecznie równej długości. Przez F_{i-1} oraz F_i oznaczmy pola poprzecznych przekrojów elementu o długości Δl_i (Rys. 6.2.).



Rys. 6.2. Element łopatki

Jeżeli liczba podziałów jest dostatecznie duża tak, że między F_i i F_{i-1} istnieją niewielkie różnice, wówczas z dobrym przybliżeniem możemy napisać, że siła odśrodkowa działająca na element zakreskowany na Rys. 6.2. wynosi

$$\Delta P_i = \frac{\gamma}{g} F_i' \Omega^2 r_i' \Delta l_i, \quad (6.7)$$

oraz siła odśrodkowa działająca w przekroju F_n

$$P_n = \frac{\gamma}{g} \Omega^2 \sum_{i=0}^{i=n} F_i' r_i' \Delta l_i, \quad (6.8)$$

gdzie:

$$F_i' = \frac{1}{2} (F_i + F_{i-1}) \text{ oraz} \quad (6.9)$$

$$r_i' = \frac{1}{2} (r_{i-1} + r_i),$$

są średnimi polami przekrojów i średnimi odległościami elementów.

Korzystając z ostatnich związków wyrażenie dla P_n możemy przedstawić w postaci:

$$P_n = \frac{\gamma}{4g} \Omega^2 \sum_{i=0}^{i=n} (F_i + F_{i-1}) (r_{i-1}^2 - r_i^2). \quad (6.10)$$

Naprężenia w przekroju odległym o r_n od osi obrotów, są równe

$$\sigma_m = \frac{P_n}{F_n}. \quad (6.11)$$

6.2. Zginanie łopatek

6.2.1. Momenty gnące wywołane ciśnieniem od czynnika przepływającego [27]

Na łopatkę działają siły dwojakiego rodzaju, wywołane przez przepływający czynnik, mianowicie siły dynamiczne oraz siły pochodzące od różnicy ciśnienia przed i za łopatką. Oznaczamy przez q_x i q_y (Rys. 6.3.) składowe tych sił skierowane wzdłuż osi x i y , i odniesione do jednostki długości łopatki. W przekroju, odległym o z_0 od przekroju przy stopce, działają więc momenty gnące:

$$M_{xg} = \int_{z_0}^l q_y (z - z_0) dz, \quad (6.12)$$

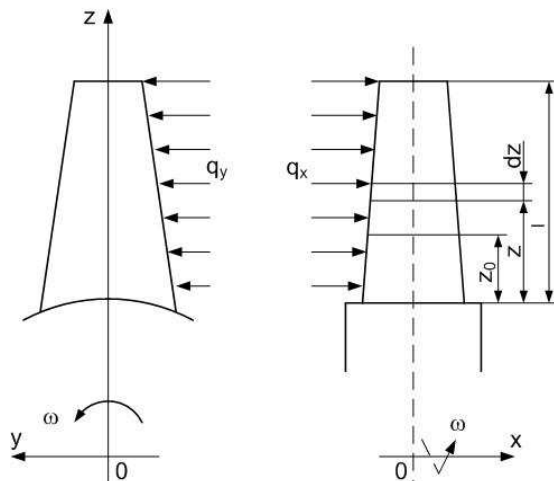
$$M_{yg} = \int_{z_0}^l q_x (z - z_0) dz,$$

których wektory są skierowane wzdłuż osi x i y , tj. wzdłuż osi przepływu i w kierunku obrotu.

Największe momenty gnące istnieją w przekroju przy stopce i są równe:

$$M_{xg}^{\max} = \int_0^l q_y z dz, \quad (6.13)$$

$$M_{yg}^{\max} = \int_0^l q_x z dz,$$



Rys. 6.3. Siły czynnika przepływającego działające na łopatkę

Wartości q_x i q_y wyznacza się w czasie obliczeń dotyczących gazodynamiki przepływu czynnika przez wieniec łopatek. Składowe te są równe:

$$q_x = \frac{2\pi r}{i} \left[(p_1 - p_2) + \frac{1}{g} (\gamma_1 c_{1a}^2 - \gamma_2 c_{2a}^2) \right], \quad (6.14)$$

$$q_y = \frac{2\pi r}{ig} [\gamma_1 c_{1a} (c_{1u} - u) + \gamma_2 c_{2a} (c_{2u} + u)],$$

gdzie:

γ_1, γ_2 – ciężar właściwy czynnika na wlocie i wylocie z kanału międzyłopatkowego,

p_1, p_2 – ciśnienie czynnika na wlocie i wylocie z kanału międzyłopatkowego,

u – prędkość obwodowa na danym promieniu r ,

c_a, c_u – osiowa i obwodowa składowa bezwzględnej prędkości czynnika,

i – liczba łopatek.

W przybliżonych obliczeniach przyjmuje się często składowe q_x, q_y stałe wzdłuż rozpiętości 1 łopatki i równe wartości q_{1s}, q_{2s} na średnim promieniu,

tj. na promieniu $r_s = R_0 + \frac{1}{2}l$. Wówczas mamy:

$$q_{0x} = \frac{\pi(R_1 + R_0)}{i} (p_{1s} - p_{2s}) + \frac{C(c_{1as} - c_{2as})}{gi(R_1 - R_0)}, \quad (6.15)$$

$$q_{0y} = \frac{C(c_{1us} + c_{2us})}{gil},$$

oraz momenty gnące w dowolnym przekroju:

$$M_{xg} = q_y \frac{(l - z_0)^2}{2}, \quad (6.16)$$

$$M_{yg} = q_x \frac{(l - z_0)^2}{2},$$

a także największe momenty przy stopce:

$$M_{xg}^{\max} = q_y \frac{l^2}{2}, \quad (6.17)$$

$$M_{yg}^{\max} = q_x \frac{l^2}{2}.$$

Indeks s odnosi się do parametrów na promieniu średnim r_s , C – jest to wydatek czynnika w kg/s, w danym wieńcu łopatkowym.

6.2.2. Momenty gnące wywołane działaniem sił odśrodkowych

Założmy, że linia środków ciężkości przekrojów łopatki jest krzywą przestrzenną (Rys.6.4.), której kształt wyznaczają współrzędne x, y mierzone od prostej przechodzącej przez środek ciężkości przekroju łopatki przy stopce i będącej przedłużeniem promienia tarczy. Oznaczmy przez x_i, y_i odległości od

$$dM_{xd} = \frac{\gamma}{g} \omega^2 F[r(y - y_i) - y(r - r_i)]dr = \frac{\gamma}{g} \omega^2 F(yr_i - y_i r)dr. \quad (6.23)$$

Całkowity moment gnący względem osi x w przekroju i można wyrazić jako

$$M_{xd} = \frac{\gamma}{g} \omega^2 \int_{r_i}^{R_1} F(yr_i - y_i r)dr \quad (6.24)$$

lub

$$M_{xd} = \frac{\gamma}{g} \omega^2 \left(r_i \int_{r_i}^{R_1} Fydr - y_i \int_{r_i}^{R_1} Frdr \right) \quad (6.25)$$

i moment gnący w przekroju przy stopce łopatki

$$M_{xd}^{(s)} = \frac{\gamma}{g} \omega^2 R_0 \int_{R_0}^{R_1} Fydr. \quad (6.26)$$

Siła dP wywołuje również moment gnący względem osi y

$$dM_{yd} = (x - x_i)dP. \quad (6.27)$$

Moment całkowity w przekroju i oraz przy stopce łopatki:

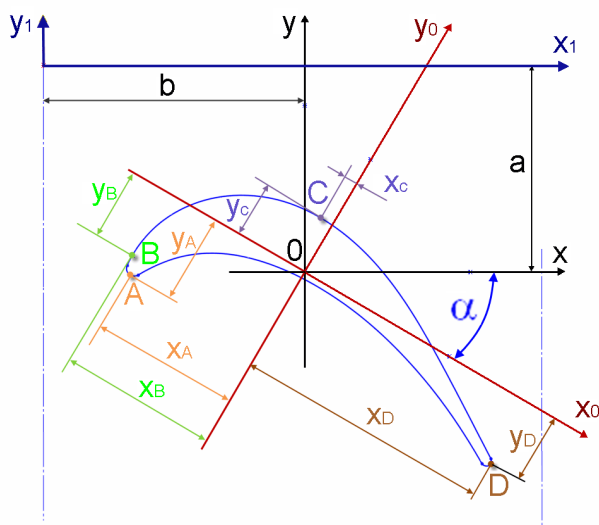
$$M_{yd} = \frac{\gamma}{g} \omega^2 \int_{r_i}^{R_1} F(x - x_i)rdr = \frac{\gamma}{g} \omega^2 \left(\int_{r_i}^{R_1} Fxrd r - x_i \int_{r_i}^{R_1} Frdr \right), \quad (6.28)$$

$$M_{yd}^{(s)} = \frac{\gamma}{g} \omega^2 \int_{R_0}^{R_1} Fxrd r.$$

Przybliżone wyznaczenie momentów gnących, wyrażonych za pomocą wyżej wprowadzonych wzorów, polega na założeniu, że linia środków ciężkości przekrojów jest sztywna. Jeśli współrzędne x oraz y osi łopatki podane są w postaci funkcji zmiennej z , oba momenty mogą być wyrażone w formie matematycznie ostatecznej i służą do bezpośredniego obliczania liczbowego. W przypadku, gdy x i y podane są w tablicy w postaci wartości szczegółowych, jako współrzędne krzywej osi, najprościej oblicza się momenty sposobem tabelarycznym.

6.2.3. Naprężenia zginające w skrajnych warstwach łopatki

Rozważmy dowolny przekrój normalny do osi łopatki, ustawiony względem płaszczyzny wirnika w ten sposób, że oś x_1 obrócona jest w kierunku przepływu czynnika, zaś oś y_1 – w kierunku prędkości obwodowej wirnika (Rys. 6.5.). Przyjmujemy, że zostały obliczone momenty bezwładności J_{x1} , J_{y1} , J_{x1y1} tego przekroju względem osi x_1 , y_1 .



Rys. 6.5. Układ osi centralnych profilu łopatki

Momenty bezwładności względem osi x , y równoległych do osi x_1 , y_1 są równe

$$\begin{aligned} J_x &= J_{x_1} - a^2 F, \\ J_y &= J_{y_1} - b^2 F, \\ J_{xy} &= J_{x_1 y_1} - abF, \end{aligned} \quad (6.29)$$

gdzie:

a , b są odległościami między odpowiednimi osiami,

F – pole przekroju, O – środek ciężkości pola przekroju poprzecznego.

Momenty bezwładności względem głównych centralnych osi x_0 , y_0 wyrażają się za pomocą znanych związków:

$$\begin{aligned} J_{x_0} &= J_x \cos^2 \alpha + J_y \sin^2 \alpha + J_{xy} \sin 2\alpha, \\ J_{y_0} &= J_x \sin^2 \alpha + J_y \cos^2 \alpha - J_{xy} \sin 2\alpha, \end{aligned} \quad (6.30)$$

oraz

$$\operatorname{tg} 2\alpha = \frac{2J_{xy}}{J_x - J_y}. \quad (6.31)$$

Stąd obliczamy kąt α .

W kierunku osi x i y przekroju łopatki działają momenty gnące M_x i M_y (Rys. 6.6.). Rozkładamy je na składowe wzdłuż centralnych osi głównych x_0 , y_0 . Otrzymamy wówczas moment wypadkowy w kierunku osi x_0

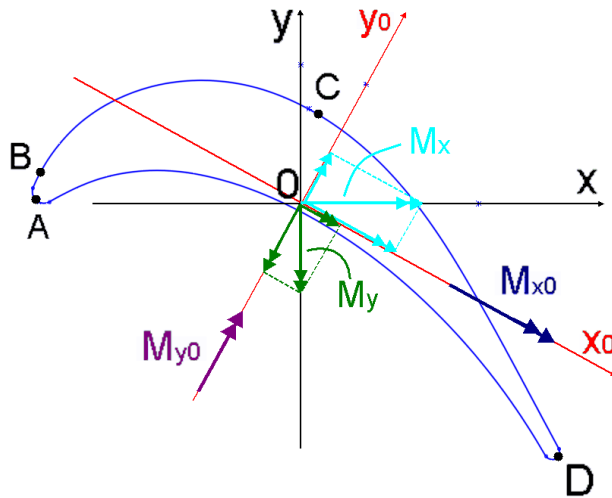
$$M_{x_0} = M_x \cos \alpha + M_y \sin \alpha \quad (6.32)$$

zginający łopatkę wzdłuż osi y_0 oraz moment działający w kierunku osi y_0

$$M_{y0} = M_x \sin \alpha - M_y \cos \alpha \quad (6.33)$$

zginając łopatkę w tym samym przekroju wzdłuż osi x_0 . Największe naprężenia gnące istnieją w skrajnych warstwach oznaczonych literami A, B, C, D i są równe:

$$\begin{aligned} \sigma'_{gA} &= \frac{M_{y0}}{J_{y0}} x_A, & \sigma''_{gA} &= \frac{M_{x0}}{J_{x0}} y_A, \\ \sigma'_{gB} &= \frac{M_{y0}}{J_{y0}} x_B, & \sigma''_{gB} &= \frac{M_{x0}}{J_{x0}} y_B, \\ \sigma'_{gC} &= \frac{M_{y0}}{J_{y0}} x_C, & \sigma''_{gC} &= -\frac{M_{x0}}{J_{x0}} y_C, \\ \sigma'_{gD} &= -\frac{M_{y0}}{J_{y0}} x_D, & \sigma''_{gD} &= \frac{M_{x0}}{J_{x0}} y_D, \end{aligned} \quad (6.34)$$



Rys. 6.6. Momenty gnące działające na profil łopatki

Przy założeniu, że (+) oznacza rozciąganie, zaś (-) ściskanie, znaki naprężeń w podanych wzorach są zgodne z Rys. 6.6. Należy również pamiętać, że w skład obu momentów gnących M_x , M_y wchodzi momenty, wywołane działaniem sił pochodzących od czynnika przepływającego oraz sił odśrodkowych. Momenty M_x , M_y każdego przekroju zorientowane są względem stałych dla łopatki, a więc i stałych dla danego wirnika osi x , y . Momenty te rozkłada się dopiero w przekroju, na składowe wzdłuż obu głównych osi bezwładności. W ten sposób rachunki znacznie się upraszczają i łatwiej określić znaki samych naprężeń składowych.

6.3. Drgania łopatek. Rezonans

Do głównych przyczyn drgań łopatek silników turbinowych można zaliczyć:

- okresowo zmienne parametry strumienia powietrza i spalin w kanale przepływowym silnika,
- pulsujący charakter procesu spalania w komorach,
- nadmiernie duże niewyważenie wirnika,
- koła zębate przekładni redukcyjnych,
- oddziaływanie sił grawitacyjnych.

Drgania łopatek powodują powstawanie okresowo zmiennych naprężeń zmęczeniowych mogących być (w sumie z naprężeniami wynikającymi z innych obciążeń) przyczyną poważnych uszkodzeń silników. Ocenia się, że naprężenia te są przyczyną do 60% złamań łopatek, a urwanie tylko jednej, zwykle prowadzi do uszkodzenia innych oraz zwiększenia niewyważenia wirnika i powstania jego niestatecznej pracy.

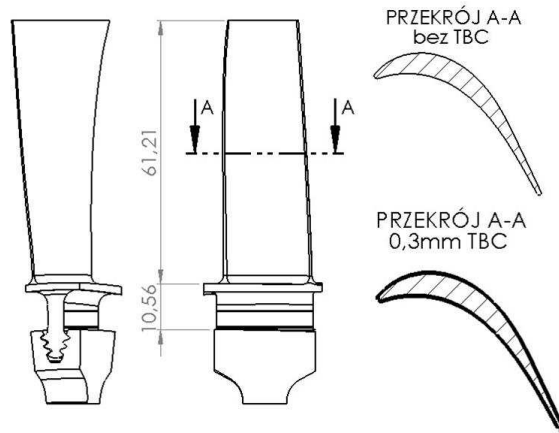
W przypadku, gdy częstotliwość, wymuszająca drgania, pokrywa się z częstotliwością drgań własnych łopatki, następuje rezonans, powodujący zwiększenie ugięć, wpływających z kolei na zwiększenie amplitud naprężeń. Dłuższa praca w warunkach rezonansu może doprowadzić do uszkodzenia lub zniszczenia łopatki na skutek zmęczenia materiału.

Drganiami własnymi części nazywane są drgania, które wykonuje ona po wyprowadzeniu z położenia równowagi (np. przez uderzenie), pod wpływem sił bezwładności i sprężystości bez oddziaływania obciążeń zewnętrznych. Są one charakteryzowane poprzez uporządkowany zbiór częstotliwości, postaci i współczynników tłumienia zależnych wyłącznie od kształtu i wymiarów konkretnej części oraz zastosowanego do jej wyrobu materiału.

Znajomość, postaci i częstotliwości, drgań własnych łopatki, pozwala na przeprowadzenie analizy przewidywanych uszkodzeń oraz wpływu zakresy pracy silnika i warunków jego eksploatacji na pojawienie się uszkodzeń.

Ocena częstotliwości drgań własnych łopatek jest bardzo trudna ze względu na ich skomplikowany kształt i charakter obciążeń, którym podlegają. Z tego powodu dla wyznaczenia częstotliwości i postaci drgań łopatek prowadzi się przede wszystkim obliczenia metodą elementów skończonych, przy wykorzystaniu ich trójwymiarowych modeli numerycznych. Wyznaczone w ten sposób częstotliwości i postaci drgań własnych są następnie weryfikowane eksperymentalnie na stanowiskach badawczych.

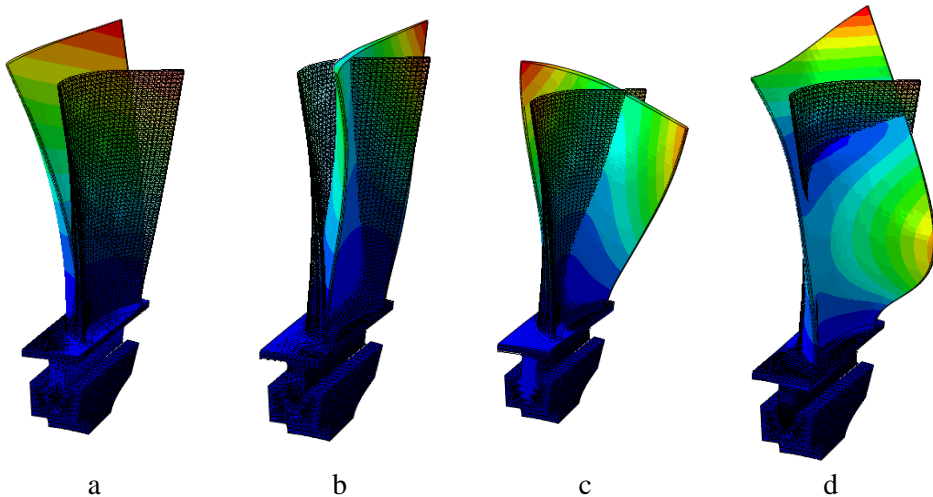
W celu określenia wpływu pokrycia ceramicznego TBC na częstość drgań przeprowadzono własne badania numeryczne. Obiektem badań była łopatka robocza silnika PZL-10W. Rozważono dwa przypadki, gdy łopatka nie posiadała pokrycia oraz z pokryciem ochronnym TBC (Rys. 6.7.).



Rys. 6.7. Wymiary łopatki

Analizowano także wpływ prędkości obrotowej wirnika oraz temperatury na częstotliwość drgań własnych, co zaprezentowano w dalszej części podrozdziału.

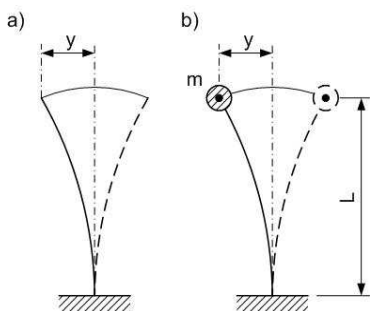
Na Rys. 6.8. pokazano cztery pierwsze postacie drgań własnych łopatki roboczej silnika PZL-10W. Przy drganiach giętych (jako jedynych), ugięcie zachodzi względem osi najmniejszej sztywności profilu, a przekroje prostopadłe do osi podłużnej łopatki nie zmieniają swojego kształtu, a jedynie odchylają się pozostając prostopadłymi do wygiętej osi (Rys. 6.8.a). Przy drganiach skrętnych przekroje poprzeczne łopatki (profile) obracają się wokół swoich środków sztywności bez deformacji (Rys. 6.8.b).



Rys. 6.8. Postacie drgań łopatki roboczej silnika PZL-10W: a – giętna, b – skrętna, c – giętno – skrętna, d – węzeł drgań (źródło: badania własne)

Ze względu na niepokrywanie się środków mas i sztywności przekrojów poprzecznych łopatki, drgania gięte powodują pojawienie się drgań skrętnych i odwrotnie, co prowadzi do występowania jednoczesnych drgań giętno – skrętnych (Rys. 6.8.c). Przy wystąpieniu lokalnych postaci drgań łopatki, jej przekroje poprzeczne ulegają deformacji, a linie węzłowe sytuują się także równoległe do osi podłużnej łopatki (Rys. 6.8.d).

Biorąc pod uwagę skomplikowany kształt łopatki, w literaturze spotyka się uproszczone modele do obliczeń drgań własnych w postaci belki nieważkiej z masą skupioną na wierzchołku pióra oraz model belki z masą rozłożoną równomiernie wzdłuż jej długości (Rys. 6.9.).



Rys. 6.9. Modele do obliczeń drgań własnych łopatki w postaci belki nieważkiej, ale sztywnej: a) z masą równomiernie rozłożoną wzdłuż pióra, b) z masą skupioną na wierzchołku pióra

Część drgań, dla belki z równomiernie rozłożoną masą przedstawia zależność [5.]

$$f = \frac{\alpha_i}{2\pi \cdot l^2} \sqrt{\frac{E \cdot I}{\rho \cdot F}}, \quad (6.35)$$

w której wartości współczynnika α_i zależą od rozpatrywanej postaci drgań i zmieniają się według zależności $\alpha_1=3,52$ dla jednowęzłowej, $\alpha_2=22$ dla dwuwęzłowej i dalej (dla $i>2$)

$$\alpha_i = \frac{(2i-1)^2 \pi^2}{4}, \quad (6.36)$$

gdzie:

l – długość pióra,

E – moduł sprężystości podłużnej materiału,

I – geometryczny moment bezwładności przekroju poprzecznego belki

ρ – gęstość materiału,

F – pole przekroju poprzecznego.

Częstotliwości drgań własnych łopatek wirnikowych, w stosunku do częstotliwości spoczynkowych, zmieniają się w trakcie ruchu obrotowego wirnika, bowiem znajdują się one wówczas w polu przyspieszeń dośrodkowych. Siły odśrodkowe, działające na masę piór łopatek, działają usztywniająco na pióra ograniczając amplitudy drgań i jednocześnie zwiększając ich częstotliwości w miarę wzrostu prędkości obrotowej wirników.

Częstotliwość drgań własnych łopatki wirującej można wyznaczyć ze wzoru

$$f_d = \sqrt{f^2 + (\Delta f)^2}, \quad (6.37)$$

gdzie:

f – częstotliwość drgań własnych łopatki wirującej,

Δf – przyrost częstotliwości wskutek oddziaływania sił odśrodkowych,

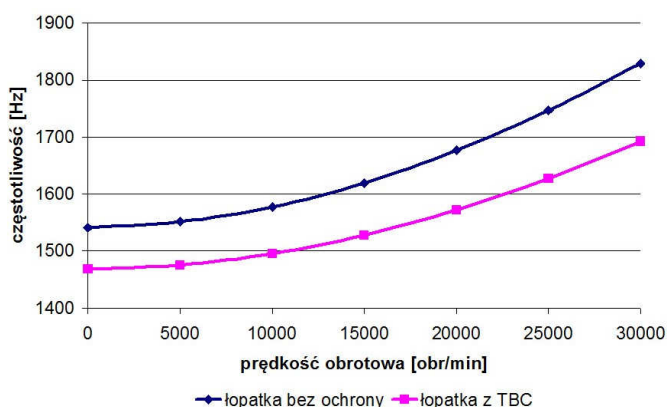
$$\Delta f = \alpha \left(\frac{n}{60} \right)^2. \quad (6.38)$$

Przy czym wartość współczynnika α zależna jest od rozkładu masy wzdłuż pióra łopatki i postaci drgań. Dla łopatek o niezmiennym polu przekroju poprzecznego może być ona w przybliżeniu wyznaczona ze wzoru

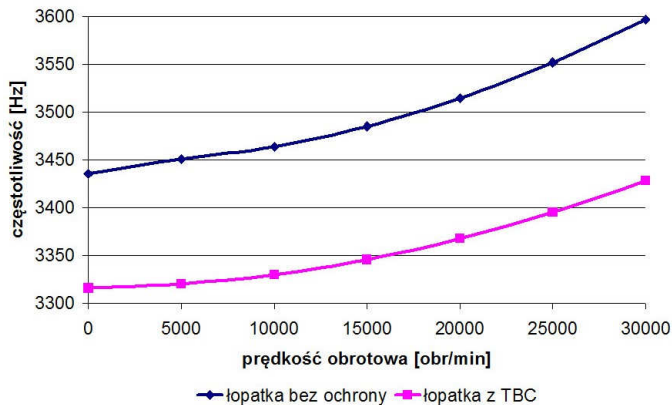
$$\alpha = 0,8 \frac{R_0 + R_1}{L} - 1, \quad (6.39)$$

w którym R_0 i R_1 są odpowiednio promieniami podstawy i wierzchołka pióra łopatki.

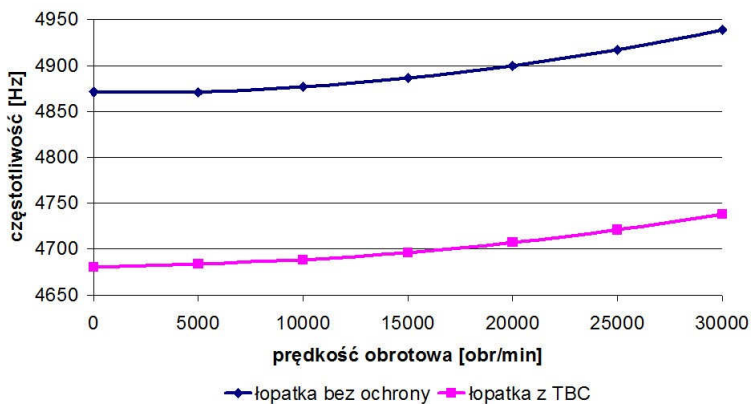
Na Rys. 6.10.–6.13. pokazano wyniki numeryczne zmian częstotliwości drgań własnych, w całym zakresie pracy dla łopatki silnika PZL-10W dla łopatki bez pokrycia oraz z warstwą TBC. Analizując wykresy, wpływ prędkości obrotowej jest najbardziej widoczny dla pierwszej postaci, a wzrost wartości częstości drgań jest na poziomie 18%, biorąc pod uwagę skrajne prędkości obrotowe. Zastosowanie pokrycia ceramicznego powoduje zmniejszenie częstości drgań własnych, w całym zakresie prędkości, w odniesieniu do łopatki bez pokrycia. Dla pierwszej postaci różnice te wynoszą od 4,7% do 7,4% i wzrastają wraz ze zwiększaniem prędkości obrotowej. Dla czwartej postaci różnice są już mniejsze i zawierają się w zakresie od 0,7% do 1,7% w odniesieniu do łopatki bez pokrycia.



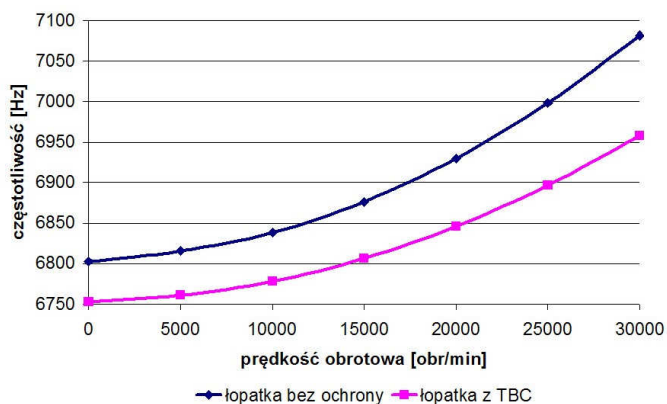
Rys. 6.10. Wyniki dla pierwszej postaci drgań własnych (źródło: badania własne)



Rys. 6.11. Wyniki dla drugiej postaci drgań własnych (źródło: badania własne)



Rys. 6.12. Wyniki dla trzeciej postaci drgań własnych (źródło: badania własne)



Rys. 6.13. Wyniki dla czwartej postaci drgań własnych (źródło: badania własne)

Istotny wpływ na częstotliwość drgań własnych łopatkki ma temperatura części roboczej. Wzrost temperatury pociąga za sobą zmniejszenie wartości modułu sprężystości podłużnej materiału, co powoduje zmianę częstotliwości drgań własnych zgodnie z zależnością [5]

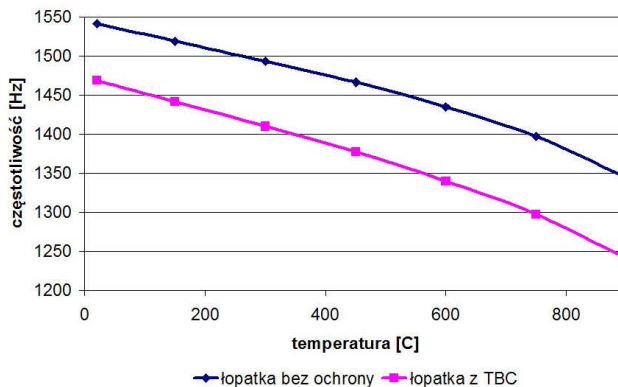
$$f_T = f_{20} \sqrt{\frac{E_T}{E_{20}}} , \quad (6.40)$$

gdzie:

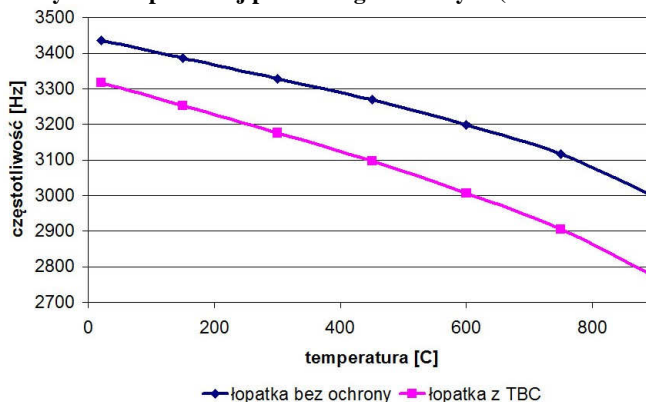
f_T i f_{20} – są odpowiednio wartościami częstotliwości drgań własnych w temperaturze roboczej i temperaturze $+20^{\circ}\text{C}$,

E_T i E_{20} – są odpowiednio wartościami modułów sprężystości podłużnej materiału w temperaturze roboczej i temperaturze $+20^{\circ}\text{C}$.

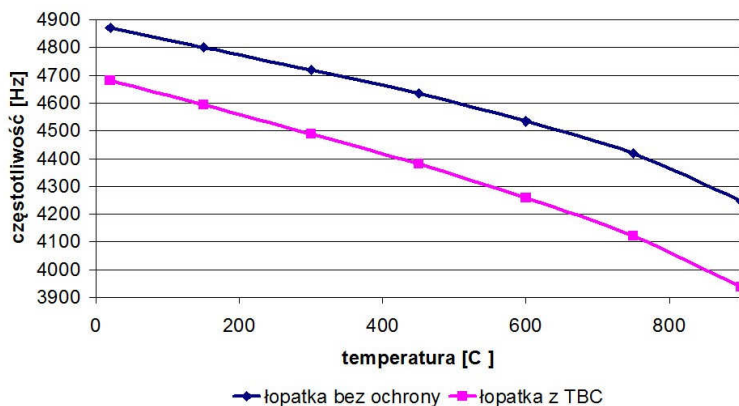
Na Rys. 6.14.–6.17. przedstawiono wyniki wpływu temperatury nagrzania części profilowej łopatkki roboczej silnika PZL-10W dla łopatkki bez pokrycia oraz z warstwą TBC. Dla wszystkich postaci następuje spadek wartości częstości drgań własnych o około 12,8% w stosunku do łopatkki nienagrzanej.



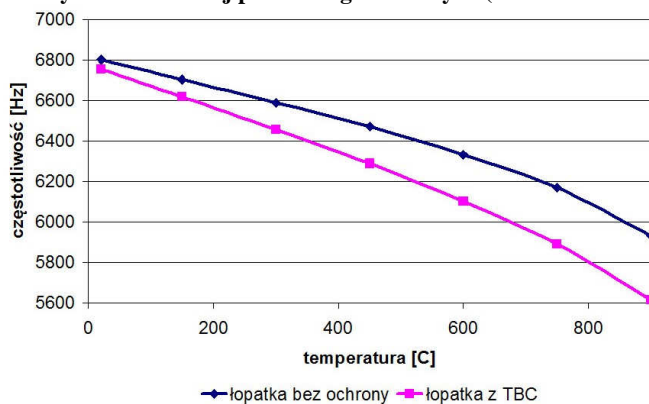
Rys. 6.14. Wyniki dla pierwszej postaci drgań własnych (źródło: badania własne)



Rys. 6.15. Wyniki dla drugiej postaci drgań własnych (źródło: badania własne)



Rys. 6.16. Wyniki dla trzeciej postaci drgań własnych (źródło: badania własne)



Rys. 6.17. Wyniki dla czwartej postaci drgań własnych (źródło: badania własne)

W odniesieniu do łopatki bez pokrycia, zastosowanie pokrycia ceramicznego powoduje zmniejszenie częstości drgań własnych, w całym zakresie temperatur. Dla pierwszej postaci różnice te wynoszą od 4,7% do 7,7% i maleją wraz ze wzrostem temperatury. Dla czwartej postaci różnice są już mniejsze i zawierają się w zakresie od 0,7% do 5,3%, w odniesieniu do łopatki bez pokrycia.

Częstotliwość wymuszającą można wyznaczyć z prostego wzoru

$$f_w = z \frac{n}{60}, \quad (6.41)$$

gdzie:

z – liczba łopatek na obwodzie stopnia,

n – prędkość obrotowa.

Na wieńcu pierwszego stopnia silnika PZL-10W jest rozmieszczonych 51 łopatek, zatem maksymalna częstość wymuszająca wynosi 22500Hz.

Skupiając się na parametrach pracy łopatki, przy prędkości obrotowej 30000obr/min i temperaturze 900°C, najbliższej częstotliwości wymuszającej jest wartość 22347Hz odpowiadająca czternastej postaci drgań własnych.

Zastosowanie pokryć TBC na powierzchni roboczej łopatki niesie ze sobą dwie zmiany mające wpływ na częstość drgań własnych. Jest to zmiana momentu bezwładności przekroju oraz zmiana temperatury spowodowana własnościami izolacyjnymi pokrycia ceramicznego.

6.4. Uzyskiwanie niejednorodnych pól naprężeń w programie Abaqus (łopatka robocza)

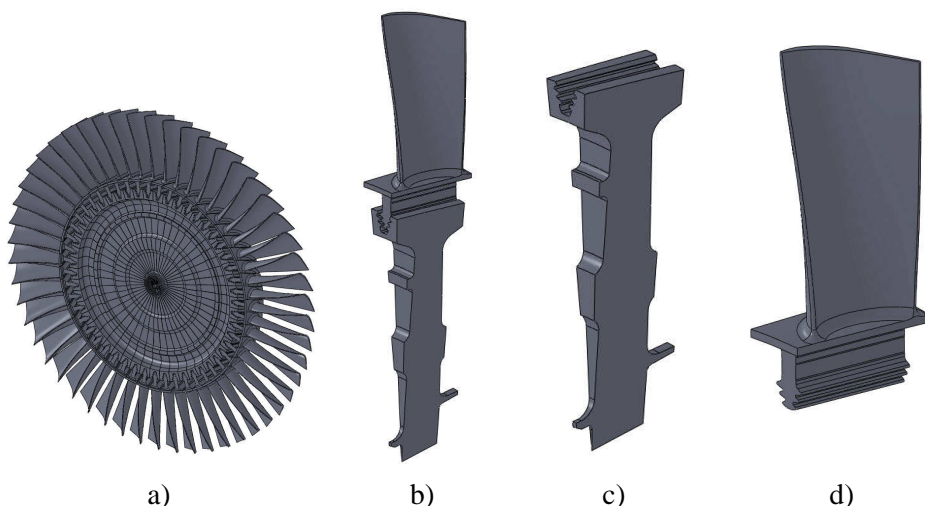
W podrozdziałach 6.1 i 6.2 zaprezentowano główne obciążenia mechaniczne jakim poddawana jest łopatka podczas pracy. Zarówno rozciąganie łopatek jak i zginanie wywołują w przekrojach naprężenia normalne. Dodatkowo podczas pracy, w łopatce występują także naprężenia styczne:

- od działania momentów skręcających sił wywołanych działaniem czynnika przepływającego,
- od działania momentów skręcających sił masowych łopatki,
- od drgań skrętnych części roboczej łopatki.

W celu uzyskania wartości naprężeń zredukowanych, pochodzących od tak skomplikowanego układu obciążeń, konieczne staje się stosowanie metod numerycznych.

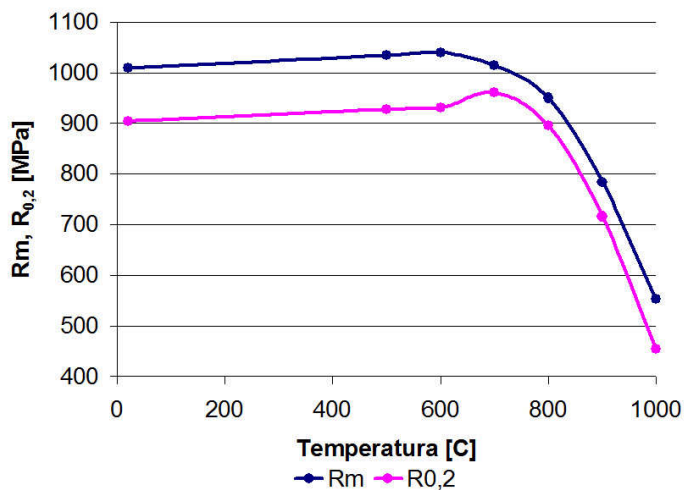
6.4.1. Przygotowanie modelu do symulacji

Turbina napędowa silnika PZL-10W (Rys. 6.18.a) składa się z 51 łopatek (Rys. 6.18.d). Łopatki mocowana są do tarczy za pomocą połączenia jodełkowego.



Rys. 6.18. Model 3D

Ze względu na symetrię, dalszej analizie została poddana jedna łopatką wraz z wycinkiem tarczy (Rys. 6.18.b). W celu zredukowania czasu obliczeń znaczna część tarczy poniżej połączenia jodełkowego została odcięta. Materiałem, który jest stosowany do wyrobu wyżej wspomnianej łopatki jest stop ŻS6U. W symulacji uwzględniono sprężysto – plastyczny opis materiału wraz ze zmianami jakie zachodzą pod wpływem temperatury. Charakterystyki wytrzymałości na rozciąganie R_m i granicy plastyczności $R_{0,2}$ stopu ŻS6U przedstawiono na Rys. 6.19.

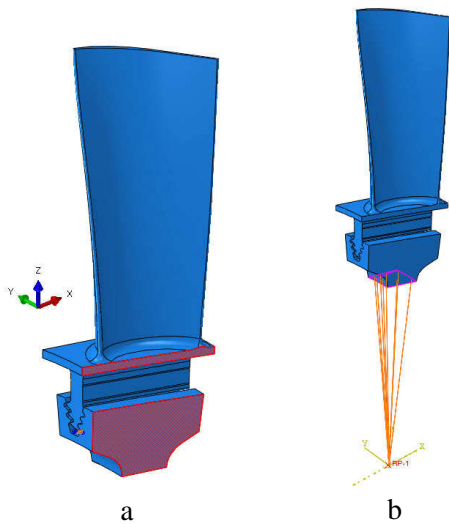


Rys. 6.19. Charakterystyki materiału ŻS6U

Ze względu na fakt, że maksymalne naprężenia występują dla maksymalnej prędkości obrotowej, wynoszącej około 29500–30000obr/min, w symulacji posłużono się analizą statyczną. W modelu uwzględniono także kontakt w połączeniu jodełkowym wprowadzając współczynnik tarcia.

Najistotniejszym etapem jest jednak odpowiednie zadanie warunków brzegowych. Na Rys. 6.20.a kolorem różowym zostały zaznaczone powierzchnie, które mogą doznawać tylko przemieszczenia wzdłuż kierunku działania siły odśrodkowej. Rysunek 6.20.b prezentuje kolejny warunek brzegowy – zamocowanie wycinka tarczy wraz z łopatką w osi obrotu całego wirnika. Dla całej objętości modelu została także zadana prędkość obrotowa stanowiąca główne obciążenie i wynosząca 30000obr/min. W celu porównania wyników z rozwiązaniem analitycznym nie stosowano w tym przypadku obciążenia termicznego.

Ostatnim etapem przed uruchomieniem analizy jest nałożenie siatki elementów skończonych.



Rys. 6.20. Warunki brzegowe



Rys. 6.21. Siatka elementów

Ze względu na duży stopień skomplikowania geometrii posłużono się elementami czworościennymi typu C3D4 (Rys. 6.21.). Przeanalizowano także wpływ gęstości siatki na wyniki w wybranym punkcie łopatki. Ilości elementów oraz różnicę w wynikach pomiędzy kolejnymi modelami przedstawiono w Tab. 6.1.

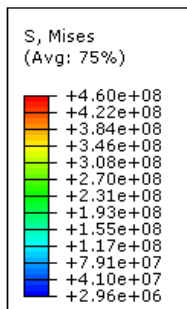
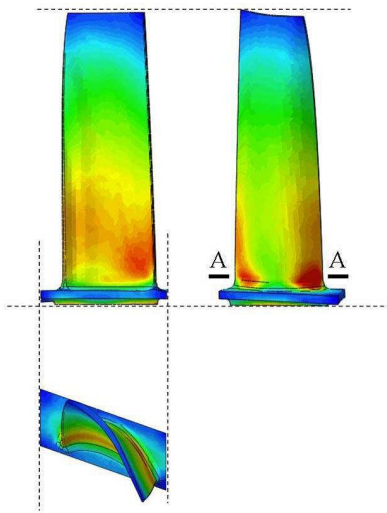
Tab. 6.1. Porównanie siatek elementów skończonych

	I siatka	II siatka	III siatka
	Ilość elementów w modelach		
mocowanie	14682	17624	30252
łopatka	51540	82892	184961
Różnica [%]	-	1,35	0,11

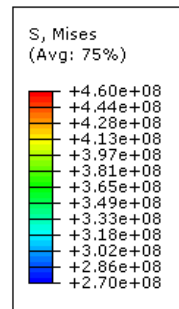
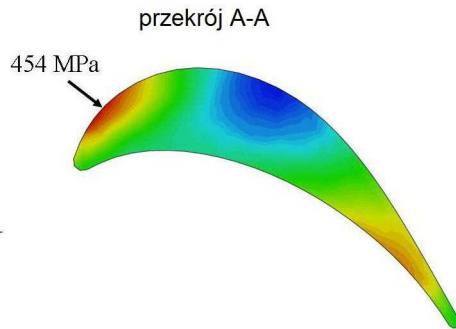
Różnice w wynikach na poziomie 0,1%–1% świadczą o tym, że gęstość siatki została dobrze dobrana.

6.4.2. Analiza wyników

W wyniku przeprowadzonej symulacji otrzymano pola naprężeń zredukowanych Misesa. Maksymalne wartości naprężeń występują u jej podstawy po stronie podciśnienia w bliskiej odległości od krawędzi natarcia (Rys. 6.22.). W celu dokładnego określenia wartości naprężeń i zobrazowania ich rozkładu we wnętrzu łopatki, wykonano przekrój A-A. Maksymalna wartość jaka została odczytana to 454MPa (Rys. 6.23.).



Rys. 6.22. Naprężenia w łopacie

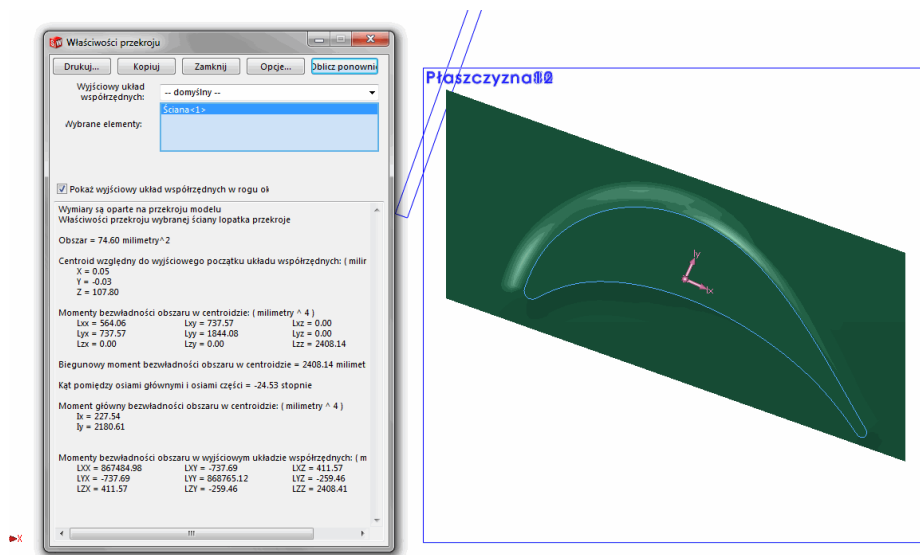


Rys. 6.23. Naprężenia w przekroju niebezpiecznym

W celu weryfikacji uzyskanego wyniku wykonano także obliczenia w oparciu o przedstawioną teorię w punkcie 6.1. i 6.2. Obliczenia prowadzono oddzielnie dla naprężeń rozciągających i dla zginających. W tym przypadku posłużono się metodą tabelaryczną. Metoda ta jest tym bardziej dokładna im więcej zostanie wykonanych przekroji łopatki, w których należy określić: wartość pola przekroju, współrzędne środka ciężkości, wartości maksymalnego i minimalnego momentu bezwładności oraz kąta ich obrotu względem układu centralnego, a także współrzędne punktów w układzie osi centralnych głównych, dla których wykonujemy obliczenia (w przypadku zginania).

W celu uzyskania tak szczegółowych danych posłużono się programem SolidWorks, gdzie zostało wykonanych 13 przekroji, dla których odczytano wymienione wyżej wartości.

Dla przykładu na Rys. 6.24. przedstawiono przekrój numer 10 wraz z wyżej wymienionymi wartościami.



Rys. 6.24. Przekrój numer 10

Pozostałe obliczenia były wykonywane w arkuszu kalkulacyjnym (Tab. 6.2.). W wyniku otrzymano, że wartości naprężeń pochodzące z rozciągania wynoszą 378MPa, zaś od zginania (wartość maksymalna) 46MPa. Zatem różnica pomiędzy wartością otrzymaną w programie Abaqus i naprężeniami normalnymi z obliczeń metodą tabelaryczną wynosi 30MPa. Nie należy jednak przypisywać niedokładności tej drugiej metody, związanej ze skończoną ilością przekroi. Brakującą wartość stanowią naprężenia styczne pochodzące od skręcania. Zaprezentowany, w niniejszym punkcie, model będzie rozszerzony w dalszej części pracy do analizy uszkodzenia pokrycia ochronnego TBC w najbardziej niebezpiecznym miejscu łopatki.

6.5. Wnioski

Podczas projektowania łopatek silników turbinowych niezbędnym jest uwzględnienie zjawiska rezonansu jaki może się pojawić podczas pracy. Ze względu na skomplikowany kształt łopatki, a także wpływ temperatury oraz prędkości obrotowej na częstość drgań własnych łopatki, konieczne jest przeprowadzanie badań numerycznych. W powyższym rozdziale omówiono przeprowadzone badania numeryczne wyznaczając cztery pierwsze postaci drgań własnych oraz przeprowadzono analizę wpływu temperatury i prędkości obrotowej na wartość częstotliwości.

Przeprowadzona na podstawie literatury [62] analiza naprężeń w łopatce, metodą tabelaryczną pozwoliła na określenie maksymalnych wartości i była zbieżna z wyniki z programu Abaqus. Należy jednak zwrócić uwagę, że to zadanie

byłoby znacznie utrudnione gdyby nie fakt użycia modelu 3D łopatki, który pozwolił na szczegółowe określenie charakterystyk geometrycznych poszczególnych przekroi.

Zbudowany model w programie Abaqus oraz uzyskane wyniki posłużą w dalszej części pracy jako model globalny podczas analizy mikro- i makrofragmentu najbardziej wytężonego, przy uwzględnieniu występowania na powierzchni pokrycia ochronnego TBC.

Tabela. 6.2 Wyniki obliczeń naprężeń rozciągających przeprowadzone metodą tabelaryczną

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
n	r_i	F_i	r_i^2	$F_i + F_{i-1}$	$r_{i-1}^2 - r_i^2$	$(F_i + F_{i-1}) \cdot (r_{i-1}^2 - r_i^2)$	$\sum_{i=0}^n (F_i + F_{i-1}) \cdot (r_{i-1}^2 - r_i^2)$	P_i	σ_{ni}
[-]	[mm]	[mm ²]	[mm ²]	[mm ²]	[mm ²]	[mm ⁴]	[mm ⁴]	[N]	[MPa]
-	-	-	2^i	$3_i + 3_{i-1}$	$4_{i-1} - 4_i$	$5_i \cdot 6_i$	$\sum_{i=0}^n 7_i$	$9_i \cdot 3_i$	-
0	165,41	27,22	27360,5	-	-	-	-	-	-
1	159,41	28,72	25411,5	55,9	1948,9	109022,6	109022,6	2179,4	75,9
2	153,41	32,95	23534,6	61,7	1876,9	115749,7	224772,2	4493,2	136,4
3	147,41	37,09	21729,7	70,0	1804,9	126416,6	351188,8	7020,3	189,3
4	141,41	40,7	19996,8	77,8	1732,9	134803,8	485992,7	9715,0	238,7
5	135,41	44,7	18335,9	85,4	1660,9	141842,6	627835,3	12550,4	280,8
6	129,41	49,26	16746,9	94,0	1588,9	149294,9	777130,2	15534,8	315,4
7	123,41	54,57	15230,0	103,8	1516,9	157501,8	934632,0	18683,3	342,4
8	117,41	61,69	13785,1	116,3	1444,9	167986,4	1102618,4	22041,3	357,3
9	111,41	70,68	12412,2	132,4	1372,9	181733,4	1284351,8	25674,2	363,2
10	107,41	74,6	11536,9	145,3	875,3	127160,7	1411512,5	28216,1	378,2
11	105,91	79,97	11216,9	154,6	320,0	49459,3	1460971,8	29204,8	365,2
12	104,91	118,05	11006,1	198,0	210,8	41746,6	1502718,4	30039,3	254,5

7. Obciążenia środowiskowe

Silniki turbinowe, do zasilania, potrzebują zarówno paliwa jak i tlenu zawartego w powietrzu. Najważniejszym parametrem paliwa lotniczego jest jego skład chemiczny, który decyduje o właściwościach eksploatacyjnych paliwa [56]. Podstawowymi związkami chemicznymi paliw lotniczych są: nafteny, izoparafiny oraz aromaty jednopierścieniowe. Olefiny są składnikiem niepożądanym, gdyż pogarszają stabilność termiczną i chemiczną (są źródłem osadów i żywic) ich zawartość waha się w granicach od 0% do 3%. Najbardziej niepożądanym składnikiem paliwa lotniczego jest siarka, która może występować w postaci elementarnej oraz związanej (siarkowodoru, merkaptanów, siarczków, dwusiarczków, tiofenów i innych).

Związki siarki dzielą się na dwie grupy:

- aktywne (siarka elementarna, siarkowodór, merkaptany i inne),
- nieaktywne (siarczki, dwusiarczki, tiofeny i inne).

Maksymalna zawartość siarki ogólnej w paliwach do silników turbinowych może się wahać w granicach 0,1%–0,4%, zaś zawartość siarki w merkaptanach 0,001%–0,005%.

Źródłem zanieczyszczeń substancjami chemicznymi może być także powietrze oczyszczone w niedostateczny sposób, które doprowadzane jest do turbiny. W tym przypadku największe niebezpieczeństwo powoduje oddziaływanie chlorku sodu, który przenika do turbin silników samolotów głównie w strefach nadmorskich i w strefach gleb ze słonych pustyń. Bez względu na to, czy stosowane są specjalne filtry, chlorek sodu przenika do turbin z aerozolami. W powietrzu morskim i nadmorskim zawartość chlorku sodu jest dość duża o czym świadczą dane przedstawione w Tab. 7.1.

Tab. 7.1. Zawartość NaCl w powietrzu

Stan pogody	Zawartość NaCl [mg/kg]	Wymiary cząstek aerozolu [μm]
Dobra	0,01 – 0,05	≤ 5
Umiarkowana	$\leq 0,2$	≤ 20
Zła	≤ 1	≤ 20

W obszarach piaszczystych skład powietrza także może ulec zmianie o dodatkową obecność twardych cząstek, które poruszając się w części przepływowej turbiny z prędkości około 700m/s mogą doprowadzać do erozyjnego niszczenia łopatek turbin.

Zatem połączenie kilku czynników takich jak: obecność sprzyjających korozji związków chemicznych, cząstek twardych oraz temperatury składają się na obciążenia środowiskowe, w wyniku których może dochodzić do korozji, erozji lub najczęściej połączenia tych dwóch zjawisk jednocześnie.

Poniżej zostaną omówione oba te czynniki głównie w odniesieniu do łopatek z pokryciem TBC.

7.1. Korozja

Korozja turbin spalinowych jest niekorzystnym zjawiskiem ograniczającym możliwość podnoszenia sprawności cieplnej ze względu na istnienie temperatury krytycznej, powyżej której rozpoczyna się gwałtowna korozja [74, 121]. Agresywność spalin zależy w znacznym stopniu od składu chemicznego i rodzaju paliwa, warunków jego spalania oraz temperatury, w której spaliny wchodzi w kontakt z tworzywami konstrukcyjnymi.

Z punktu widzenia warunków spalania można przeprowadzić następujący podział:

- spalanie z nadmiarem powietrza,
- spalanie z niedomiarem powietrza.

Zestawienie składu spalin w oparciu o ten podział jest przedstawiony w Tab. 7.2.

Tab. 7.2. Produkty spalania

	Produkty częściowego spalania (spalanie z niedomiarem powietrza)	Produkty całkowitego spalania (spalanie z nadmiarem powietrza)
Paliwo zawierające siarkę lecz nie dające popiołu	CO ₂ , H ₂ O, CO, H ₂ , N ₂ , H ₂ S, S, COS, SO ₂	CO ₂ , H ₂ O, O ₂ , N ₂ , SO ₂ , SO ₃

Zawarte w składzie spalin związki siarki powodują pojawienie się korozji siarczkowo-tlenkowej, głównie w łopatkach pierwszego stopnia. Zjawisko to zostało zaobserwowane w pierwszej połowie lat 60-tych ubiegłego wieku w wyniku następujących przyczyn:

- rozszerzenia strefy zastosowania turbin gazowych,
- wykorzystania paliwa o niskiej jakości,
- zwiększenia okresu eksploatacji łopatek.

Praktyka eksploatacji ujawniła, że siarczkowo tlenkowa korozja obniża wytrzymałość długotrwałą również na skutek zapoczątkowania pęknięć korozyjnych. Podczas procesu siarczkowo-tlenkowej korozji łopatek turbin gazowych zachodzi zubożenie warstwy wierzchniej o niektóre pierwiastki stopowe. Dla większości stopów jest to chrom, aluminium, tytan i inne, przy czym intensywność procesu selektywnego zubożenia jest wyższa od intensywności korozji macierzy stopu.

Inny rodzaj uszkodzenia lokalnego stopów na osnowie niklu, kobaltu lub żelaza, w warunkach siarczkowo – tlenkowej korozji, stanowi korozja międzykryształiczna. Ten rodzaj korozji zachodzi w środowiskach zawierających siarczan sodu w temperaturze wyższej niż 850°C.

Jednak jeszcze bardziej groźne są popioły zawierające wanad w postaci V₂O₅. Stale chromowo-niklowe, w środowisku wanadu, zachowują się nawet gorzej od czystego żelaza. Agresywność V₂O₅ wzrasta znacznie w obecności siarczanu sodu. Można by przypuszczać, że efekt ten jest związany z powstawaniem mieszanin eutektycznych o niższej temperaturze topnienia.

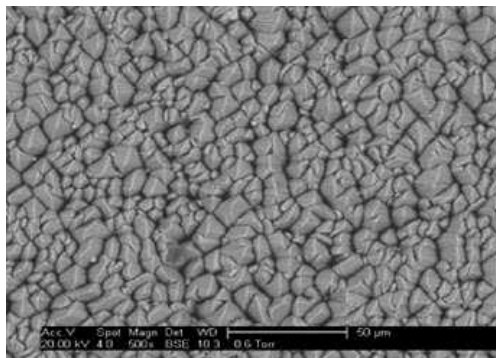
Temat samej korozji stopów, stosowanych do wytwarzania łopatek silników turbinowych, jest bardzo złożony i wykracza poza zakres niniejszej pracy. Należy się bardziej skupić na zjawiskach zachodzących w pokryciu TBC, którego zadaniem jest także ochrona przed korozją łopatki.

Korozja, występująca w pokryciach ochronnych, była przedmiotem badań w kilku pracach [17, 32, 114, 132, 129, 148]. Powłoki TBC były po raz pierwszy testowane w turbinach około 40 lat temu. Firma Pratt and Whitney używała MgO, stabilizowanego cyrkonem pokrywając komory spalania na początku lat 60-tych. Do początku lat osiemdziesiątych stosowano pokrycia YSZ natryskiwane plazmowo przy zastosowaniu metody APS. W latach 80-tych wdrożona została nowa technologia nanoszenia pokryć EB-PVD i była stosowana do nanoszenia warstwy top coat łopatek wirujących [129, 79].

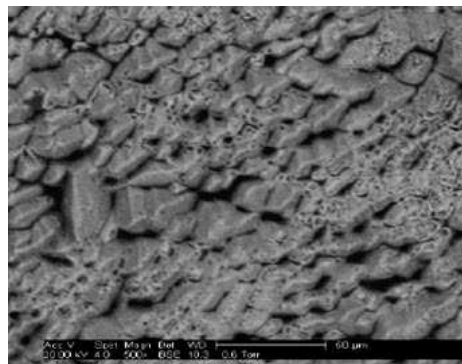
Struktura pokrycia EB-PVD wykazuje szereg zalet. Ze względu na budowę kolumnową jest ona bardziej elastyczna i lepiej znosi odkształcenia pojawiające się przy niedopasowaniu współczynnika rozszerzalności cieplnej pomiędzy podkładem (BC) a pokryciem (TC). Kolumny w strukturze EB-PVD mogą się niezależnie przesuwac co daje dużą tolerancję pojawiających się podczas pracy odkształceń [46, 48]. Pomimo zalet tego typu pokrycia, długość eksploatacji, może być znacznie skrócona w wyniku pojawienia się korozji CMAS. Jest to skrót od pierwszych liter łacińskich nazw pierwiastków: calcium, magnesium, aluminium, silicium [114]. CMAS zawiera zatem takie związki chemiczne jak: CaO, MgO, Al₂O₃, SiO₂, które mogą być zawarte w powietrzu, szczególnie podczas kołowania na płycie lotniska lub przelotu nad pustynnymi terenami. Zaobserwowano, że bardzo małe cząstki o średnicy około 10µm mogą przejść przez system oczyszczania i dostać się do komory spalania. Temperatura topnienia mieszaniny tych związków waha się w zakresie od 1240–1260°C. Cząstki te nie mają wystarczającej energii kinetycznej aby uszkodzić warstwę TBC, ale jednak osadzają się np. na krawędzi natarcia. Stopiona mieszanina CMAS wnika w pory znajdujące się między kolumnami i degradowuje chemicznie oraz mikrostrukturalnie pokrycie. W wyniku chłodzenia CMAS zmienia stan skupienia i pozostaje jako ciało stałe pomiędzy kolumnami pokrycia EB-PVD. Zmieniają się tym samym właściwości cieplno-mechaniczne pokrycia. Wzrasta jego przewodność cieplna, przez co TBC nie stanowi już ochrony przed szokami termicznymi i powłoka traci swoje właściwości dotyczące tolerancji na odkształcenia [17, 132]. Kramer [57] w szczegółach badał efekt jaki wywołuje CMAS na dużych głębokościach pokrycia i stwierdził, że wspomniana stopiona mieszanina gwałtownie penetruje otwarte struktury EB-PVD. Kramer wyznaczył ponadto, że aby CMAS wniknął na 100µm w głąb TBC potrzebuje na to mniej niż minuty, nawet dla niższej temperatury niż 1240°C. **Maksymalna temperatura pracy TBC jest więc limitowana poprzez kapilarne wnikanie CMAS w strukturę pokrycia.**

Na Rys. 7.1. oraz 7.2. [132] został przedstawiony widok od góry na warstwę TBC wykonaną metodą EB-PVD. Rysunek 7.1. odnosi się do próbki kontrolnej,

która nie była poddawana oddziaływaniu żadnych czynników. Wyraźnie można zaobserwować znaczną ilość przerw pomiędzy kolumnami. Na Rys. 7.2. widoczna jest próbka, która była poddana oddziaływaniu temperatury 1300°C przez 4 godziny oraz oddziaływaniu CMAS. W tym przypadku można zaobserwować, że dochodzi do tworzenia skupisk kolumn, ich sklejania oraz powstawania dość znacznych przerw między nimi w postaci czarnych pól.



Rys. 7.1. Próbką kontrolna [132]



Rys. 7.2. Wpływ CMAS [132]

Określenie długości życia warstwy TBC w zależności od CMAS według firmy Honeywell jest zależne od następujących czynników, które mogą być podzielone na poszczególne grupy:

- użycie samolotu: rodzaj lotniska, pułap lotu, czas lotów, czas wyłączenia silnika,
- konstrukcja silnika: wydajność filtrowania powietrza na wejściu, temperatura TC, temperatura BC, grubość TBC, ciśnienie gazu, prędkość gazu,
- materiał: mikrostruktura TBC, skład TBC.

Aby zapobiegać wnikaniu CMAS w przestrzeń między kolumnami firma Honeywell zastosowała napyłanie YSZ na warstwę kolumn naniesionych metodą EB-PVD. Natomiast Levi zastosował na kolumnach EB-PVD napyłanie $Gd_2Zr_2O_7$, które gwałtownie reaguje z CMAS i tworzy 5–10µm gęstą barierę, która chroni przed wnikaniem niepożądanego mieszaniny.

Jak podają autorzy w pracy [32] jedną z metod zapobiegania korozji może być także mycie elementów pracujących w wysokich temperaturach według określonej procedury, w zależności od przeznaczenia samolotu, np. przed każdym startem lub raz w miesiącu. Alternatywną metodą określania częstości mycia komponentów silnika może być użycie boroskopu.

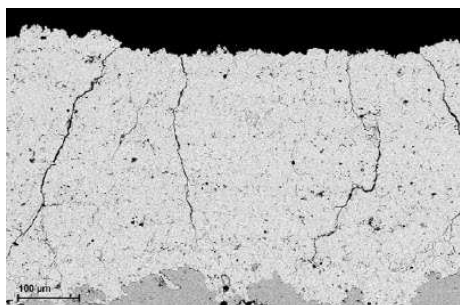
W celu ograniczenia korozji oraz występowania CMAS konieczne jest także utrzymanie czystości powietrza poprzez stosowanie wysoko-wydajnych filtrów oraz przestrzeganie dopuszczalnych zawartości metali alkalicznych np. dla Na + K zawartość w powietrzu może zawierać się w przedziale 0,2–0,6ppm, 0,5ppm dla wanadu i maksymalnie 1% dla siarki. Inną metodą zwalczania korozji może być także stosowanie dodatków do paliwa np. dodatek magnezu może być używany do zwalczania groźnego wanadu, gdyż powstały związek $Mg_3V_2O_8$ ma wysoką temperaturę topnienia. Dodatek cynku używany jest do zwalczania Na-Cl, poprzez obniżenie jego elektrochemicznego potencjału [32].

Na zakończenie tego zagadnienia należy zwrócić także uwagę, że CMAS może być bardziej niebezpieczny dla nowych silników, gdzie występują wyższe temperatury i ich gradienty [114].

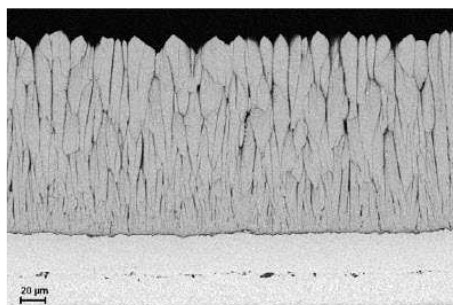
7.2. Erozja

Podczas kołowania samolotu na płycie lotniska lub lądowania może dochodzić do zasysania do silnika cząstek stałych zawartych w powietrzu. Ich znaczna większość jest zatrzymywana na łopatkach sprężarki, jednak te mniejsze potrafią się dostać do sekcji turbiny roboczej [19]. Biorąc pod uwagę aerodynamikę – cząstki większe niż $20\mu m$ nie powinny trafić w krawędź natarcia lub w jej pobliże. Badania dowodzą, że cząstki większe niż $100\mu m$ uderzają w łopatki, których prędkość liniowa wynosi $500\text{--}600\text{m/s}$ i mają wystarczającą energię aby erodować TBC. Uderzenie cząstki większej niż około $500\mu m$ jest wystarczające do wywołania odprysku od podkładu warstwy TBC [114].

Erozja jest powszechnie uznawana jako drugi mechanizm, który pocienia warstwę TBC jako warstwę izolacji. W wielu przypadkach dochodzi nawet do całkowitego jej usunięcia [129, 113]. Ponadto powłoki TBC są bardziej podatne na erozję niż pełne materiały ceramiczne ponieważ występuje w nich porowata struktura. Powłoki nanoszone metodą APS (Rys. 7.3.) posiadają 10–15% porowatości, zaś poprzez to, że pokrycia nanoszone metodą EB-PVD mają strukturę kolumnową (Rys. 7.4.) także ilość porów jest na poziomie 10% [79].



Rys. 7.3. APS [79]



Rys. 7.4. EB-PVD [79]

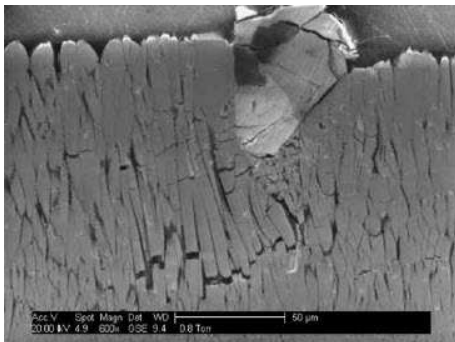
Porównania prędkości erodowania obu typów pokryć dokonali autorzy w pracy [79]. Materiałem erodującym były cząstki aluminium lub krzemu o wymiarach od 40–100 μ m i prędkościach do 300m/s. Analizowane były różne kąty padania materiału erodującego, różne prędkości, temperatury oraz wymiary cząstek. Główny wniosek jest taki, że we wszystkich przypadkach, prędkość erozji dla pokryć naniesionych metodą APS jest większa niż dla EB-PVD.

W zależności od stosowanego sposobu nanoszenia pokrycia (APS lub EB-PVD) można wyróżnić różne etapy lub typy erozji.

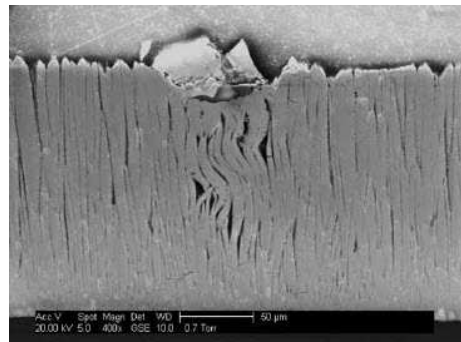
Autorzy w pracy [13] dla pokrycia nanoszonego metodą APS wyróżniają trzy typy:

- niska prędkość erozji – niewielkie uszkodzenia,
- średnia prędkość erozji – uszkodzenie dookoła uderzenia cząstki obcej,
- wysoka prędkość erozji – tunelowe formacje w powierzchni pokrycia.

Dla pokrycia EB-PVD można wyróżnić co najmniej dwa typy mechanizmów erozji. Nazwane one zostały FOD (z ang. foreign object damage) co oznacza uszkodzenie obcym objektem. Na Rys. 7.5. i 7.6. zostały pokazane oba mechanizmy FOD I i FOD II. Mechanizm FOD I odnosi się do dużych uszkodzeń w poprzek kolumn, te uszkodzenia mogą propagować aż do warstwy TGO. Mechanizm FOD II jest nieco inny, ponieważ w tym przypadku dochodzi do absorbowania energii podczas deformacji (wyboczenia) kolumn pokrycia.



Rys. 7.5 Typ I FOD [128]



Rys. 7.6 Typ II FOD [128]

Opis samego przebiegu uderzenia ciała obcego w strukturę EB-PVD jest przedstawiony przez autorów w pracy [18] i składa się z kilku etapów:

- w ciągu 30ns fala sprężysta propaguje aż do warstwy TGO,
- następuje odbicie i propagowanie fali rozciągającej,
- jednocześnie, po 5–10ns górna część kolumn doświadcza zginania. Okres zginania trwa około 100ns,
- po dłuższym czasie ok. 50ns, kiedy prędkość uderzenia i temperatura są stosunkowo duże, pojawiają się odkształcenia plastyczne,
- strefa zagęszczenia rozwija się przez około 1ms aż do odbicia ciała obcego.

Szczegółowe wyniki badań, wpływu morfologii oraz starzenia na erozję powłok, wykonanych metodą EB-PVD, zostały przedstawione w pracy [128]. Z badań tych wynika, że prędkość erozji spada wraz ze spadkiem średnicy kolumn, natomiast starzenie powoduje wzrost prędkości erozji. Uwzględniane były także kąty padania ciała obcego w powierzchnię próbki. Okazuje się, że uderzenia prostopadłe do powierzchni nie są groźne, natomiast w miarę zmniejszania kąta padania rośnie prędkość erozji, zaś graniczną wartość stanowi kąt 10° – 20° , dla którego następuje katastroficzny wzrost prędkości erozji. Te badania podkreślają jak wiele czynników wpływa na długość eksploatacji pokrycia ochronnego.

Autorzy w pracy [23] zwracają uwagę na fakt, że przeprowadzanie symulacji uderzeń cząstek stałych w łopatkę z naniesioną warstwą ochronną TBC jest bardzo trudne. Powodem tego są np. różnice jeśli chodzi o rząd wielkości wymiaru elementu skończonego przy założeniu, że grubość kolumny ma średnicę około $10\mu\text{m}$, uderzający obiekt $100\mu\text{m}$, zaś długość łopatki to kilkadziesiąt milimetrów. Fakt ten powoduje, że przeprowadzenie wiarygodnej symulacji z dokładnie odwzorowaną warstwą TBC staje się niewykonalne. Jednak, jak twierdzą autorzy, jedną z głównych postaci deformacji jest wyginanie kolumn EB-PVD i dlatego można w tym przypadku zastosować symulację 2D.

W wyniku tego, że trudno jest zapobiec pojawieniu się w gazach spalinowych cząstek rzędu mikrometrów, konstruktorzy mają ograniczony kredyt zaufania do nakładanych powłok, a w szczególności na krawędzi natarcia [114].

7.3. Narastanie warstwy TGO

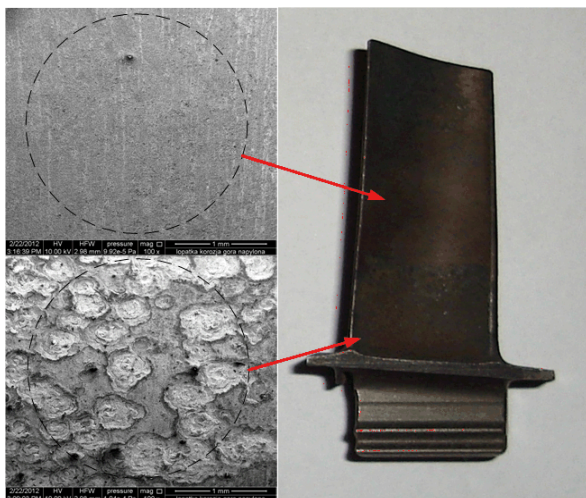
W środowisku czystego gazu spalinowego długość życia pokrycia jest limitowana przez rozwój warstewki TGO. Ten model uszkodzenia jest zawsze obowiązujący [114].

W celu wydłużenia długości pracy pokrycia TBC, biorąc pod uwagę mechanizm uszkodzenia wynikający z rozwoju warstwy TGO zaproponowane są następujące rozwiązania [114]:

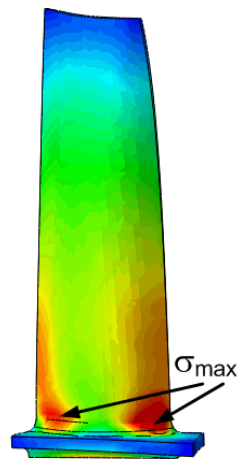
- zredukowanie wzrostu tlenku aluminium,
- zapewnienie wysokiej czystości TGO,
- zminimalizowanie naprężeń jakie powoduje TGO,
- zapewnienie, że w TGO jest faza α -aluminium,
- zahamowanie marszczenia podkładu,
- minimalizowanie niedopasowania, w rozszerzalności cieplnej, między podkładem a stopem metalu,
- zwiększenie wytrzymałości podkładu na pęczanie,
- polepszenie adhezji pomiędzy TGO a TC,
- polepszenie adhezji pomiędzy TGO a BC,
- zminimalizowanie aktywności siarki.

7.4. Badania własne powierzchni łopatki roboczej wraz z analizą chemiczną

Na Rys. 7.7. przedstawiono powiększone pod mikroskopem obrazy w dwóch miejscach łopatki: w połowie jej wysokości oraz w dolnej jej części. Należy zwrócić uwagę na fakt, że łopatka osiągnęła już odpowiedni resurs i została wycofana z eksploatacji. Z analizy tych punktów wynika, że dolna części łopatki jest silnie narażona na erozję oraz korozyjne działanie gazów spalinowych, czego dowodem są widoczne wżery, tworzące jak wyżej wspomniano karby. Karby usytuowane w dolnej części łopatki są bardziej niebezpieczne, gdyż występują tam maksymalne naprężenia pochodzące od zginania łopatki, podczas jej pracy, co uwidacznia Rys. 7.8.



Rys. 7.7. Powierzchnia łopatki (źródło: badania własne)

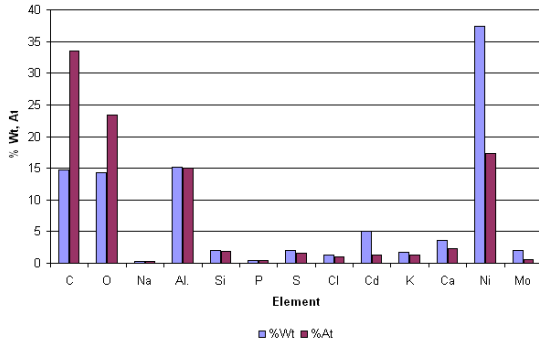


Rys. 7.8. Rozkład naprężeń w łopacie (źródło: badania własne)

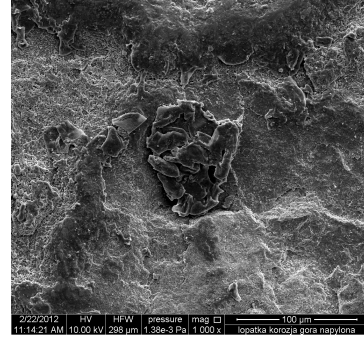
Wykonana została także analiza chemiczna w kilku punktach łopatki w celu określenia procentowego udziału poszczególnych pierwiastków, ich średnią zawartość pokazano na Rys. 7.9.

Wykryto łącznie 13 pierwiastków z czego Ni, Al oraz Mo są pierwiastkami wchodzącymi w skład stopu, z którego wykonana jest łopatka i ich łączny udział wagowy jest największy. Kolejnym pierwiastkiem jest węgiel. Pochodzi on ze spalania paliwa lotniczego i przybiera często formę pojedynczych ziaren sadzy, jak pokazano na Rys. 7.10. Dwa następne pierwiastki o znacznym udziale procentowym to Al oraz O. Aluminium, jak wspomniano wyżej, wchodzi też w skład stopu materiału łopatki i razem z tlenem tworzy związek Al_2O_3 . Aluminium podobnie jak Na, Si, K, Ca może pochodzić także z gleby np. podczas

startu czy lądowania helikoptera wzbudzone są kurz i pył, które są zasysane do silnika. Niebezpieczna jest obecność chloru, który może być w związku z sodem tworząc agresywne środowisko sprzyjające korozji.



Rys. 7.9. Analiza chemiczna powierzchni (źródło: badania własne)



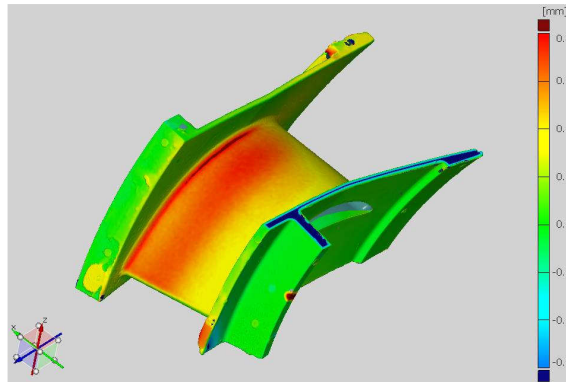
Rys. 7.10. Ziarno sadzy (źródło: badania własne)

Zatem powiązanie korozji chemicznej oraz elektrochemicznej z powstałymi wżerami np. od uderzeń cząstek stałych jak np. piasku będzie powodować obniżenie trwałości zmęczeniowej łopatkę czego dowodem są wyniki przeprowadzonych badań mikroskopowych oraz analiza chemiczna powierzchni roboczej.

7.5. Wyniki prac w ramach projektu kluczowego „Nowoczesne technologie materiałowe stosowane w przemyśle lotniczym” numer POIG.01.01.02-00-015/08-00

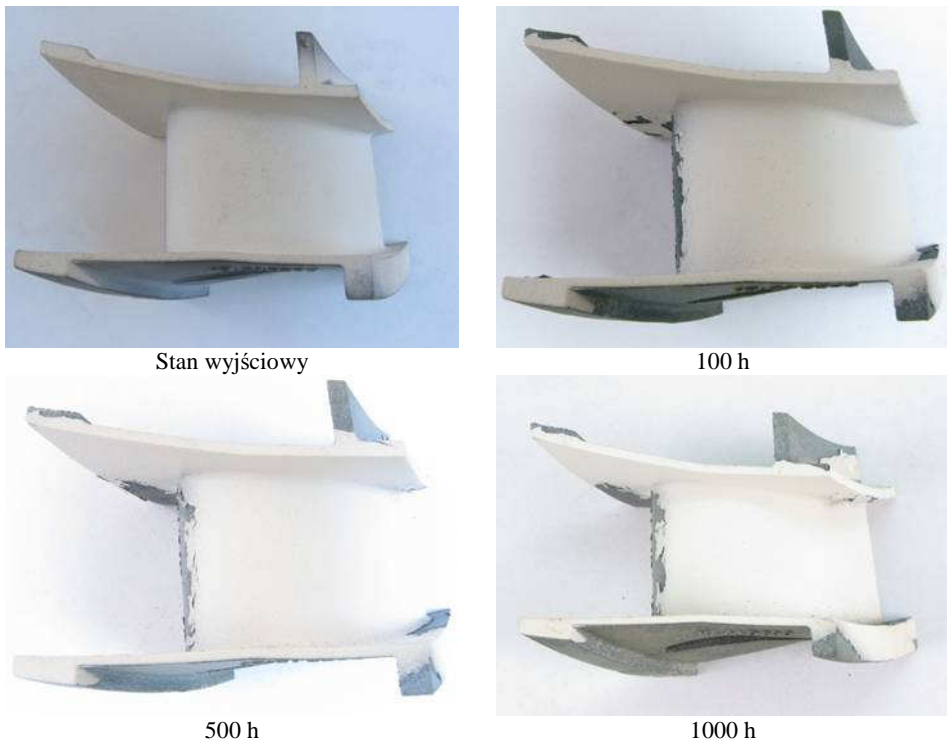
Jednym z tematów prac, zadania badawczego ZB-10, projektu „Nowoczesne technologie materiałowe stosowane w przemyśle lotniczym” było opracowanie parametrów technologicznych procesu powłok TBC metodą natryskiwania cieplnego z zastosowaniem nowoczesnej aparatury Triplex. Tym zadaniem zajmował się zespół z Politechniki Śląskiej.

Początkowo prace dotyczyły wykonania pokrycia ochronnego TBC na łopatkę kierującej silnika PZL-10W. Następnie przy użyciu skanowania dokonano pomiaru jej grubości (Rys. 7.11.). Grubość pokrycia wahała się od około 0,3mm do około 0,8mm. Rozkład był zatem nierównomierny i większa grubość występowała w górnej, środkowej części łopatkę. Wyniki pomiarów grubości pozwalają zatem na optymalizację procesu natryskiwania.



Rys. 7.11. Rozkład grubości pokrycia TBC na łopatkę kierującą (metoda APS) [52]

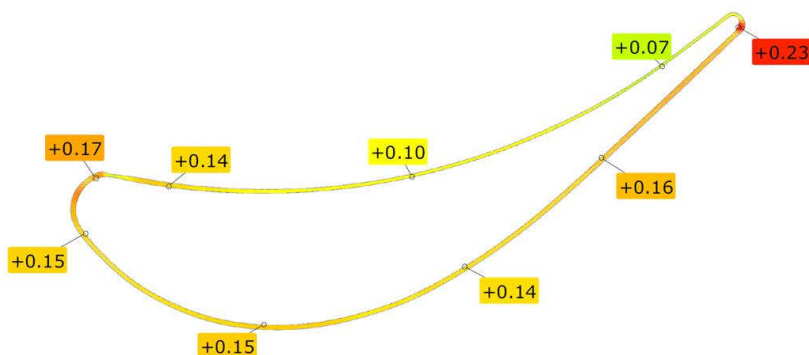
Kolejne próby natryskiwania metodą APS przyniosły już mniejsze zróżnicowanie grubości między 0,23mm a 0,36mm, jednak nadal problemem było wykonanie odpowiedniej grubości na krawędzi natarcia i krawędzi spływu. Po przeprowadzeniu procesu natryskiwania, łopatki zostały poddane cyklicznemu utlenianiu przez 100h, 500h i 1000h. Proces degradacji powłoki widoczny jest na Rys. 7.12.



Rys. 7.12. Degradacja powłoki TBC w wyniku obciążeń środowiskowych [52.]

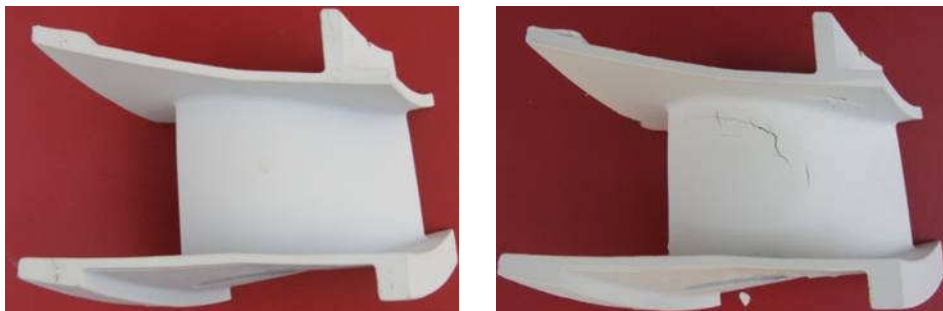
Tak jak można było się spodziewać mniejsza grubość powłoki TBC na krawędzi natarcia spowodowała, że od tego miejsca rozpoczynał się proces degradacji.

Znacznie lepsze efekty, biorąc pod uwagę rozkład grubości warstwy TBC, zostały osiągnięte dla pokrycia wykonanego metodą EB-PVD (Rys. 7.13.).



Rys. 7.13. Rozkład grubości pokrycia TBC (metoda EB-PVD) [53.]

W tym przypadku grubość wahała się od 0,07mm do 0,17mm, zaś minimalne wartości nie występowały na krawędziach natarcia czy też splywu. W przypadku pokrycia EB-PVD inaczej przebiegał proces degradacji pokrycia przy cyklicznym utlenianiu (Rys. 7.14.).



Rys. 7.14. Degradacja powłoki TBC w wyniku obciążeń środowiskowych [150]

Przeprowadzone badania stanowią bardzo ważne źródło informacji z punktu widzenia symulacji MES. Zmienna grubość cienkiego pokrycia TBC, przy stosowaniu modelu przestrzennego łopatki, jest pewnym wyzwaniem, gdyż wymaga zastosowania gęstej siatki. Należy jednak dążyć do jak najlepszego odwzorowania szczegółów geometrycznych pokrycia, gdyż to gwarantuje wiarygodność przeprowadzonej symulacji.

7.6. Wnioski

Bardzo trudnym problemem, z punktu widzenia symulacji numerycznych, staje się modelowanie zjawisk korozji oraz erozji. Przeprowadzone obserwacje mikroskopowe łopatek, po przepracowanym resursie, wskazują, że są miejsca mniej lub bardziej dotknięte erozją. Modelowanie tego typu zjawisk wymagałoby przeprowadzenia symulacji typu FSI z dodatkowym uwzględnieniem poruszających się cząstek stałych uszkadzających łopatkę. Także, pod względem występowania korozji chemicznej, w chwili obecnej, metody numeryczne nie są aż tak zaawansowane. Ciekawym zjawiskiem jest korozja typu CMAS, którą w skali mikro, dla pokrycia typu EB-PVD, można wykonać oraz ocenić jak pogarszają się własności cieplne pokrycia oraz mechaniczne, gdyż kolumny wypełnione zastygniętym CMAS nie są już elastyczne a więc łatwiej może dojść do ich uszkodzenia.

8. Uszkodzenia łopatek silników turbinowych w wyniku eksploatacji

Artykuł [12] zestawia różne rodzaje obciążeń jakim poddawane są łopatki podczas ich eksploatacji. Autor szczegółowo analizuje takie obciążenia jak:

- mechaniczne,
- impaktowe, pochodzące od uderzeń cząstek stałych,
- wywołane przez szoki termiczne,
- wywołane długotrwałym oddziaływaniem wysokich temperatur,
- prowadzące do zmęczenia materiału łopatki,
- środowiskowe (korozja).

Odnosząc się do drugiego z w/w obciążeń, autor wyraźnie zwraca uwagę na fakt, że do zasilania silnika turbinowego potrzebne są duże ilości powietrza i że nie ma możliwości jego filtracji. Przed dostaniem się ciał obcych do wewnętrznych części silnika chronią jedynie łopatki kompresora, które wykonywane są z dobrych gatunkowo stali tak by przejąć uderzenia. Rzadziej stosuje się siatki lub ekrany, a stosowanie cyklonów do filtracji w przypadku helikopterów operujących w warunkach pustynnych, jest bardzo drogie.

Łopatki są zawsze projektowane tak aby przeciwdziałać wysokocyklicznemu [134, 150] zmęczeniu. Jeśli zakładając, że wirują one z prędkością 35000obr/min to na godzinę ilość cykli wynosi $2,1 \cdot 10^6$ i jest to wystarczająco dużo aby uzyskać poziom demarkacyjny wynoszący około 10^9 cykli w mniej niż 500h. Tak krótki czas pracy nie pozwoliłby na ekonomiczną eksploatację statków powietrznych, w których trzeba by było dokonywać częstych wymian łopatek.

Innym, bardziej groźnym i mniej przewidywalnym zjawiskiem jest niskocykliczne zmęczenie [134, 150] i jest związane z występowaniem rezonansu, gdy częstość wymuszenia osiąga częstość drgań własnych łopatki. Pojawiają się wtedy na tyle duże obciążenia aby wywołać trwałe odkształcenia w łopatce. Z każdym cyklem te odkształcenia narastają i dochodzi w pewnym momencie do katastroficznego zniszczenia. Dlatego niebezpiecznym okresem jest czas rozprędzania silnika oraz jego hamowania.

Problem analizy uszkodzenia łopatek pracujących w rzeczywistych warunkach eksploatacji samolotu jest zagadnieniem trudnym. Aby zidentyfikować przyczynę uszkodzenia należy przeprowadzić kompleksowe badania takie jak:

- metalograficzne – w celu zbadania mikrostruktury materiału,
- fraktograficzne – mające na celu wykrycie ewentualnych pęknięć, wżerów,
- chemiczne – służące do wykrycia pierwiastków powodujących korozję,
- symulacje numeryczne – których głównym celem jest zlokalizowanie miejsc najbardziej wyczerpanych w łopatce oraz wyznaczenie częstości drgań własnych,
- analiza statystyczna – ilość godzin pracy, startów, lądowań oraz ewentualnych anomalii.

W analizowanej literaturze znalazły się nie tylko prace dotyczące łopatek lotniczych silników turbinowych z pokryciami ochronnymi oraz bez, lecz także dotyczące łopatek silników turbin stacjonarnych oraz łopatek wentylatorów. Mechanizmy degradacji łopatek i następujące konsekwencje są różne. Zależą one od staranności zaprojektowania, wykonania oraz wartości przyjętych współczynników bezpieczeństwa. Mechanizmy te można sklasyfikować następująco:

- uszkodzenie łopatek silników turbinowych, lotniczych objawia się drganiami w wyniku oderwania fragmentów profilu aerodynamicznego łopatki. Uszkodzenia tego typu w każdym przypadku zmuszały pilota do lądowania, lub przerwania testu, jednak nie były to uszkodzenia katastroficzne [49],
- uszkodzenia łopatek turbin stacjonarnych mają charakter katastroficzny, uszkodzenia objawiają się drganiami oraz spadkiem mocy prawie do zera, uszkodzenia występują przeważnie w dolnej części łopatki i przyczyną tego jest często niskocykliczne zmęczenie [44],
- uszkodzenia takich maszyn jak wentylatory również skutkują katastroficznym efektem oderwania części aerodynamicznej, jednak tutaj przyczyna wynika ze złego zaprojektowania, gdyż częstość drgań własnych łopatki jest bliska częstości jej pracy i dochodzi do rezonansu [137].

Pokrycia ochronne łopatek możemy podzielić na dwie kategorie:

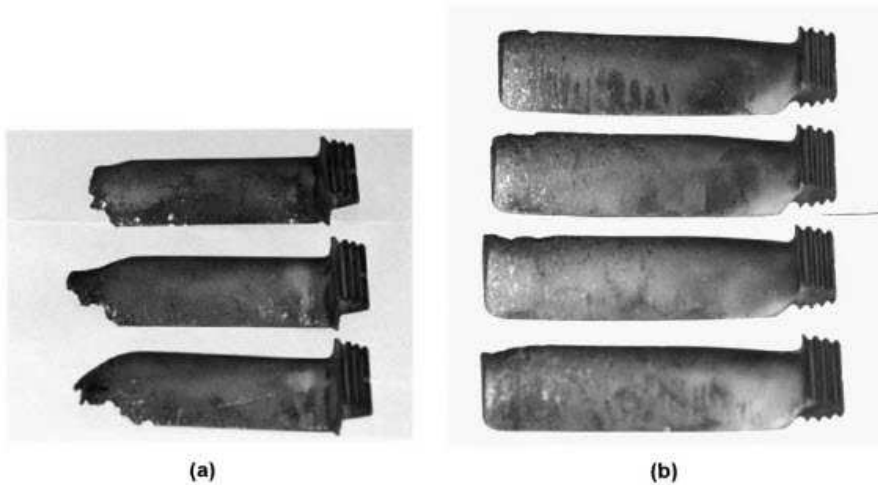
- pokrycia zapobiegające utlenianiu i korozji materiału łopatki [8, 37, 39, 139] oraz,
- pokrycia dodatkowo stanowiące barierę cieplną (TBC) [4, 70, 97, 108, 142].

Z przeglądu literatury dotyczącej opisu zachowania się w trakcie eksploatacji rzeczywistych łopatek wynika, że brak jest dokładniejszych informacji dotyczących mechanizmów uszkodzania się łopatek z pokryciami ceramicznymi TBC. Jedną z przyczyn może być to, że częściej warstwa TBC dotyczy łopatek kierujących, a więc nie podlegających działaniu siły odśrodkowej.

Inaczej jest w przypadku łopatek bez żadnych pokryć, których uszkodzenia analizują autorzy w pracach [30, 36, 49, 58, 63, 84, 86, 91, 104, 106, 137].

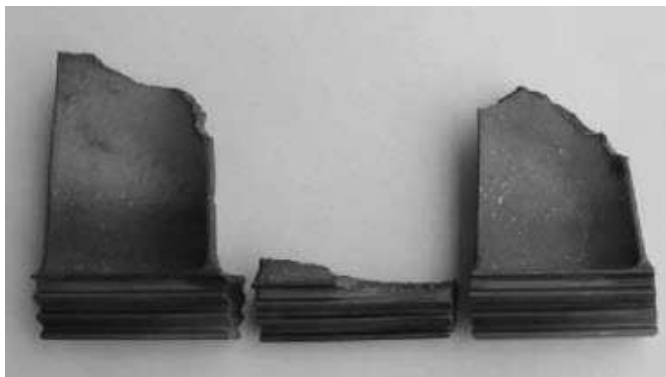
Po pierwsze należy zwrócić uwagę na fakt, że najbardziej narażone na uszkodzenie są łopatki pierwszego stopnia, gdyż są one poddane oddziaływaniu najwyższych temperatur. W pracy [104] autorzy podają, że temperatura gazów spalinowych spada z pierwszego stopnia na drugi z 890°C do 685°C. Zatem łopatki drugiego stopnia pracują w bardziej „przyjaznych” warunkach, gdyż dodatkowo są mniej narażone na uderzenia od ciał obcych. Rezultat różnicowanych warunków pracy jest widoczny na Rys. 8.1. [104].

Łopatki w kolumnie „a” pochodzą z pierwszego stopnia, zaś w kolumnie „b” z drugiego stopnia. W wyniku braku pokrycia ochronnego dochodziło do pojawiania się korozji oraz erozji i w rezultacie utraty górnych części profilu aerodynamicznego. Skutkiem tego były wibracje podczas pracy silnika i pilot był zmuszony do lądowania. Autorzy pracy [84] stwierdzają, że często oprócz uszkodzenia końca części aerodynamicznej łopatki dochodzi także do jej oderwania u samej podstawy.



Rys. 8.1. Łopatki pierwszego stopnia (a), łopatki drugiego stopnia (b) [104]

Wydawać by się mogło, że jest to skutek źle zaprojektowanej łopatki pod względem wytrzymałościowym lub nieuwzględnienie zmęczenia wysokocyklicznego, gdyż jak pokazano w rozdziale 6.4.2. w miejscu utwierdzenia łopatki dochodzi do największych koncentracji naprężeń. Jednak obserwacje złomu wskazują na działanie innych zjawisk. Po pierwsze złom wykazuje dwie różne powierzchnie, pierwsza posiada przebarwienia i jest płaska zaś druga jest „świeża” i chropowata. Inicjacja zniszczenia zaczęła się na krawędzi natarcia – od początkowego pęknięcia wywołanego przez uderzenie ciała obcego. Następnie zaś pęknięcie rozwijało się w wyniku powstania spiętrzenia naprężeń, aż osiągnięta została krytyczna powierzchnia (w przybliżeniu jest to około 1/3 powierzchni przekroju) i doszło do gwałtownego oderwania profilu aerodynamicznego (Rys. 8.2.).

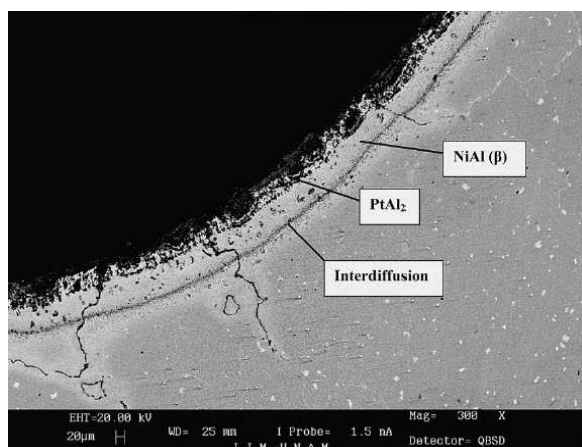


Rys. 8.2. Uszkodzone łopatki [84]

Często stosowanymi pokryciami dyfuzyjnymi są związki zwane alumidkami np. Ti-Al, Ni-Al, Pt-Al [8, 37, 39, 71, 87, 139]. Powłoki alumidkowe cechuje m.in. około dziesięciokrotnie mniejsza grubość niż powłok termo – ochronnych TBC. Powłoki te mają zapobiegać głównie utlenianiu podłoża przez co łopatki mogą pracować dłużej i w wyższych temperaturach dochodzących do 1000°C. Nie jest to wartość graniczna dla pracy łopatki, gdyż przy zastosowaniu chłodzenia wewnętrznego i powłoki TBC poziom bezpiecznej temperatury wynosi ponad 1200°C.

Degradacja pokrycia dyfuzyjnego przebiega na dwa sposoby[71], tj. poprzez:

- utratę jednego z pierwiastków podłoża, jakim jest Al i tworzenie cienkiej warstwy Al_2O_3 na powierzchni,
- powstanie nietrwałej warstwy, na styku pokrycie-podłoże, gdzie materiał podłoża przenikał do pokrycia.

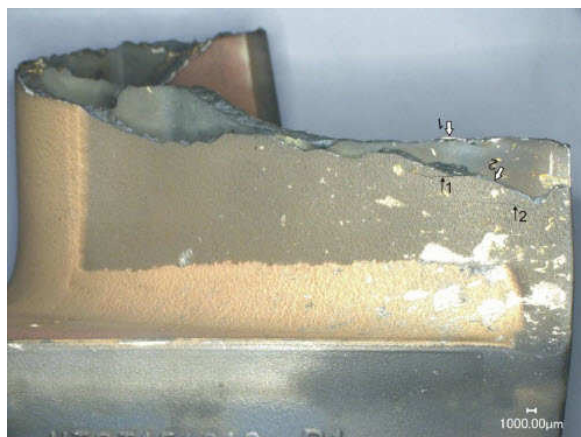


Rys. 8.3. Propagacja pęknięć w głąb materiału łopatki w otworze chłodzącym [71]

Jednak, w tym przypadku, powodem uszkodzenia łopatki były znaczne koncentracje naprężeń w pobliżu otworów chłodzących oraz zmęczenie cieplne, co skutkowało pojawieniem się pęknięć zarówno w pokryciu jak i podłożu (Rys. 8.3.). Na zdjęciu widoczna jest tutaj także zaleta pokryć alumidkowych, gdyż ze względu na małą grubość około 40µm można w ten sposób pokrywać kanały chłodzące łopatki.

Uszkodzenia dotyczą także łopatek stacjonarnych turbin gazowych. W pracy [91] analizowano przyczyny uszkodzenia łopatki pierwszego stopnia, wykonanej z Inconelu 738, posiadającej chłodzenie wewnętrzne oraz z wykonaną warstwą ochronną TBC (Rys. 8.4.). Uszkodzenie, które powodowane było dużymi drganiem całej turbiny pojawiło się po około 1069 godzinach pracy i po 58 cyklach start - zatrzymanie. Przeprowadzono inspekcje makroskopowe, badania mikroskopowe oraz analizy metalograficzne. Wykryto, że jedna z czterech uszkodzo-

nych łopatek miała wstępne pęknięcie wywołane zmęczeniem. Krytyczną chwilą było przeciążenie turbiny, co doprowadziło do zniszczenia łopatki ze wstępnym pęknięciem oraz trzech sąsiednich. Badania mikroskopowe dowiodły, że wstępne pęknięcie było wywołane wadami metalurgicznymi w postaci porów na krawędzi natarcia. Nie bez znaczenia było także występowanie zjawiska kawitacji.

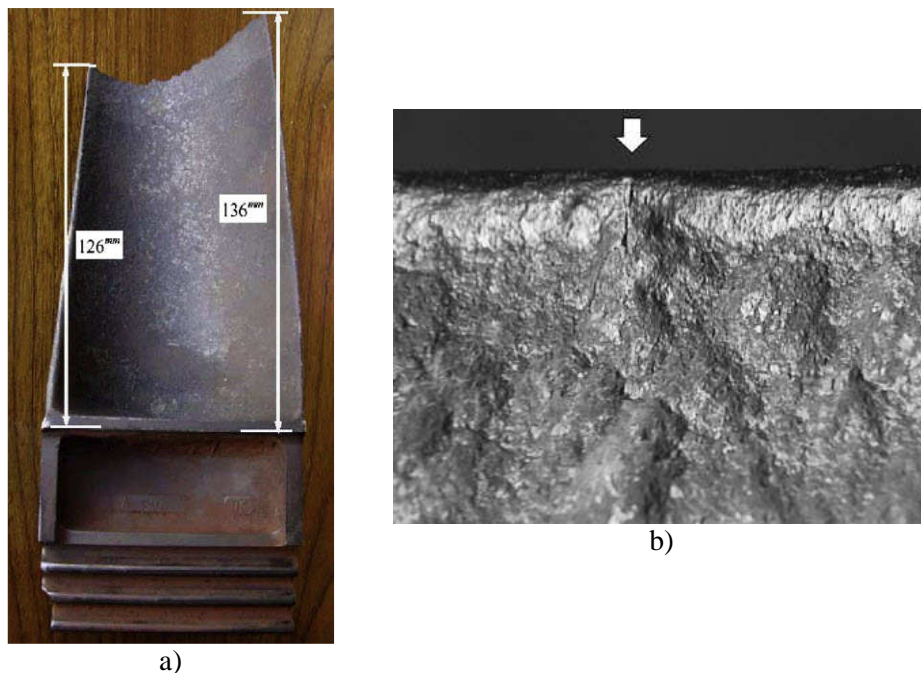


Rys. 8.4. Łopaska z chłodzeniem wewnętrznym i pokryciem TBC [91]

Uszkodzenie łopatek turbiny, bez pokrycia TBC, zostało pokazane w pracy [86]. Była to także, podobnie jak w pracy [91] turbina stacjonarna - gazowa. Jej łopatki były wykonane z Inconelu 738LC. Do chwili uszkodzenia turbina pracowała przez około 73500h, zaś samo uszkodzenie łopatek spowodowało duże zniszczenia konstrukcji turbiny.

Badania rozpoczęły się od inspekcji okiem nieuzbrojonym powierzchni zniszczenia, następnie zbadano mikrostrukturę, określono twardość oraz wykonano badania chemiczne. Wyniki pokazały, że na powierzchni łopatki (Rys. 8.5.a) występowała znaczna ilość wżerów oraz, że były także ślady zmęczenia materiału. Późniejsze symulacje MES dowiodły, że okazjonalnie mogło dochodzić do rezonansu w trzeciej postaci. Nie zauważono podczas oględzin krytycznych zmian mikrostruktury materiału turbiny. Do inicjacji pęknięcia dochodziło w wyniku korozji wysokotemperaturowej (Rys. 8.5.b). Pęknięcie to rozwijało się także w wyniku zmęczenia i ostatecznie dochodziło do zmniejszenia przekroju poprzecznego łopatki, co skutkowało zakończeniem procesu uszkodzenia i odrywaniem fragmentu łopatki. Stosując zatem pokrycia ochronne można byłoby uniknąć takich niekorzystnych zjawisk jak korozja wysokotemperaturowa oraz pojawianie się wżerów.

Praca [49] pokazuje jak niebezpieczne może być wydłużanie resursów przy zastosowaniu pokryć dyfuzyjnych w silniku J85-21, stosowanym w myśliwcach F-5.

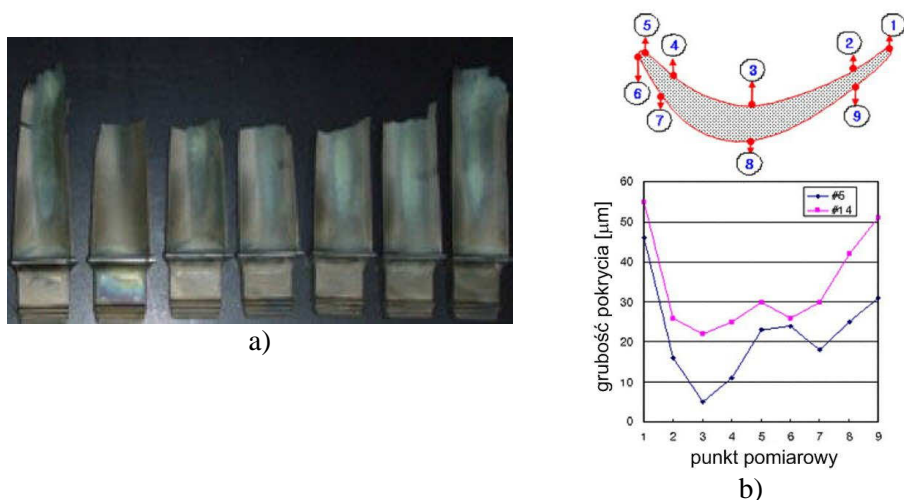


Rys. 8.5. Widok uszkodzonej łopatki (a), powierzchnia pokryta wżerami z widocznym pęknięciem (b) [86]

Podczas startu wykorzystywane były dopalacze, aby osiągnąć odpowiednie przyspieszenie. Krótco po ich użyciu, pojawiały się niekorzystne objawy w postaci drgań i pilot był zmuszony do lądowania. Po wstępnych obserwacjach dało się zauważyć uszkodzenia, w postaci pęknięć lub deformacji, w znacznej części silnika zaczynając od układu zasilania paliwem poprzez system łopatek, a kończąc na dopalaczach. Uszkodzenia pojawiały się głównie na łopatkach pierwszego stopnia. Dziewięć z 75 łopatek było pozbawionych 1/3 długości (Rys. 8.6.a), występowały ponadto liczne pęknięcia i wżery, na pozostałych łopatkach, świadczące o korozji wysokotemperaturowej i pełzaniu materiału.

Podczas dalszych badań ustalono, że uszkodzenia te nie powstały w wyniku zastosowania złej mieszanki w układzie zasilającym lub stosowaniem dopalaczy. Zmierzone zostały przekroje poprzeczne łopatek i w wielu przypadkach przekrój zmniejszył się z 35mm^2 do 14mm^2 , co stanowiło mniej jak połowę pierwotnego przekroju. Łopatki posiadały także przebarwienia wywołane wysoką temperaturą, jednak tylko po stronie nadciśnienia. Aby zbadać to zjawisko wykonano pomiary mikroskopowe które dowiodły, że po stronie nadciśnienia brak jest tlenków takich pierwiastków jak Ti, Ni i Cr stanowiących powłokę ochronną, która podczas pracy uległa złuszczeniu. Przeprowadzono także badania grubości pokrycia na całym obwodzie i okazało się, że jej grubość po stronie nadciśnienia spadła prawie do zera (Rys. 8.6.b), przez co łopatki nie były chronione przed agresywnym środowiskiem spalin.

Ten przykład doskonale pokazuje, że stosowanie powłok dyfuzyjnych o dziesięciokrotnie mniejszej grubości niż TBC nie zawsze właściwie zabezpiecza przed erozyjnym i korozyjnym działaniem środowiska w jakim pracuje łopata.



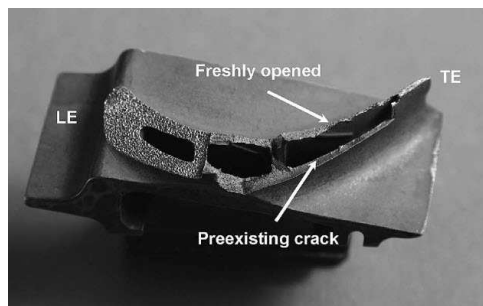
Rys. 8.6. Uszkodzenia i przebarwienia łopatek (a), zmiana grubości powłoki dyfuzyjnej na obwodzie łopatki (b) [49]

Podobny przebieg zdarzenia był też opisywany w pracy [8] z tą różnicą, że silnik znajdował się na stanowisku doświadczalnym, gdzie doszło do uszkodzenia turbiny objawiającego się uderzeniami wewnątrz silnika, a następnie dużymi drganiami. Na zdjęciu (Rys. 8.7.a) widzimy fragment łopatki pozbawiony części aerodynamicznej.

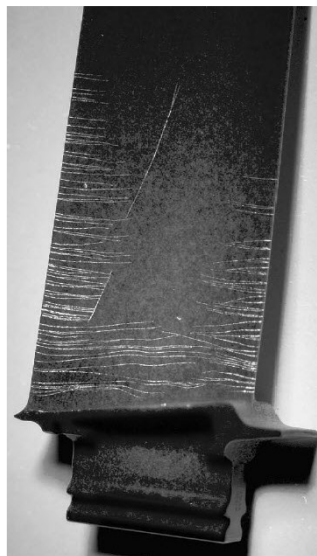
Łopata posiadała pokrycie nanoszone metodą dyfuzyjną i składało się ono z trzech warstw: warstwy przejściowej, NiAl oraz $PtAl_2 + NiAl$. Grubość pokrycia wynosiła $70\mu m$.

W tym przypadku do obserwacji ewentualnych pęknięć w pokryciu użyto fluorescencyjnego penetranta (Rys. 8.7.b). Na łopatkach dało się tym sposobem zaobserwować wiele poziomych pęknięć, których zagęszczenie miało miejsce bliżej podstawy łopatki, gdzie występują największe momenty gnące. Autorzy podają, że najbardziej prawdopodobną przyczyną uszkodzenia było wysokocykliczne zmęczenie, które spowodowało popękanie warstwy ochronnej.

Powłoki dyfuzyjne są także stosowane w łopatkach z chłodzeniem wewnętrznym. Przekrój poprzeczny łopatki z jednym kanałem cylindrycznym jest pokazany w pracy [139]. Temperatura, jaka oddziałuje na łopatkę podczas pracy, wynosi aż $1087^{\circ}C$, dlatego niezbędne jest chłodzenie.



a)

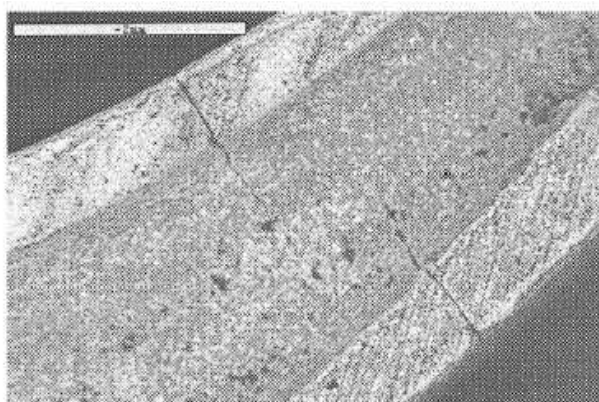


b)

Rys. 8.7. Metoda penetracji fluorescencyjnej do wykrywania pęknięć (a), uszkodzona łopátka bez profilu aerodynamicznego (b) [8]

Pokrycie stanowi powłoka dyfuzyjna NiCrAl, zaś sama łopátka, której fragment przekroju poprzecznego widoczny jest na Rys. 8.8. przepracowała 600h. Podczas inspekcji na łopátce wykryto chlor, który mógł pochodzić z soli z powietrza oraz węgiel, które tworzyły środowisko agresywne.

Podczas badań mikroskopowych okazało się, że pęknięcia nie występują tylko w samej powłoce ochronnej lecz propagują także w objętość łopátki, co przy występowaniu środowiska korozyjnego i dużych naprężeń termicznych jest niebezpieczne.



Rys. 8.8. Pęknięcie propadujące w głąb materiału łopátki [139]

Podsumowując, przedstawione wyniki prac pokazują jak duże szkody są powodowane przez korozyjne i erozyjne środowisko gazów spalinowych w powiązaniu z dużymi naprężeniami cieplnymi, zjawiskiem rezonansu czy pełzania. Każdy przypadek jest zatem inny, jednak wymaga przeprowadzenia takiej samej procedury badawczej składającej się m.in. z ogólnych oględzin silnika, badań mikroskopowych, badań chemicznych, określenia grubości warstewki czy też stosowania penetrantów fluoroscencyjnych w celu wykrycia pęknięć na powłokach dyfuzyjnych.

Z przeprowadzonej analizy literatury wynika, że stosowanie stosunkowo cienkich (50–70 μ m) powłok dyfuzyjnych (NiCrAl, NiAl, PtAl) jest niewystarczające. Powłoki te są kruche a zatem pojawiają się na nich pęknięcia tworzące ogniska korozji. Jak przedstawiono w pracy [49] ulegają one także zużyciu w wyniku erozji co także ogranicza możliwość ich stosowania.

Najkorzystniejsze wydają się zatem powłoki TBC np. 8YSZ, chroniące nie tylko przed korozyjnym działaniem, ale także posiadające większą odporność na erozję oraz stanowiące barierę cieplną.

Aby ciągle polepszać niezawodność i trwałość systemu łopatkowego niezbędne są także inspekcje np. po procesie odlewania [72, 105]. Stosowane są także symulacje MES w celu określenia długości pracy łopatki z uwzględnieniem zjawiska zmęczenia [16, 45, 73].

9. Badania doświadczalne własności wytrzymałościowych pokryw ochronnych TBC

9.1. Przegląd i analiza obecnie stosowanych testów

Badania własności wytrzymałościowych pokryw TBC są skomplikowane i wymagają zastosowania równolegle wielu nowoczesnych metod. Powoduje to pojawianie się wielu problemów naukowych i technicznych podczas badań własności wytrzymałościowych warstwek ceramicznych nanoszonych metodą APS lub EB-PVD. Ich źródła, związane z technologią wykonawstwa i rodzajem zastosowanych eksperymentów, można pogrupować następująco:

I – zagadnienia związane z nanoszeniem warstwek:

- wybór materiału podłoża,
- wybór materiału podkładu,
- grubość podkładu, pokrycia,
- chropowatość podkładu,
- odległość palnika od podłoża i jego moc (metoda APS),
- podgrzanie podłoża przed naniesieniem warstewki (naprężenia własne).

II – zagadnienia związane z pracami przygotowawczymi przed testem wytrzymałościowym:

- starzenie – w celu wywołania narastania warstewki tlenków TGO,
- cykliczne nagrzewanie i chłodzenie – w celu zmęczenia materiału pokrycia,
- ilość cykli, czas, temperatury, prędkości nagrzewania i chłodzenia, atmosfera.

III – rodzaj zastosowanego badania w celu określenia parametrów mechaniki pękania lub krytycznych odkształceń podłoża, przy których dochodzi do uszkodzenia TBC:

- test jednoosiowego rozciągania,
- test zginania (czteropunktowe, mixe mode, niestandardowe),
- test ścinania (czyste ścinanie, „barb – test”),
- metoda odcisków,
- test oddzierania (double cantilever beam),
- testy w podwyższonych temperaturach,
- testy z różnymi prędkościami,
- testy zmęczenia cieplnego.

IV – rodzaje i sposoby pobierania informacji w trakcie badania:

- emisja akustyczna,
- wartość siły, przemieszczenia i odkształcenia,
- badania mikroskopowe.

Nad rozwiązaniem tych problemów pracowało wielu naukowców, a wyniki prac zostały zamieszczone w artykułach z tego zakresu. Poniżej przeprowadzono sumaryczną analizę odnosząc się kolejno do każdego z wymienionych punktów.

9.1.1. Zagadnienia związane z nanoszeniem warstewki TBC

Najbardziej oczywistym rozwiązaniem jakie narzuca się przy wyborze materiału podłoża jest materiał identyczny z jakiego wykonuje się samą łopatkę. Są to superstopy na bazie niklu takie jak Inconel 718 [85, 145], Inconel 738LC [3, 38], Inconel 625 [118], CMSX4 [2, 124, 140].

Wymienione stopy cechują bardzo dobre własności wytrzymałościowe, a co za tym idzie są one trudne w obróbce, mniej dostępne w handlu oraz stosunkowo drogie. Dlatego w kilku pracach [9, 68, 90, 147] pojawia się materiał SUS304 wg. normy japońskiej i jest to polski odpowiednik stali nierdzewnej, chromowo-niklowej 0H18N9, szeroko dostępnej na rynku np. w postaci blach walcowanych. Jej skład jest następujący: 9%–11% Ni, 17%–19% Cr, max 0,8% Si, max 2% Mn, max 0,07% C, reszta Fe.

Własności stali 0H18N9, w temperaturze otoczenia, przedstawiają się następująco [111.]: gęstość $\rho=7900\text{kg/m}^3$, ciepło właściwe $c_p=500\text{J/kgK}$, przewodność cieplna $\lambda=15\text{W/mK}$, współczynnik rozszerzalności cieplnej $\alpha=16\cdot 10^{-6}\text{1/K}$, moduł Younga $E=200\text{GPa}$, wytrzymałość na rozciąganie $R_m=500\text{--}700\text{MPa}$, wydłużenie względne $A_{\min}=45\%$, granica plastyczności $R_{0,2}=190\text{GPa}$.

Istnieje także szereg typów próbek jak np. przy teście oddzierania, która jest pokazana w załączniku I [60], gdzie wykonanie całej próbki z Inconelu lub ze stali 0H18N9 byłoby dość kosztowne, a ze względu na wytrzymałość utrudnione. Dlatego w takich przypadkach stosowana jest zwykła stal niskowęglowa. Ma to szczególne znaczenie, gdy nie przeprowadzamy testów starzeniowych w wysokich temperaturach. Stal niskowęglową, jako podłoże, stosowali także autorzy w pracach [144, 147]. Właściwości cieplno-mechaniczne stali niskowęglowej są szeroko dostępne w literaturze np. [22].

Najbliższe rzeczywistości jest zastosowanie materiału podłoża wyciętego bezpośrednio z łopatki (z jej relatywnie płaskiej części), np. [126]. Próbki te miały wymiary 0,5x2x12mm co wymaga specjalistycznych maszyn wytrzymałościowych, gdyż siły obciążające podczas zginania są rzędu kilkudziesięciu miliniutonów.

Kolejnym zagadnieniem jest **przygotowanie powierzchni i związana z tym chropowatość**. Podstawowym kryterium jakie musi spełniać system TBC jest zapewnienie bardzo dobrej przyczepności pomiędzy podkładem i ceramicznym pokryciem [2, 33, 68, 140]. W znacznej części prac ten parametr był pomijany, jednak kilku autorów zbadało jego wpływ na system TBC. W pracy [140] autorzy analizowali próbki poddane zginaniu, gdzie chropowatość podkładu wynosiła $R_a=8,71\mu\text{m}$ i $R_a=9,52\mu\text{m}$. Uzyskiwano to poprzez użycie proszków o różnej ziarnistości. Badano propagację pęknięć i porównywano prędkość uwalniania ener-

gii G_c [Nm]. Dla próbek poddanych różnym czasom starzenia od 0h–200h, nie można stwierdzić, aby chropowatość powierzchni miała tutaj jakiś wpływ. Różnice są rzędu kilku procent.

Innego zdania są autorzy pracy [2], których wyniki badań dowodzą, że chropowatość $R_a=10\mu\text{m}$ powoduje wydłużenie życia systemu TBC, w stosunku do próbek z chropowatością $R_a=7\mu\text{m}$. Zatem w tym zakresie, jak można dostrzec, istnieją pewne rozbieżności i sugerowane są kompleksowe badania.

Następne zagadnienie dotyczy **grubości i materiału podkładu**. Podkład stanowi fazę przejściową pomiędzy podłożem a ceramicznym pokryciem. Spełnia on kilka ważnych zadań. Przede wszystkim służy do:

- kompensacji odkształceń wynikających z różnicy w rozszerzalności cieplnej podłoża i pokrycia,
- stanowi źródło Al, gdyż podczas pracy tworzy się warstwa uszczelniająca Al_2O_3 ,
- nadaje przyczepność pokrycia do podłoża.

Generalnie materiał, z którego wykonany jest podkład, określony jest wzorem MCrAlY , gdzie M to Ni oraz Co. Skład procentowy podkładu bywa różny np. o zawartości 32% Ni i 21% Cr jak i 23% Ni i 8,5 Cr. Zagadnienie to wymaga także uściślenia, stabelaryzowania tak, aby do określonego podłoża i pokrycia stosować odpowiedni podkład zapewniający optymalną współpracę w każdym zakresie temperatur.

Zamiast doboru odpowiedniego składu chemicznego podkładu autorzy pracy [147] rozważają zastosowanie warstw FGM (functionally graded material). Zastosowano tutaj system składający się z 6 warstw 100% YSZ, 80% YSZ + 20% BC, 60% YSZ + 40% BC, 40% YSZ + 60% BC, 20% YSZ + 80% BC, 100% BC. Taka struktura powoduje, że wzrasta odporność na szoki termiczne.

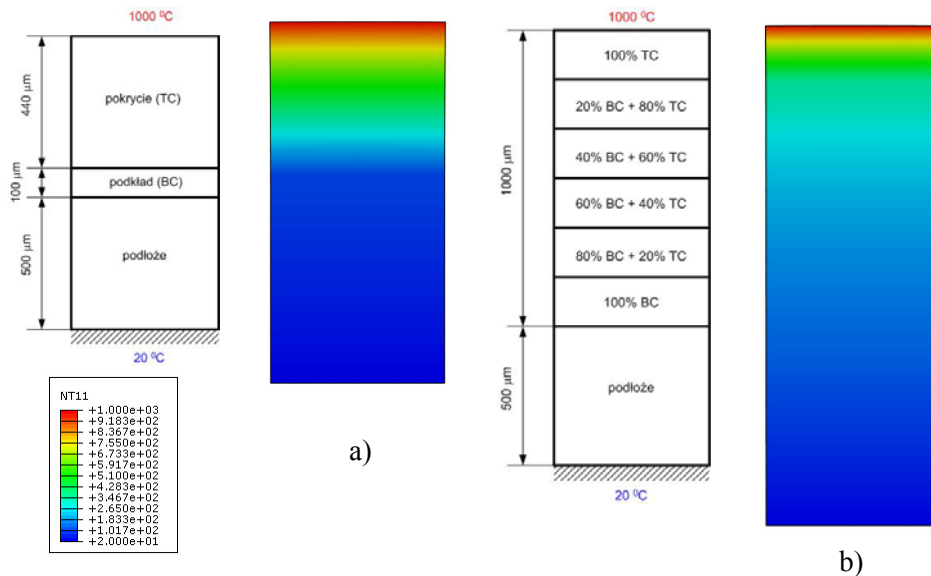
Aby potwierdzić zjawisko szybszego niszczenia standardowej powłoki zostały przeprowadzone badania własne w programie Abaqus polegające na zastosowaniu kroku sprężonego ciepłno – przemieszczeniowego dla wycinka powłoki standardowej (podłoże, podkład, pokrycie) oraz dla powłoki typu FGM opisanej powyżej. Wymiary obu pokryć są podane na Rys. 9.1. Symulacja dotyczyła stanu ustalonego, gdzie w górnej części pokrycia była utrzymywana temperatura 1000°C zaś w dolnej 20°C .

Dane materiałowe zestawiono w Tab. 9.1. W przypadku powłoki FGM ten gwałtowny wzrost następuje dopiero dla ostatniej warstwy patrząc od podłoża, natomiast dla pozostałych warstw brak jest widocznych dużych skoków temperatur. Oczywiście skoki temperatur są niepożądane, gdyż przy różnicy w rozszerzalności cieplnej stykających się warstw, powstają naprężenia cieplne.

Tab. 9.1. Dane materiałowe powłoki typu FGM

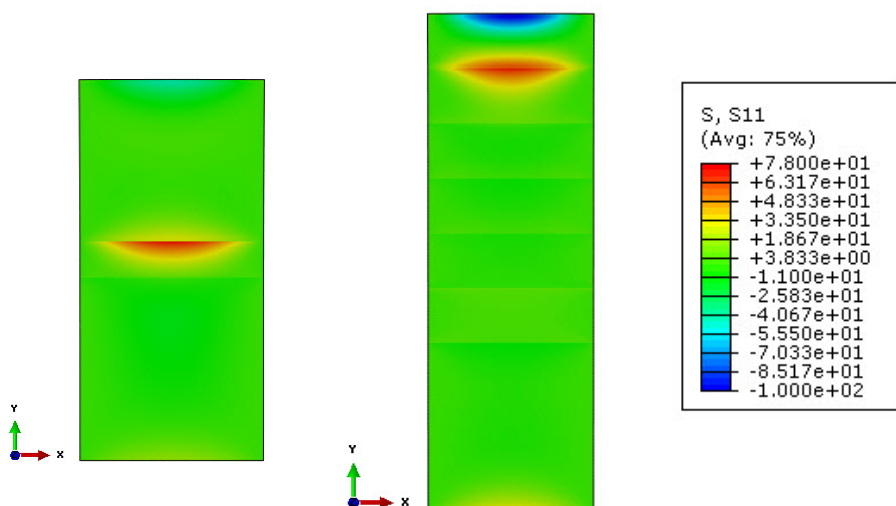
	Temp.	Podłoże	Podkład (BC)	Pokrycie (YSZ)	80%BC + 20%YSZ	60%BC + 40%YSZ	40%BC + 60%YSZ	20%BC + 80%YSZ
Moduł Younga [GPa]	25 ⁰ C	200	200	85	177	154	131	108
	1000 ⁰ C	150	120	35	103	86	69	52
Liczba Poissona	25 ⁰ C	0,33	0,3	0,1	0,26	0,22	0,18	0,14
	1000 ⁰ C	0,33	0,3	0,1	0,26	0,22	0,18	0,14
Wsp. rozsz. cieplnej [10 ⁻⁶ 1/K]	100 ⁰ C	10,8	10	9,2	9,84	9,68	9,52	9,36
	1000 ⁰ C	16,8	17,5	10,5	16,1	14,7	13,3	11,9
Gęstość [kg/m ³]	25 ⁰ C	8500	7380	3610	6626	5872	5118	4364
	1000 ⁰ C	8500	7030	3510	6326	5622	4918	4214
Ciepło właściwe [J/kgK]	25 ⁰ C	440	450	505	461	472	483	494
	1000 ⁰ C	700	980	630	910	840	770	700
Przewodność cieplna [W/mK]	25 ⁰ C	8,9	10,8	0,9	8,82	6,84	4,86	2,88
	1000 ⁰ C	21,6	32,1	0,3	25,74	19,38	13,02	6,66

W wyniku przeprowadzonej symulacji otrzymano pola temperatur jak na Rys. 9.1. Dla powłoki standardowej wyraźnie można wyróżnić „chłodną” strefę podłoża i podkładu a następnie, po przekroczeniu granicy podkładu i pokrycia, dość szybki wzrost do maksymalnej temperatury.



Rys. 9.1. Rozkłady temperatur dla powłoki standardowej oraz FGM (źródło: badania własne)

Ostatecznie, jaki jest skutek niejednorodnych pól temperatur i ich nagłych skoków można zaobserwować na Rys. 9.2. Pokazane są tu naprężenia normalne na kierunku wzdłuż osi x . Dla powłoki standardowej skok naprężeń jest widoczny na styku warstw podkładu i pokrycia, zaś dla systemu FGM na styku warstwy 100% YSZ i 80% YSZ – 20% BC. Są to naprężenia rozciągające i jeśli zostanie przekroczona dopuszczalna ich granica to powłoka standardowa bardzo szybko ulegnie zniszczeniu. W tym miejscu należy także zaznaczyć jak ważny jest kontakt i siły adhezji, na styku warstw pokrycia i podkładu, w przypadku standardowego pokrycia.



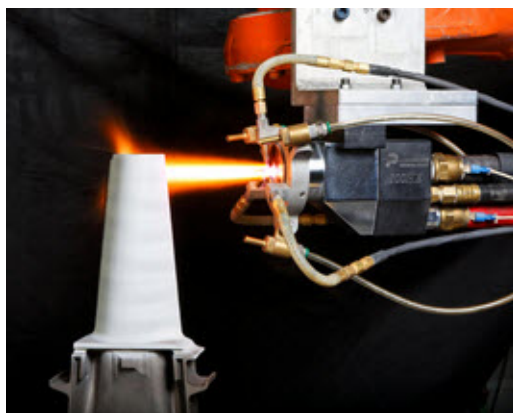
Rys. 9.2. Rozkłady naprężeń normalnych S_{11} dla powłoki standardowej oraz FGM (źródło: badania własne)

Podobnie, w testach rzeczywistych, autorzy także otrzymali wyższą trwałość pokrycia wykonaną w oparciu o FGM. Jednak tego typu pokrycie posiada co najmniej dwie podstawowe wady:

- stosunkowo duża grubość (1mm) pokrycia w wielu przypadkach jest to wartość niedopuszczalna, gdyż wpływa znacząco na parametry przepływu w turbinie. Mówiąc ogólnie pokrycie staje się po prostu „za grube”,
- znacznie wyższy koszt związany z dłuższym i bardziej skomplikowanym procesem natryskiwania.

Te dwa czynniki spowodowały, że brak jest obecnie w literaturze informacji o praktycznych zastosowaniach tego rodzaju rozwiązań.

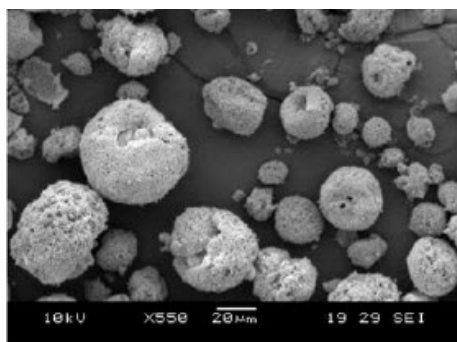
Ważnym parametrem technologicznym podczas nanoszenia podkładu oraz pokrycia jest **odległość palnika od natrykiwanej powierzchni oraz jego moc**. Palnik plazmowy, podczas nanoszenia warstewki ceramicznej, jest widoczny na Rys. 9.3. Sam proces nanoszenia opisany był już w rozdziale 4.1.2.



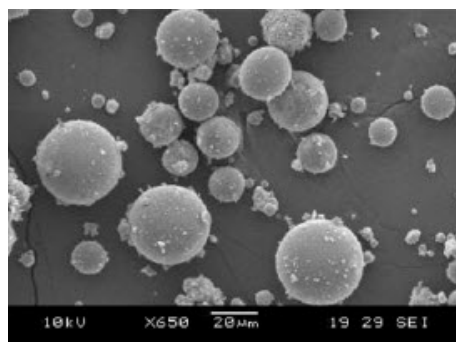
Rys. 9.3. Metoda natryskiwania APS

Wpływ, odległości i mocy palnika plazmowego, na parametry wytrzymałościowe, rozważali autorzy w pracach [60, 61, 68, 147].

W pracy [61] analizowany był wpływ mocy palnika dla pokrycia $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{ZrSiO}_4$ w stosunku 3:2. Stosowane były dwa typy proszków: zwykły wysuszony oraz podlegający sferoidyzacji w strumieniu plazmy. Różnice w kształcie obu typów stosowanych proszków są widoczne na Rys. 9.4.



a)



b)

Rys. 9.4. Zdjęcia mikroskopowe proszków do natryskiwania APS: a) wysuszony, b) poddany sferoidyzacji [61]

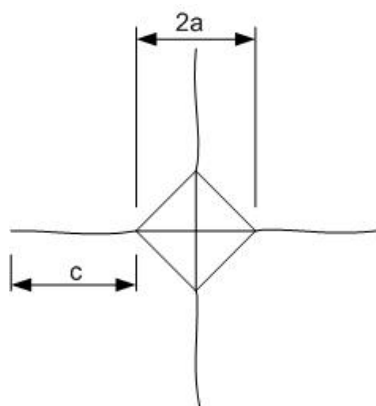
Proszek podlegający sferoidyzacji posiada nie tylko regularne kształty, ale także brak jest widocznych porów, przy tym samym powiększeniu mikroskopu. Tym samym konstrukcja warstwy TC jest bardziej zwarta i szczelna, powodując zwiększenie żywotności, opóźniając rozrost warstewki TGO. Zatem stosowanie proszków wysuszonych i podlegających sferoidyzacji jest także kolejnym parametrem technologicznym, który może mieć wpływ na własności wytrzymałościowe i trwałość pokrycia.

W pracy [61] autorzy testowali łącznie 5 typów próbek. Do wytworzenia warstwek ceramicznych użyto dwóch typów urządzeń o mocy 40kW oraz skomputeryzowanego systemu o mocy 100kW. Oznaczenia próbek były następujące: SD40, SP40, SD100, SP100A, SP100B, gdzie poszczególne litery oznaczają: D – proszek wysuszony, P – proszek poddany sferoidyzacji, A – energia łuku plazmy 15kW, B – energia łuku plazmy 19kW. Liczby natomiast oznaczają moc użytego urządzenia.

Poniżej w Tab. 9.2 zgromadzono dane odnośnie modułu Younga oraz odporności na pękanie jakie uzyskali autorzy dla wszystkich typów próbek.

Tab. 9.2. Wyniki dla różnych proszków i mocy natryskiwania

	SD40	SP40	SD100	SP100A	SP100B
Moduł Younga [GPa]	58,9	54,3	71,6	78	51,7
K_{Ic} [MPam ^{0,5}]	0,79	1,27	1,47	1,74	0,38



Rys. 9.5. Odcisk węgelnika

Zarówno moduł Younga jak i odporność na pękanie były wyznaczane przy użyciu pomiaru mikrotwardości stosując węgelnik Vickersa (Rys. 9.5.). Wartość K_{Ic} wyznaczana była z poniższej zależności.

$$K_{Ic} = 0,016(E/H)^{1/2}(P/c^{3/2}) \quad (9.1)$$

gdzie:

- K_{Ic} – odporność na pękanie [MPam^{0,5}],
- P – obciążenie węgelnika [kgf],
- E – moduł Younga [GPa],
- H – twardość [GPa],
- c – długość pęknięcia [mm].

Podczas stosowania tej techniki, obciążenie P musi być tak dobrane aby spełniony był warunek $c > 2a$.

Z powyższych wyników płyną krótkie czytelne wnioski:

- zastosowanie pokrycia opartego na proszku poddanym sferoidyzacji, przy tej samej mocy palnika, przyczynia się do zwiększenia odporności na pękanie o około 60% próbek SD40 i SP40,
- zastosowanie większej mocy palnika, przy tym samym proszku, powoduje wzrost odporności na pękanie o około 86% próbek SD40 i SD100.

Wpływ odległości palnika plazmowego na własności mechaniczne był także analizowany w pracy [60]. Do wykonania warstewki Al_2O_3 użyto systemu GP-80, JIUJIANG klasy 80kW. Autorzy szczegółowo opisują rodzaj użytych gazów, ich

ciśnienia i wartości przepływów. Powłoki były nanoszone łukiem o mocy 39kW, przy czterech różnych odległościach od podłoża: 70, 90, 110 i 130mm. Dla każdej z wymienionych odległości zostało przygotowanych po sześć próbek typu TDCB (Tapered Double Cantilever Beam, załącznik I-2). Wyniki badań dotyczące prędkości uwalniania energii zostały przedstawione w Tab. 9.3.

Tab. 9.3. Wyniki dla różnych odległości palnika plazmowego od podłoża

Odległość [mm]	70	90	110	130
G_{lc} [N/m]	24,4	26,6	24,7	13,7

Prędkość uwalniania energii G_{lc} , była wyznaczana z poniższej zależności:

$$G_{lc} = \left(\frac{F_c^2}{2B} \right) \left(\frac{\partial C}{\partial a} \right), \quad (9.2)$$

gdzie:

F_c – krytyczna siła, przy której pojawia się uszkodzenie,

B – szerokość pęknięcia.

Zakładając, że $\nu = 1/3$,

$$\frac{\partial C}{\partial a} = \frac{8}{EB} \left(\frac{3a^2}{h^3} + \frac{1}{h} \right), \quad (9.3)$$

gdzie:

a – długość pęknięcia,

E – moduł Younga,

h – wysokość belki odpowiadająca długości pęknięcia a.

Po wykonaniu obserwacji uszkodzonej powierzchni stwierdzono, że pęknięcie rozwijało się na granicy metalowej próbki i pokrycia.

Istotne, w tym przypadku, było wykonanie po sześć próbek, gdyż autorzy podają także informację co do rozrzutów wartości wyników. Jest on najmniejszy dla odległości palnika plazmowego od podłoża dla 70mm, zaś największy dla 90mm. Wyraźnie również widać nagły spadek prędkości uwalniania energii po przekroczeniu 110mm. Zatem najbardziej korzystne jest ustawienie palnika w odległości 70mm od powierzchni podłoża.

Dokładnie taką samą odległość stosowali autorzy w pracy [68] uzyskują wartość prędkości uwalniania energii w zakresie od 22,15J/m² do 37,8J/m².

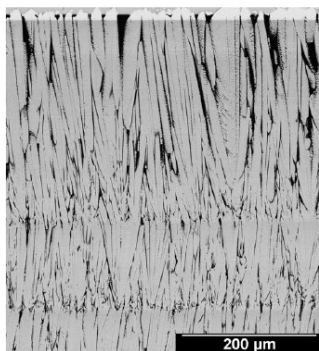
Podobnie w pracy [147] można dostrzec negatywny wpływ zwiększania odległości palnika plazmowego w zakresie powyżej 110mm. W pracy brano pod uwagę nie tylko odległość palnika, ale także grubość podłoża. Łącznie można wyodrębnić sześć typów próbek nanoszonych z odległości 120mm z mocą 32,5kW oraz z odległości w zakresie 125–130mm i z mocą 38,5kW. Stosowano

trzy grubości podłoża: 1,5mm, 3mm oraz 5mm. Autorzy zebrali wyniki w postaci wykresu gęstości pęknięć na 1mm, w funkcji odkształceń.

Z analizy zebranych wyników płyną następujące wnioski:

- pęknięcia pojawiają się wcześniej dla próbek, dla których warstewka była natryskiwana z odległości 125–130mm,
- gęstość pęknięć, dla danego odkształcenia, jest większa o około 30–50% dla pokrycia nanoszonego z odległości 125–130mm.

Na zakończenie tego podpunktu należy jeszcze zwrócić uwagę na pracę [85.]. Porusza ona niezwykle ważny temat dotyczący pozyskiwania informacji o parametrach materiałowych dla rzeczywistego pokrycia poprzez bezpośrednie jego badanie. Praca dotyczy pokrycia typu EB-PVD, które ma strukturę kolumnową przeważnie o grubości 0,2–0,3mm. Bezpośrednie badanie materiału o tak niewielkiej grubości jest w praktyce bardzo trudne. Autorzy zaproponowali metodę polegającą na wykonaniu warstewki EB-PVD na podłożu bez podkładu, zaś samo pokrycie było wykonywane wieloetapowo i jego grubość osiągnęła 1mm. Brak podkładu służył temu, aby łatwo można było wyodrębnić pokrycie. Przekrój, przez tę bardzo nietypową i ciekawą strukturę, jest pokazany na Rys 9.6.



Rys. 9.6. Pokrycie EB-PVD [85]

Kolejnym ważnym zagadnieniem podczas nanoszenia warstewek TBC jest pojawianie się **naprężeń własnych**. Zagadnienie to odnosi się głównie do metody APS, gdyż proces EB-PVD przebiega w zupełnie inny sposób. Wiele szczegółów na temat powstawania naprężeń własnych, ich wartości oraz sposobów redukcji, zostało wykazanych w pracach [48, 149]. Poniżej przedstawiono kluczowe zagadnienia z nimi związane.

W procesie APS zakłada się, że w chwili uderzenia w podłoże wszystkie cząsteczki są całkowicie stopione. Dlatego ulegają one spłaszczeniu, fragmentacji i bardzo szybko krzepną. Po skrzepnięciu następuje ich dalsze schłodzenie do temperatury podłoża.

Naprężenia cieplne w powłoce powstają, po zakończeniu procesu natryskiwania, w wyniku spadku temperatury natryskiwanego elementu do temperatury otoczenia. Ich przyczyną jest różnica we współczynniku rozszerzalności cieplnej powłoki i podłoża. Jest ona szczególnie duża w przypadku natryskiwania materiałów ceramicznych na podłoże metalowe. Ta różnica jest przyczyną powstawania naprężeń makroskopowych I rodzaju. Ich charakter zależy od relacji między współczynnikami rozszerzalności liniowej podłoża i powłoki.

Naprężenia własne, wpływają na właściwości powłoki i w zależności od ich wartości i rozkładu, pełnią rolę negatywną lub pozytywną. Występowanie w powłoce naprężeń ściskających jest korzystne, natomiast rozciągających – niekorzystne. Osiągnięcie przez naprężenia rozciągające, razem z obciążeniami

wynikającymi z warunków eksploatacji, wartości zbliżonych do naprężeń krytycznych, sprzyja powstawaniu mikropęknięć. W czasie pracy mikro defekty są źródłem powstawania nowych mikropęknięć, co prowadzi do delaminacji poszczególnych warstw w powłoce oraz pomiędzy powłoką i podłożem, a w konsekwencji do uszkodzenia powłoki i awarii urządzenia. Mikropęknięcia stwarzają również możliwość penetracji powłoki przez produkty zużycia i korozję, co może spowodować destabilizację materiału powłoki i podłoża. Również naprężenia ściskające, gdy osiągną wartości graniczne, są przyczyną rozwarstwień w powłoce oraz na granicy z podłożem. Dlatego konieczna jest identyfikacja każdego procesu nakładania powłok, tak aby uzyskać takie wartości i przebieg naprężeń własnych, które polepszą ich właściwości.

W tym celu przeprowadzono własne badania numeryczne pod kątem określenia jak zmieniają się wartości naprężeń, zarówno w łopatkę jak i w samym pokryciu, dla przypadków z różnym poziomem nagrzania łopatek oraz z różnymi grubościami pojedynczo natryskiwanych warstewek.

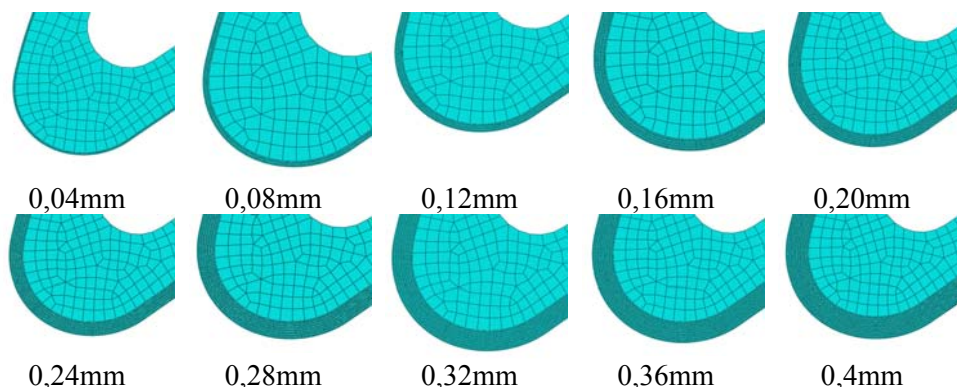
W badaniach rozważane były dwie temperatury nanoszenia pokrycia: gdy łopatkę posiadała temperaturę otoczenia, przyjęto ją jako 20°C oraz gdy łopatkę została wstępnie nagrzana do 500°C, czyli temperatury kropli roztopionego pokrycia.

Całkowita grubość warstewki wynosiła 0,4mm. Rozważano trzy przypadki gdy pojedyncza warstewka miała grubość:

- 0,04mm – łącznie 10 warstewek,
- 0,08mm – łącznie 5 warstewek,
- 0,2mm – dwie warstewki.

Symulacje wymagały zatem zbudowania dziesięciu, pięciu i dwóch modeli w zależności od grubości warstewki. Na Rys. 9.7. przedstawiono widok siatki dla wszystkich dziesięciu modeli.

Przykładowo dla modelu z dziesięcioma warstewkami użyto łącznie 85395 elementów CPS4T oraz 238 elementów CPS3T z czego dla łopatkę 1879 elementów CPS4T i 34 elementów CPS3T.

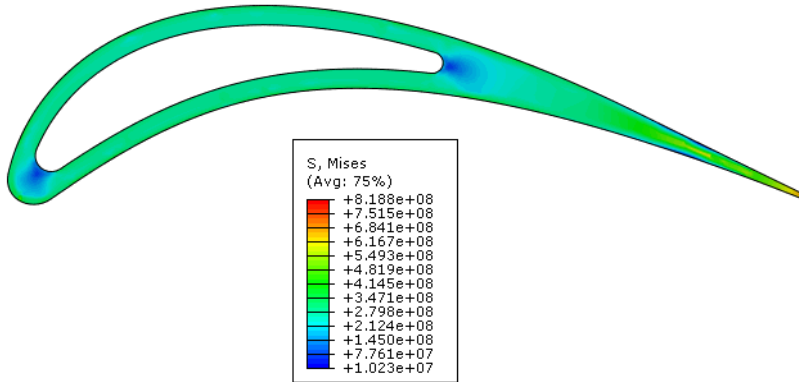


Rys. 9.7. Etapy nanoszenia warstwy TBC (źródło: badania własne)

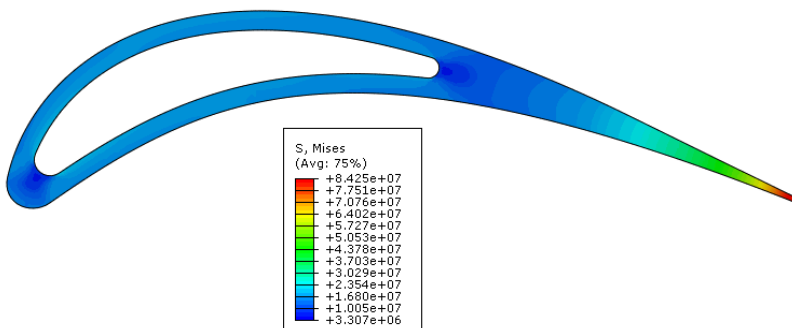
Odstępy czasowe, pomiędzy poszczególnymi naniesieniami pojedynczych warstwek, wynosiły 10s. Należy podkreślić, że każdy kolejny model, rozpoczynając od drugiego, czerpał informacje odnośnie rozkładu temperatur i naprężeń z modelu poprzedniego. Zatem uwzględniona była „historia cieplna”.

W efekcie po całym cyklu naniesienia warstewki o grubości 0,4mm maksymalne naprężenia w łopatkce, dla łopatki bez wstępnego podgrzania, wyniosły 818,8MPa (Rys. 9.8.), zaś dla łopatki z wstępnym podgrzaniem do 500°C – 84,25MPa (Rys. 9.9.). Jest to zatem prawie 10-krotny spadek naprężeń.

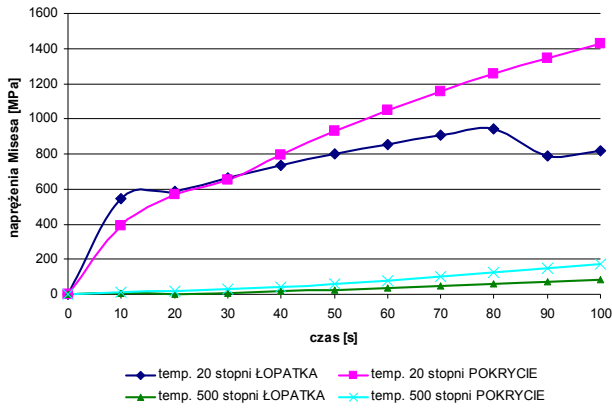
Bardziej szczegółowe wyniki zostały przedstawione na wykresach (Rys. 9.10. – 9.12.). Zestawiono na nich zmiany naprężeń Misesa, zarówno dla łopatek, które posiadały temperaturę otoczenia 20°C jak i łopatek wstępnie nagranych do 500°C przed nanoszeniem poszczególnych warstwek. Na osi poziomej pokazano 10-sekundowe odstępy czasowe, które odpowiadają etapom nanoszenia warstw TBC.



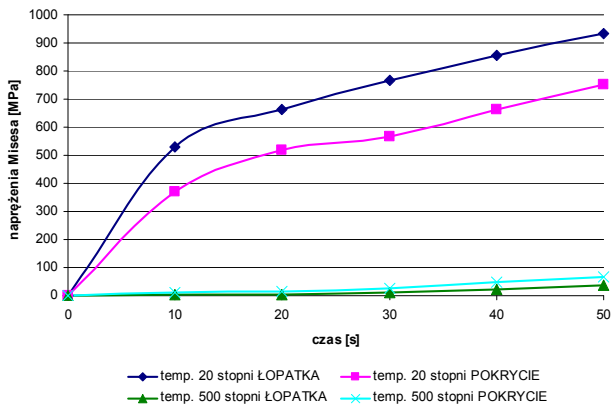
Rys. 9.8. Rozkład naprężeń Misesa, dla łopatki nie nagrzanej (max – 818 MPa)
(źródło: badania własne)



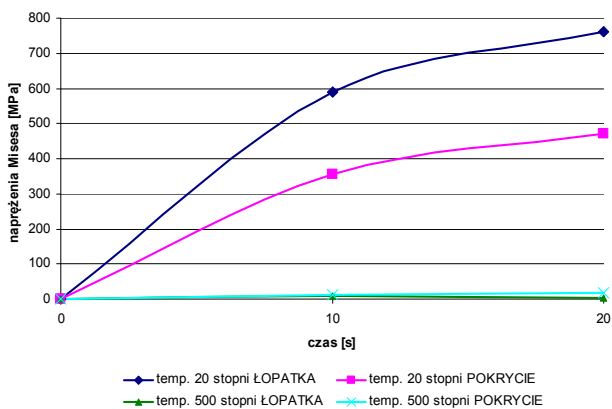
Rys. 9.9. Rozkład naprężeń Misesa dla łopatki nagrzanej (max 84,25 MPa)
(źródło: badania własne)



Rys. 9.10. Zmiana maksymalnych wartości naprężeń Misesa dla pojedynczych warstwek 0,04mm
(źródło: badania własne)



Rys. 9.11. Zmiana maksymalnych wartości naprężeń Misesa dla pojedynczych warstwek 0,08mm
(źródło: badania własne)



Rys. 9.12. Zmiana maksymalnych wartości naprężeń Misesa dla pojedynczych warstwek 0,2mm
(źródło: badania własne)

Analizując powyższe wykresy nasuwają się następujące wnioski i spostrzeżenia:

- naprężenia w pokryciu są od około 7 do 27 razy wyższe dla przypadków gdy łopatką nie jest nagrzana. Należy zatem stosować wstępne jej nagrzanie, gdyż warstwa ceramiczna podczas jej nanoszenia może ulec uszkodzeniu,
- naprężenia w samej łopatkce również są mniejsze dla przypadków z podgrzaniem i ich wartości wahają się w granicach od 10MPa do 900MPa,
- korzystniejsze jest nakładanie warstwek o większej grubości i tym samym można zredukować wartość maksymalnych naprężeń, które pojawiają się w procesie nanoszenia, o około 50%.

9.1.2. Zagadnienia związane z pracami przygotowawczymi przed testem wytrzymałościowym

Prace przygotowawcze przed przeprowadzeniem próby wytrzymałościowej, lub mającej na celu określenie własności mechanicznych, są związane głównie z poddaniem próbek procesowi starzenia, mającemu symulować rzeczywiste obciążenia termiczne w silniku. Proces starzenia analizowano w następujących pracach [2, 21, 68, 85, 95, 124, 140, 145]. Zjawisko starzenia zostało natomiast pominięte w pracach [3, 38, 60, 89, 90, 118, 147].

Prace, które uwzględniały proces starzenia, cechuje wspólna wartość jaką jest poziom temperatury wynoszący przeważnie 1000°C i ilość godzin starzenia liczona w setkach. Mimo dużych wysiłków autorów, w wielu pracach, nadal jednak pomijane są pewne istotne zagadnienia takie jak:

- brak uwzględnienia obciążenia mechanicznego podłoża imitującego rozciąganie i zginanie, jakiemu poddawana jest rzeczywista łopatką,
- starzenie, w większości przypadków, przeprowadzane jest w piecach laboratoryjnych gdzie atmosfera jest zupełnie inna niż w rzeczywistym silniku,
- brak uwzględnienia cyklicznych szoków termicznych. Nagrzewanie i chłodzenie trwa zwykle stosunkowo długo – kilkanaście, kilkadziesiąt minut.

Trudno by było przytaczać wyniki wszystkich prac. Dlatego zostaną zaprezentowane tylko cztery najbardziej oryginalne, kompleksowe i niosące użyteczne informacje.

Badania, na dość dużej ilości próbek, przeprowadzili autorzy w pracy [68]. Szczegółowe informacje na temat zastosowanej próbki i przeprowadzonego testu znajdują się w załączniku I-7. Cykl termicznego starzenia składał się z 10 minutowego nagrzewania od temperatury pokojowej do 1000°C, wygrzaniu w tej temperaturze przez 100 minut, a następnie 10 minutowym chłodzeniu. Te cykle przeprowadzono przez 48 i 100h. Badane były także próbki nie poddane starzeniu. Ponadto autorzy analizowali także wpływ grubości pokrycia naniesionego metodą APS dla 200, 300 i 400µm. Grubość podkładu była stała i wynosiła 100µm. Dla każdej konfiguracji (grubość pokrycia – cykl starzeniowy) wykonano po 5 próbek typu wioselkowego do testu jednoosiowego rozciągania, który odbywał się także w temperaturze 1000°C. Podczas badania można było obser-

wować poprzeczne pęknięcia na powierzchni pokrycia. Autorzy proponują podzielić proces pęknięcia pokrycia na trzy fazy:

- początkowe pęknięcie – odkształcenia podłoża do zapoczątkowania tej fazy można uznać za krytyczne i jest to cenna informacja dla projektantów,
- pojawienie się wielokrotnych pęknięć – w tej fazie pokrycie łopatki nie spełnia już swojej roli ochronnej,
- nasycenie pęknięciami – dochodzi już tylko do odkształceń samego podłoża przy braku nowych pęknięć w pokryciu.

W pracy, pomimo zastosowania dużej ilości próbek do badań oraz kilku różnych grubości pokrycia trudno jest jednoznacznie sformułować wnioski. Można je pogrupować następująco:

- zwiększenie grubości pokrycia w żaden sposób nie przyczynia się do wzrostu jego wytrzymałości. Najlepsze wyniki uzyskuje się dla pokrycia o grubości 200 μm . Należy jednak być ostrożnym w tym osądzie, gdyż tak naprawdę dla tego typu próbki i dla różnych grubości nie mamy tych samych warunków obciążeń, ponieważ przy wzroście grubości rośnie także moment gnący działający na warstewkę i tym samym następuje wzrost naprężeń.
- wbrew pozorom poddanie próbek starzeniu nawet przez 100h w 1000°C nie powoduje pogorszenia wytrzymałości lecz jej poprawę i tak np. dla próbek z pokryciem 200 μm otrzymujemy następujące krytyczne odkształcenia: bez starzenia – 3,25%, starzenie 48h – 3,6%, starzenie 100h – 4%. Ten wzrost krytycznych odkształceń może być spowodowany zjawiskiem spiekania porowatej struktury pokrycia.

W pracy brak jest informacji o pomiarach odkształceń dla próbki. Nie ma też informacji czy był używany ekstensometr dla wysokich temperatur. Można się domyślać, że odkształcenia były przeliczane znając wydłużenie próbki i jej początkowe wymiary, jednak jest to metoda mało precyzyjna.

W niniejszej rozprawie doktorskiej przeprowadzono własne symulacje numeryczne dla rozważanych przypadków w pracy [68], by uwidocznić wpływ grubości pokrycia. Dane materiałowe zaczerpnięto z Tab. 9.1. dla temperatury 1000°C. Na Rys. 9.13. widoczny jest przeskalowany obraz odkształceń próbki, której jeden koniec był utwierdzony, zaś drugi doznał przemieszczenia 0,08mm, tak aby próbka pracowała w zakresie sprężystym.

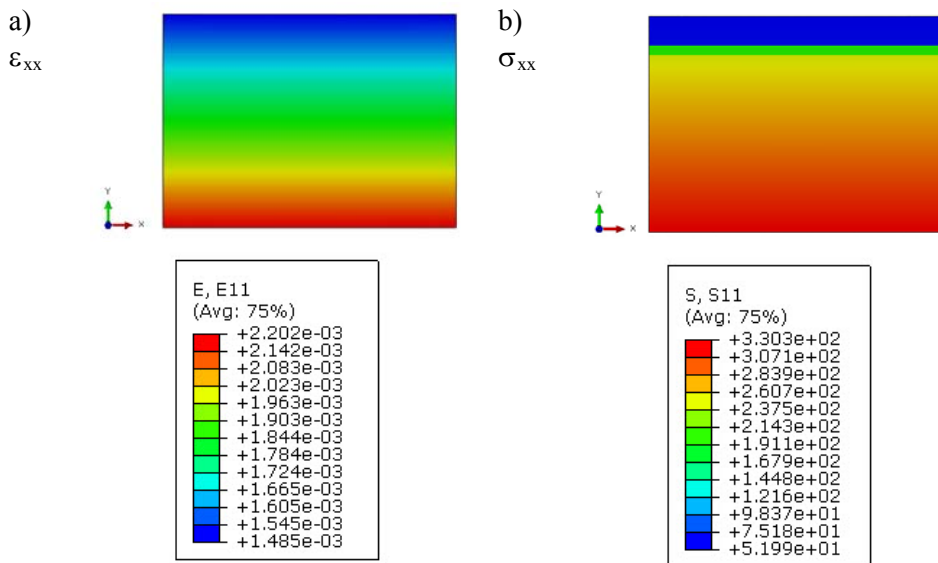


Rys. 9.13. Deformacja próbki jednoosiowo rozciąganej (źródło: badania własne)

Na czerwono zaznaczono środkową sekcję, dla której w dalszej kolejności były odczytywane wartości odkształceń oraz naprężeń.

Na Rys. 9.14. pokazane zostały pola odkształceń ε_{xx} oraz naprężenia σ_{xx} na kierunku x. Zebrano także wartości dla skrajnych wartości występujących w górnej

i dolnej części próbki (Tab. 9.4.). Jeśli zatem bazujemy na odkształceniach, zadając dla wszystkich próbek jednakowe wydłużenie na maszynie wytrzymałościowej, to popełniamy jeden błąd, jeśli podajemy konkretną wartość odkształceń to popełniamy drugi, gdyż jak łatwo zaobserwować odkształcenia, w przekroju próbki, między dolną i górną powierzchnią z pokryciem, różnią się o około 28%–48%.



Rys. 9.14. a) pola odkształceń, b) pola naprężeń (źródło: badania własne)

Tab. 9.4. Porównanie wyników dla górnej i dolnej powierzchni próbki oraz dla różnych grubości powłok TBC (źródło: badania własne)

	σ_{xx} [MPa]		ϵ_{xx} [%]	
	pow. górna	pow. dolna	pow. górna	pow. dolna
bez pokrycia	300,4		0,2	
pokrycie 0,2mm	58,38	321,5	0,167	0,214
pokrycie 0,3mm	55,31	325,8	0,158	0,217
pokrycie 0,4mm	51,99	330,3	0,148	0,220

Znacznie dłuższe czasy starzenia stosowali autorzy w pracy [140], przy czym sam proces odbywał się także w temperaturze 1000°C. Czasy starzenia wynosiły odpowiednio 200, 1000 i 2000h. W badaniach zastosowano czteropunktowe zginanie. Schemat próbki oraz pozostałe informacje znajdują się w załączniku I-14. Także i w tym przypadku uzyskano wyższą wartość prędkości uwalniania energii G_{Ic} dla próbek poddanych dłuższym czasom starzenia. Wartości te zestawiono w Tab. 9.5.

Tabela 9.5. Prędkość uwalniania energii oraz wzrost warstewki TGO dla różnych czasów starzenia [140]

czasy starzenia	0h	200h	1000h	2000h
G_{lc} [N/m]	150	230	260	265
wzrost TGO [μm]	0	3	5	7

W tabeli obserwujemy, że powyżej 1000h prędkość uwalniania energii osiąga pewną granicę, natomiast następuje ciągły wzrost warstewki tlenków TGO, która osłabia system pokrycia TBC. Analizowana była jeszcze wyższa temperatura 1316°C lecz w tym przypadku już dla 500h osiąga się graniczną wartość G_{lc} nie przekraczającą 200N/m.

Nieco innych wyników poszukiwali autorzy w pracy [85] dla pokrycia EB-PVD, o którym już było wspomniane w poprzednim podrozdziale. Należy krótko przypomnieć, że próbka została wykonana poprzez kilkukrotne nakładanie systemu kolumn na podłoże bez podkładu uzyskując tym samym łatwe do usunięcia pokrycie o grubości 1mm. Cenne informacje jakie przedstawiają autorzy to porównanie jak zmienia się moduł Younga w całym przekroju warstewki, dla próbki pierwotnej oraz poddanej starzeniu w temperaturze 1000°C. Przed testem starzenia moduł Younga w przekroju przyjmował wartości od 60 do 140GPa, natomiast po starzeniu w 1100°C przez 100h wartość modułu Younga wzrosła, była bardziej stała w całym przekroju i wahała się od około 160GPa do 200GPa. Jest to związane ze spiekaniem kolumn i tym samym zmniejszeniem porowatości. Wyniki podane są w Tab. 9.6.

Tab. 9.6. Zmiana porowatości w próbkach poddanych starzeniu [85]

	porowatość przy podłożu	porowatość w połowie grubości	porowatość przy powierzchni
Bez starzenia	22%	około 9%	6%
1100°C – 10h	20%		7,5%
1100°C – 50h	17%		7%
1100°C – 200h	15%		3%

Jedyną pracą, która uwzględnia zarówno zmęczenie cieplne jak i mechaniczne jest artykuł [2]. Celem tej pracy było wyznaczenie krytycznych odkształceń, przy których następuje uszkodzenie warstewki TBC jako:

- delaminacja pojawiająca się w pierwszej fazie uszkodzenia,
- pękanie warstewki ceramicznej naniesionej metodą APS – druga faza uszkodzenia.

Badania przebiegały w trzech etapach. Pierwszy etap dotyczył starzenia próbek w celu wytworzenia warstewki TGO o grubości 5 μm , po czasie 1000h, przy 1000°C (4 próbki) oraz 7 μm po czasie 3000h przy 1000°C (1 próbka). Drugi etap

dotyczył przeprowadzenia cykli zmęzeniowych ciepłno-mechanicznych na próbkach o kształcie jak w załączniku I-10. Cykl rozpoczynał się od temperatury 60°C, która po 4 minutach osiągała 930°C. Przytrzymanie próbki na tym etapie trwało 8 minut, a chłodzenie następowało w kolejnych 4 minutach. Do nagrzewania użyto lamp halogenowych natomiast chłodzenie odbywało się strumieniem powietrza przepływającym wewnątrz cylindrycznej – rurowej próbki.

Testy zmęczeniowe odbywały się przy ciągłej kontroli stanu odkształcenia, którego maksymalna wartość wynosiła 0,3% przy rozciąganiu (2 próbki) i ściskaniu (2 próbki). Do kontroli odkształceń użyto ekstensometru. Po przeprowadzeniu określonej ilości cykli następował trzeci etap polegający na ściskaniu próbki w temperaturze pokojowej, z użyciem emisji i kamery o wysokiej rozdzielczości w celu określenia krytycznych odkształceń. Wyniki jakie uzyskano to odkształcenia:

- na poziomie 0,2% powodujące delaminację,
- zawierające się w przedziale 1–0,8% powodujące pęknięcie warstewki.

Podsumowując powyższy podrozdział można zauważyć, że **brak jest procedur** dotyczących przeprowadzania prac przygotowawczych przed testem wytrzymałościowym lub mającym na celu określenie własności mechanicznych. Błąd jaki można popełnić, biorąc do obliczeń numerycznych wartości krytyczne odkształceń z [68], może być nawet 20-krotny w porównaniu do odpowiednich wartości z [2], gdzie autorzy uwzględnili obciążenia cykliczne ciepłno-mechaniczne jak i wykorzystali niezbędne narzędzia pomiarowe: ekstensometr, emisję akustyczną oraz kamerę o wysokiej rozdzielczości.

9.1.3. Rodzaje stosowanych badań do określenia parametrów mechaniki pęknięcia lub krytycznych odkształceń podłoża, przy których dochodzi do uszkodzenia TBC

W niniejszej pracy starano się zebrać i opracować w postaci załącznika I informacje o różnych, przeprowadzanych testach eksperymentalnych dotyczących powłok ochronnych TBC. Zawierają one dane o: wymiarach próbki, sposobie zadawania obciążenia, rodzaju podłoża, podkładu, pokrycia i ich grubości, zbiegach przygotowawczym i osiągniętych wynikach.

Badania eksperymentalne jakie prezentowane są w literaturze dostępnej do chwili obecnej, można podzielić w zależności od:

1. Sposobu obciążenia

- jednoosiowe rozciąganie,
- zginanie,
- ścinanie,
- zginanie ze ścinaniem,
- zginanie z rozciąganiem,
- zginanie ze ściskaniem,
- złożony, nieznany stan naprężenia przy zastosowaniu odcisku wgłębnika w pobliżu badanej warstwy.

Podczas pracy łopatkı najwięsze naprężenia pochodzą włąsnie od rozciągania oraz zginania, więc te dwa testy są najbardziej istotne z punktu widzenia badań TBC.

2. Temperatury, w której przeprowadzone jest badanie:

- testy w temperaturze pokojowej,
- testy w wysokich temperaturach.

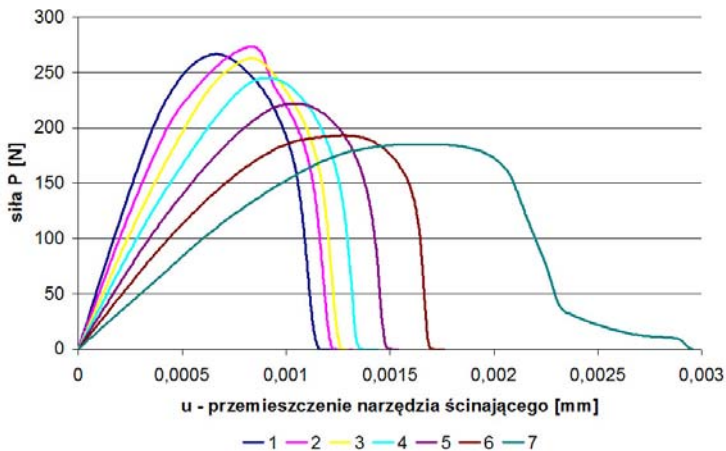
Powinny być prowadzone tylko testy uwzględniające wplyw temperatury gdyż jest to zgodne z rzeczywistymi warunkami pracy łopatkı turbin silników.

3. Budowy badanej próbki

- podło + podkład + pokrycie,
- podło + podkład + pokrycie + element dodatkowy,
- pokrycie.

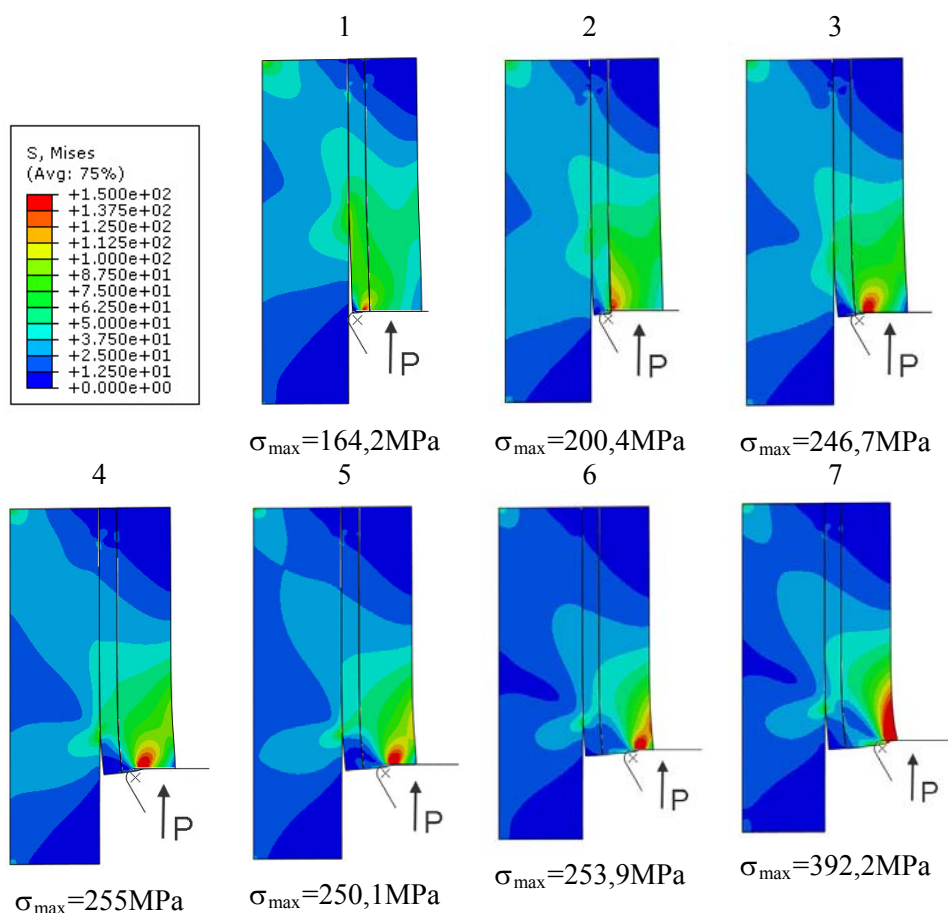
W wielu przypadkach jakość wyników zależy w znacznej mierze od dokładnoci wykonania próbki i sposobu jej obciazenia. Za przykład może nam posłużyć test na ścinanie warstewki TBC prezentowany w [11, 38]. Szczegolowy rysunek próbki oraz pozostałe informacje znajdują się w załączniku I-1.

Przeprowadzono wlasne badania numeryczne dotyczące wplywu ksztaltu uchwytu stosowanego w teście ścinania warstwy TBC. Uwzględniały one rózne wymiary średnicy narzędzia ścinającego warstewk TBC. Rysunek 9.15. przedstawia jak zmienia się wartość siły, podczas próby ścinania, aż do uzyskania delaminacji od podłoza lub podkładu, dla róznych pozycji przyłożenia narzędzia ścinającego. Biorąc pod uwagę skrajne wartości, róznica jest na poziomie 50%. Mowiac bardziej obrazowo, jeśli wykonamy narzędzie skrawające o szerokości o 0,7mm, tzn. „za szerokie” to uzyskamy wlasnie błąd na tym poziomie. Dodatkowo dochodzi jeszcze odchyłka płaskości część skrawającej i jeśli powierzchnia warstewki nie będzie dokładnie przylegać do narzędzia to wyniki będą jeszcze inne.



Rys. 9.15. Siły niszczenice warstewk TBC podczas testu ścinania (źródł: badania wlasne)

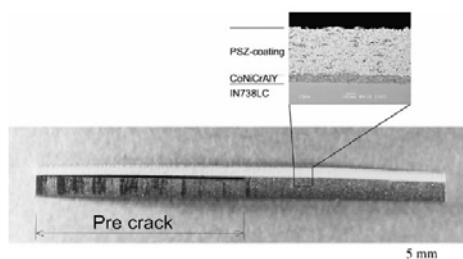
Na Rys. 9.16. przedstawiono wyniki symulacji w postaci pól naprężeń Misesa dla wszystkich analizowanych przypadków i dla tego samego przemieszczenia warstewki TB równego $u=2\text{mm}$. Dodatkowo, w celu lepszej wizualizacji, została ujednorodniona skala, a maksymalne wartości naprężeń zredukowanych Misesa naniesiono pod poszczególnymi zdjęciami. Z analizy zdjęć wynika, że najmniejsze koncentracje występują, gdy największa jest powierzchnia w kontakcie. Jednak nawet i w tym przypadku nie występuje stan czystego ścinania.



Rys. 9.16. Rozkład naprężeń Misesa dla rozpatrywanych przypadków (źródło: badania własne)

Niektóre z prac prezentują, technicznie bardzo trudne do wykonania, próbki [3, 29, 85] co utrudnia przeprowadzenie testów. Już sam fakt, że grubość warstewek podłoża i pokrycia są rzędu dziesiątych części milimetra stanowi pewne wyzwanie.

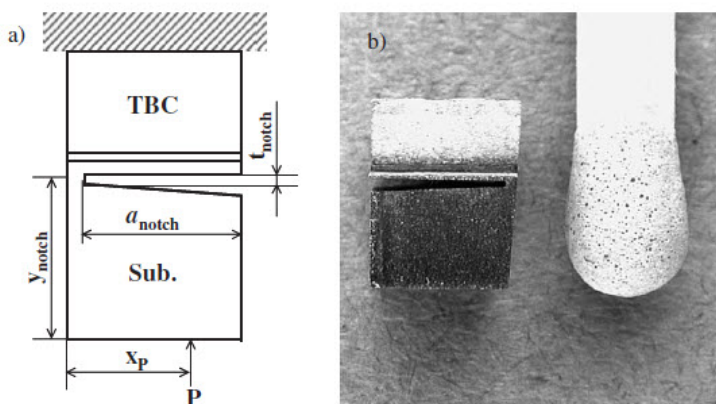
W pracy [3] zaprezentowano ciekawy sposób obciążenia próbki w stanie złożonym (ściskanie + zginanie) Rys. 9.17. Jednak sporym utrudnieniem jest wykonanie nacięcia o szerokości zaledwie 0,1mm oddzielającego podłoże od systemu TBC. Nacięcie to jak podają autorzy zostało wykonane tarczą diamentową.



Rys. 9.17. Próbką do badania przy złożonych stanie (ściskanie + zginanie) [3]

Kolejnym trudnym i jak piszą autorzy w pracy [85] czasochłonnym w realizacji przykładem jest już wspomniane wyżej wykonanie próbki EB-PVD przy kilkukrotnym jej nanoszeniu na podłoże bez podkładu, tak by można było później usunąć samą warstewkę. Ostatecznie próbka wykonana metodą EB-PVD miała grubość 1mm i była badana w teście 4-punktowego zginania.

Jako trzeci przykład posłuży nam próbka pokazana w pracy [124], widoczna na Rys. 9.18.



Rys. 9.18. Próbką do badania złożonego stanu (zginanie + ściskanie) [124]

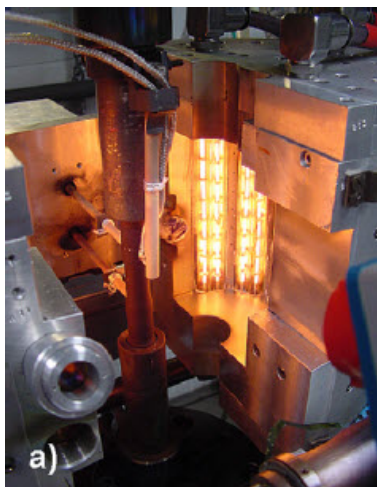
Poprzez wykonanie nacięcia i mimoosiowe przyłożenie siły uzyskano złożony stan naprężenia, bardzo bliski temu jaki doznaje łopatką w najbardziej wyężonym miejscu u jej podstawy, czyli zginanie ze ściskaniem. Próbka miała wymiary 3,5x4,9mm i była na tyle mała, że test był przeprowadzany pod mikroskopem.

Wymagało to zatem, podobnie jak w pracy [85], zastosowania oryginalnego autorskiego uchwytu.

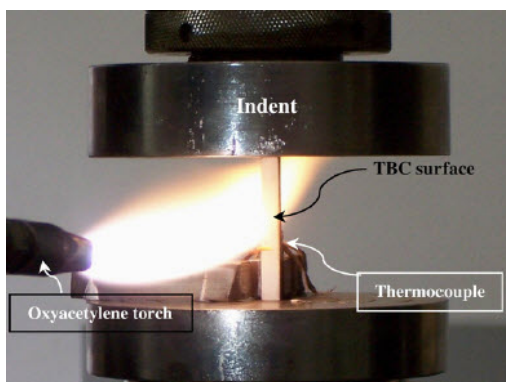
W pracy [133] autorzy zwrócili uwagę na zjawisko pełzania pokrycia, przy dłuższym czasie obciążenia, wprowadzając także tzw. współczynnik grubości, który jest stosunkiem grubości podłoża do pokrycia. Przeprowadzono liczne symulacje pokazujące jak zmieniają się naprężenia normalne, styczne i zredukowane Misesa dla różnych współczynników grubości i czasów obciążenia.

Dyskusyjne jest także w jaki sposób nagrzewać próbkę. Można to robić na dwa sposoby: umieszczając próbkę z komorze gdzie znajdują się lampy halogenowe lub inne źródła ciepła zasilane energią elektryczną (jak w pracy [2]) lub można to czynić za pomocą palnika acetylenowo – tlenowego [69] (Rys. 9.19.). Każdy z tych sposobów ma swoje wady i zalety jednak biorąc pod uwagę fakt, że warstewka TGO narasta wolno i atmosfera spalin palnika acetylenowego czy rozgrzanego powietrza nie mają większego wpływu na prędkość jej narastania, to lepszym rozwiązaniem staje się zastosowanie komory ogrzewanej elektrycznie. Zalety są następujące:

- stały rozkład temperatury, nad którym czuwa układ automatyki i tym samym powtarzalność warunków badań,
- duże bezpieczeństwo,
- programowanie cykli,
- możliwość przeprowadzenia testu w każdym pomieszczeniu, gdyż komora posiada izolację a uchwyty są chłodzone wodą,
- możliwość przeprowadzania testów długotrwałych np. zmęczeniowych.



a)



b)

Rys. 9.19. Sposoby nagrzewania próbki: a) w komorze ogrzewanej elektrycznie, b) bezpośrednio palnikiem acetylenowo – tlenowym [69]

9.1.4. Sposoby pobierania informacji

Nie tylko jakość wykonania próbek, ale także sposób w jaki będziemy pobierać informacje o stanie systemu TBC pod obciążeniem są ważne dla uzyskania poprawnych danych z eksperymentu. Główne metody badawcze otrzymywania danych, na podstawie przeprowadzonych testów, przedstawiono poniżej.

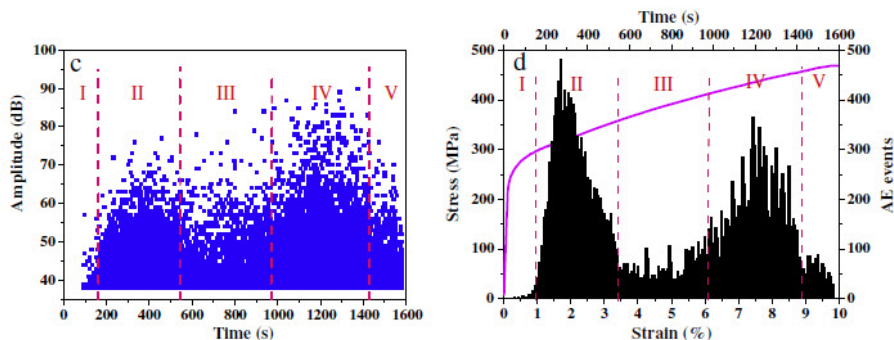
9.1.4.1. Emisja akustyczna (EA)

System TBC jest bardzo specyficznym materiałem kompozytowym i jego najważniejsza część, odpowiedzialna za trwałość – kontakt pokrycia z podłożem, jest niewidoczna podczas samego badania. Kontakt ten jest w znacznym stopniu pofalowany, co było tematem wielu artykułów i ponadto zmienia się podczas pracy łopatki w wysokiej temperaturze, gdy dochodzi do narastania warstwy TGO. W związku z tak skomplikowaną strukturą i zachodzącymi zmianami, jedną z istotnych metod obserwacji zachodzących zjawisk podczas testów wytrzymałościowych, jest stosowanie emisji akustycznej. Emisja akustyczna była wykorzystywana między innymi w pracach [2, 83, 95, 143].

W pracy [2] użyto dwóch czujników z zakresem od 300 do 800MHz. W pracy [95] był to czujnik przystosowany do wysokich temperatur o częstotliwości 70kHz. Autorzy stosowali tu odcięcie szumu na poziomie 45dB. Natomiast w pracy [83] użyto jednego czujnika, podczas testu czteropunktowego zginania, w celu określenia krytycznych odkształceń dla próbek poddanych różnej ilości cykli termicznych. W pracy [143] częstotliwość zapisu wyników wynosiła 1MHz, natomiast szумы zostały odcięte na niższym poziomie niż w pracy [95] wynoszącym 38dB. Podczas badań jednoosiowego rozciągania użyto dwóch czujników znajdujących się od strony podłoża.

Autorzy sugerują podział uzyskanych wyników EA na kilka etapów tzw. stref, Rys. 9.20. przy próbie jednoosiowego rozciągania próbki z pokryciem TBC:

- I strefa – jest to tylko kilka zdarzeń EA z małą amplitudą, kiedy podłoże doświadcza odkształceń sprężystych lub sprężysto – plastycznych,
- II strefa – przy wzroście obciążenia gwałtownie pojawia się duża ilość sygnałów EA, rośnie też ich amplituda z 39 do 45–70dB. Pochodzą one głównie z pęknięć w warstewce TBC,
- III strefa – przy dalszym wzroście obciążenia ilość zdarzeń EA powoli spada i pozostaje na niskim poziomie, ale amplitudy rosną. Jest to spowodowane zatrzymaniem pojawiania się nowych pęknięć,
- IV strefa – pęknięcia zaczynają propagować i łączyć się tworząc mikropęknięcia na interfejsie podkład – pokrycie. W tym przedziale pojawia się także delaminacja i odpryskiwanie w pokryciu,
- V strefa – ostatecznie sygnały EA stają się rzadkie i o małych amplitudach, kiedy pokrycie oddziela się od podłoża.



Rys. 9.20. Podział stref emisji akustycznej [143]

9.1.4.2. Wartość siły, przemieszczenia, odkształcenia

Podczas badań wytrzymałościowych istotny jest dobór maszyny wytrzymałościowej tak, aby nie pracować w małym jej zakresie, lub by go nie przekroczyć. Podczas badań własnych, do niniejszej pracy doktorskiej były używane dwie maszyny wytrzymałościowe MTS o zakresach do 100kN oraz posiadająca komorę wysokich temperatur (do 1400°C) 25kN.

Istotnym parametrem, uzyskiwanym podczas badań wytrzymałościowych, jest nie tylko siła, ale także odkształcenia odpowiadające danemu obciążeniu. Standardowo z maszyny wytrzymałościowej możemy uzyskać zapis w postaci siła-przemieszczenie. Teoretycznie, jeśli chcielibyśmy pozyskać informacje o odkształceniach, na bazie przemieszczenia uchwytu, wystarczy podzielić dany przyrost przez początkową długość próbki. Jednak jest to metoda mało dokładna, gdyż przemieszczenie uzyskiwane z maszyny wytrzymałościowej zawiera zarówno odkształcenia części pomiarowej próbki jak i chwytowej – odkształcenia szczęk, uchwytów itp. Zatem w celu pozyskania dokładnych informacji o odkształceniach na próbce konieczne jest np. naklejenie tensometru, użycie ekstensometru lub systemu pomiaru optycznego Aramis.

Problem pomiaru odkształceń pojawia się jednak, gdy prowadzimy badania w komorze wysokich temperatur: możemy go zignorować jak autorzy w pracy [68], gdzie bazowano tylko na informacjach z maszyny wytrzymałościowej, lub problem można rozwiązać na dwa inne sposoby:

- pierwszy sposób to użycie specjalnej komory z wziernikiem tak, aby można było obserwować próbkę kamerą o wysokiej rozdzielczości [2]. Wziernik jest widoczny na Rys. 9.19.a.
- drugi sposób jest to użycie ekstensometru, który ma wyprowadzenia poza komorę wysokotemperaturową [2].

Tego typu ekstensometry oraz współpracujące z nimi komory wysokotemperaturowe oferuje m.in. firma MTS. Na Rys. 9.21.a pokazano ekstensometr o bazie 25mm i możliwym przemieszczeniu od -1,25mm do 2,5mm. Sam czuj-

nik znajduje się za osłoną termiczną, natomiast maksymalna temperatura badanej próbki może wynosić 1200°C. Na Rys. 9.21.b pokazano ten sam ekstensometr zamocowany do maszyny wytrzymałościowej. Jego część stykowa przechodzi przez rozchyloną komorę, zaś sam czujnik znajduje się w temperaturze otoczenia.



Rys. 9.21 Wykorzystanie ekstensometru wysokotemperaturowego [75]

9.1.4.3. Zastosowanie systemu Aramis

Aramis jest systemem do bezkontaktowych, trójwymiarowych pomiarów przemieszczeń przy obciążeniach zarówno statycznych jak i dynamicznych. Z uwagi na fakt, że jest to metoda bezkontaktowa możliwe jest badanie elementów o skomplikowanych kształtach. Inaczej niż w przypadku tensometru, przy zastosowaniu Aramisa uzyskujemy informacje o przemieszczeniach na całej badanej powierzchni próbki, podczas gdy stosując tensometr otrzymujemy informacje odpowiadającą jego bazie tzn. lokalną, punktową.

Graficzne przedstawienie wyników pomiarowych, w postaci kolorowych pól, daje możliwość pełniejszego zrozumienia zachowań badanego obiektu.

Aramis, na podstawie zdjęć wykonanych cyfrowymi kamerami, rozpoznaje trójwymiarową strukturę powierzchni mierzonego obiektu (każdemu pikselowi na zdjęciu są przypisane odpowiednie współrzędne). Po nagraniu wszystkich zdjęć system porównuje je oraz oblicza przemieszczenia i odkształcenia.

Najbardziej istotne cechy i zalety systemu Aramis to:

- możliwość użycia do pomiarów dwuwymiarowych i trójwymiarowych,
- proste przygotowanie próbki do badań. Podobnie jak w metodzie rastrowej próbkę trzeba przygotować do badań nanosząc regularny lub losowy deseń tylko w przypadku, gdy powierzchnia próbki jest zbyt jednorodna,

- bardzo duże pole pomiarowe. Wszystkie obiekty – i duże i małe (od 1mm do 2000mm) mogą być mierzone za pomocą tego samego czujnika. Odształcenia względne mogą być mierzone w zakresie od 0,01% do kilkuset procent,
- przedstawianie graficzne wyników pomiarów oraz gęsty raster zbierania pomiarów,
- wysoka mobilność systemu,
- generator raportów, funkcji pomiarowych i wyników,
- możliwość zautomatyzowania często powtarzanych czynności za pomocą makr,
- system posiada możliwość zbierania dodatkowych sygnałów za pomocą własnej elektroniki do 7 kanałów analogowych jednocześnie.

Na Rys. 9.22. pokazano system Aramis, który był używany podczas badań do pracy doktorskiej w celu dokładnego określenie przemieszczeń i odształceń przy których następuje uszkodzenie powłoki TBC. Dodatkowo podczas badań była także wykorzystywane emisja akustyczna.

Opis stanowiska na Rys. 9.22. jest następujący: 1 – próbka z powłoką TBC, 2 – uchwyty maszyny wytrzymałościowej, 3 – system kamer Aramis, 4 – czujniki emisji akustycznej.



Rys. 9.22. Użycie systemu Aramis oraz emisji akustycznej (źródło: badania własne)

9.1.4.4. Badania mikroskopowe

Nierozłącznym elementem podczas badań wytrzymałościowych powłok TBC jest użycie mikroskopu. Zdjęcia mikroskopowe można spotkać niemalże w każdej pracy rozważanej w literaturze, a w szczególności [2, 38, 46, 61, 69, 76, 83, 90, 124, 126, 140, 141, 143, 145–147]. W większości przypadków nie służą jednak one obserwacji zewnętrznej powierzchni pokrycia, gdzie pojawiają się pęknięcia już w ostatnim stadium uszkodzenia TBC, lecz wykonywane są jako przekroje poprzeczne przez warstwę.

Zdjęcia mikroskopowe mają na celu:

- obserwację struktury warstwy TBC po jej naniesieniu. Szczególnie jest to ważne gdy stosujemy różne proszki, różne moce i odległości palnika plazmowego jak np. w pracy [61] lub powłoki typu FGM,
- obserwację struktury warstwy TBC, po przeprowadzeniu cykli starzeniowych, dla różnych temperatur i czasów starzenia jak np. w pracy [69], gdzie widoczny jest wzrost warstewki TGO lub w pracy [141], gdzie dochodzi do spiekania kolumn naniesionych metodą EB-PVD,
- obserwację struktury po przeprowadzeniu testów wytrzymałościowych np. dla różnych obciążeń – dobrym przykładem jest tutaj praca [124], gdzie obserwowany był dokładnie ten sam obszar.

Tego typu informacje są niezwykle cenne, gdyż stanowią podstawę do poprawnego opisanie modelu materiału w programie Abaqus i przeprowadzania w rezultacie wiarygodnych i zgodnych z rzeczywistością symulacji.

9.1.5. Wnioski

W podsumowaniu należy się zgodzić z autorami prac [145, 123], że brak jest obecnie ujednoczonych metod badawczych oraz procedur dotyczących badania własności wytrzymałościowych pokryć ochronnych TBC.

9.2. Wyznaczenie modułu Younga warstwy TBC poprzez pomiar mikrotwardości

Twardość mierzona przy obciążeniu wgłębnika poniżej 9,81N (1kG) nosi nazwę mikrotwardości. Małe rozmiary odcisków umożliwiają pomiary twardości składników fazowych i mikrostrukturalnych w stopach metali, pojedynczych ziaren i wtrąceń niemetalicznych. Mikrotwardość wykorzystuje się w badaniach procesów dyfuzji, efektów odkształcenia plastycznego, anizotropii własności, zjawisk zachodzących w pobliżu granic ziaren oraz badaniach wpływu różnych czynników i procesów na własności materiałów [15, 47, 96].

Powyższa definicja mikrotwardości świadczy o tym, że ta metoda doskonale nadaje się do zastosowania w pomiarach dla warstewki ochronnej TBC. Należy przypomnieć, że grubość warstewki TBC (podkład + pokrycie) waha się w granicach 0,3–0,5mm. Trudno by było tym samym zastosować inne znane metody do wyznaczania modułu sprężystości podłużnej dla tak cienkiego materiału. Konieczne staje się zatem zastosowanie takiej metody jak badanie mikrotwardości i na jej podstawie wyznaczenie modułu Younga. Warstwa TBC ma właściwości anizotropowe, dlatego potrzebne jest wykonanie pomiarów w wielu punktach.

Badania mikrotwardości mają szczególne znaczenie przy badaniu takich materiałów jak Al_2O_3 czy ZrO_2 istotnych z punktu widzenia pokryć TBC [47] oraz pokryć odpornych na zużycie np. CrN, NiP stosowanych do pokrywania roboczych części narzędzi skrawających [15]. W pracy [47] przedstawiono szereg

wyników pomiarów takich modułów jak: sprężystości podłużnej (E), postaciowej (G) i objętościowej (B), łącznie dla 33 materiałów. Wyniki zostały naniesione na wykresy w funkcji twardości Vickersa (HV) i są aproksymowane funkcjami liniowymi o następującej postaci:

$$E=16,48 \cdot HV \text{ [Pa]},$$

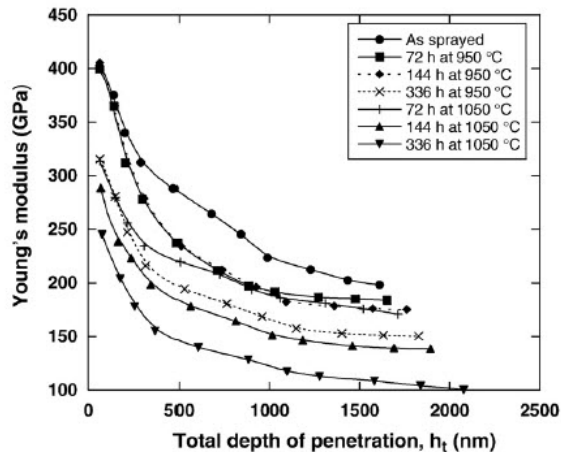
$$G=6,78 \cdot HV \text{ [Pa]},$$

$$B=10,38 \cdot HV \text{ [Pa]}.$$

Ponadto autorzy informują, że stosunek G/B może być używany do rozgraniczenia materiałów na kruche i plastyczne. Mniejsze wartości G/B świadczą o plastyczności materiału zaś za granicę uważa się wartość 0,57.

Niezwykle cenna pod względem uzyskanych wyników jest praca [96] gdzie badania mikrotwardości były robione dla pokryć poddanych utlenianiu w temperaturach 950°C oraz 1050°C przez 72, 144 oraz 336h. Analizowano klasyczne pokrycie $ZrO_2(8\% Y_2O_3)$ z podkładem NiCrAlY.

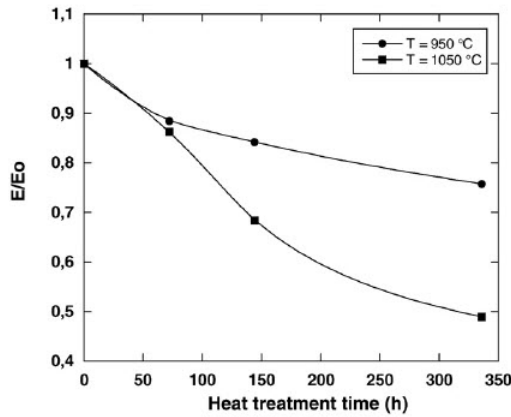
Wykresy na Rys. 9.23. przedstawiają zmianę modułu Younga w funkcji zagłębienia wgłębnika dla różnych czasów utleniania i różnych temperatur. Zależność jaka płynie z tych wykresów jest jednoznaczna – moduł Younga rośnie, gdy głębokość penetracji maleje. To zjawisko jest spowodowane wieloma czynnikami m.in. chropowatością, falistością powierzchni czy też odkształceniami samego wgłębnika.



Rys. 9.23. Wartości modułu Younga w funkcji głębokości [133]

Wykres na Rys. 9.24. pokazuje jak zmienia się moduł Younga dla dwóch różnych temperatur i czasu pracy pokrycia. Dla temperatury 1050°C moduł Younga spada aż o połowę po czasie 350h. Pamiętajmy, że ресурс silnika PZL-10W wynosi 3000h, zatem należy brać pod uwagę ten czynnik.

Powyższe wyniki mogą być z powodzeniem wykorzystane dla symulacji komputerowych w celu określenia długości życia powłoki.

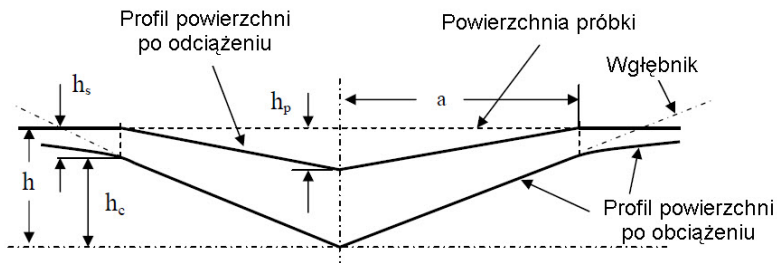


Rys. 9.24. Zmiana modułu Younga w funkcji czasu [133]

9.2.1. Opis metody

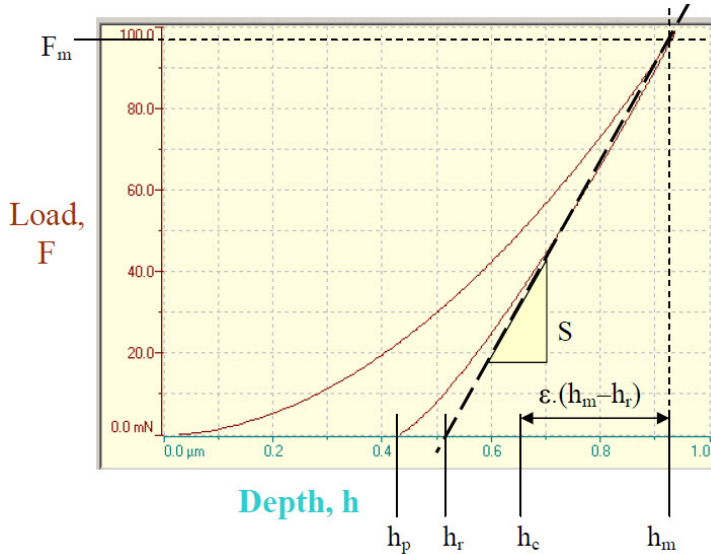
W badaniach użyto węgelnika Vickersa, który ma kształt ostrosłupa o kącie między przeciwległymi ścianami wynoszącym 136° . Na Rys. 9.25. przedstawiony jest przekrój przez odcisk z wyróżnionymi etapami pomiaru tj. powierzchnią pierwotną próbki, po obciążeniu oraz odciążeniu. Istotne są tutaj takie wielkości jak:

- h (h_m) – maksymalna głębokość,
- h_c – głębokość kontaktu,
- h_p – głębokość resztkowa (po odciążeniu).



Rys. 9.25. Schemat przedstawiający kontakt na granicy próbka – węgelnik

Na Rys. 9.26. przedstawiono typową krzywą obciążenia F w funkcji głębokości penetracji węgelnika. Oznaczone zostały także poszczególne głębokości odnoszące się do Rys. 9.25.



Rys. 9.26. Typowa krzywa siła – głębokość odcisku (źródło: badania własne)

Moduł Younga badanej próbki wyznaczany jest ze wzoru:

$$E = \frac{1 - \nu_s^2}{\frac{1}{E_r} - \frac{1 - \nu_i^2}{E_i}} \text{ [Pa]}, \quad (9.4)$$

gdzie:

ν_i, E_i – liczba Poissona oraz moduł Younga wgłębnika,

$E_i = 1141 \text{ GPa}, \nu_i = 0,07,$

ν_s – liczba Poissona próbki,

E_r – zredukowany moduł kontaktu,

$$E_r = \frac{\sqrt{\pi} \cdot S}{2 \cdot \beta \cdot \sqrt{A_p}} \text{ [Pa]}, \quad (9.5)$$

gdzie:

β – współczynnik wynikający z geometrii wgłębnika, $\beta = 1,012,$

S – sztywność kontaktu [N/m],

A_p – pole kontaktu [m²].

Dla wgłębnika Vickersa pole kontaktu określone jest zależnością

$A_p = 4 \tan^2(\alpha) \cdot h_c^2 \approx 24,504 \cdot h_c^2.$

Sztywność kontaktu S wyznaczamy ze wzoru (metoda Olivier&Pharr)

$S = m \cdot F_m \cdot (h_m - h_p)^{-1}.$

Stałe m i ε zależą od kształtu wgłębnika,

$m = 1,6, \varepsilon = 0,743.$

Głębokość kontaktu wyznaczana jest ze wzoru:

$$h_c = h_m - \varepsilon \cdot (h_m - h_r).$$

Przecięcie stycznej z osią określone jest wzorem:

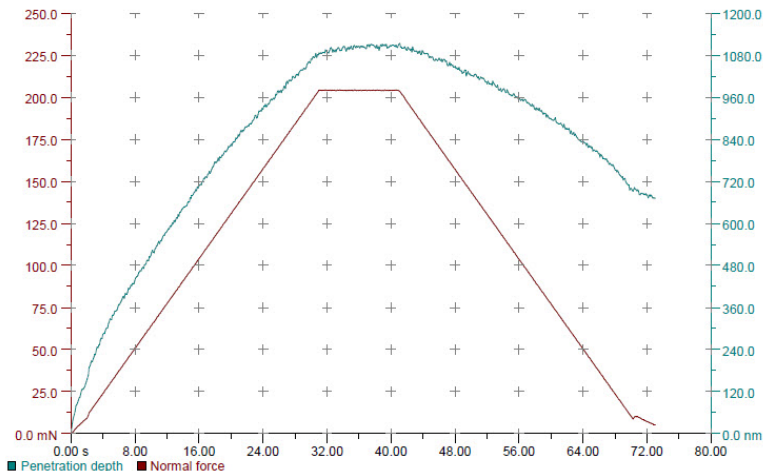
$$h_r = h_m - (F_m/S).$$

Kompletny algorytm do obliczania modułu Younga przy znanych wartościach: maksymalnej siły F_m , maksymalnego zagłębienia h_m oraz głębokości po odsunięciu wgłębniaka h_p został wykonany w programie Mathcad.

9.2.2. Wyniki pomiarów badań własnych

Celem badań własnych było wyznaczenie modułu Younga metodą pośrednią poprzez pomiar mikrotwardości w temperaturze pokojowej. Badania dotyczyły zarówno pokrycia ochronnego TBC jak i stopu, na którym została naniesiona powłoka. Pomiary miały także na celu uwidocznienie jak zmienia się moduł Younga na grubości wykonanej warstewki. Wyniki z przeprowadzonych pomiarów posłużyły na ich wykorzystanie w programie Abaqus podczas przeprowadzania szeregu symulacji.

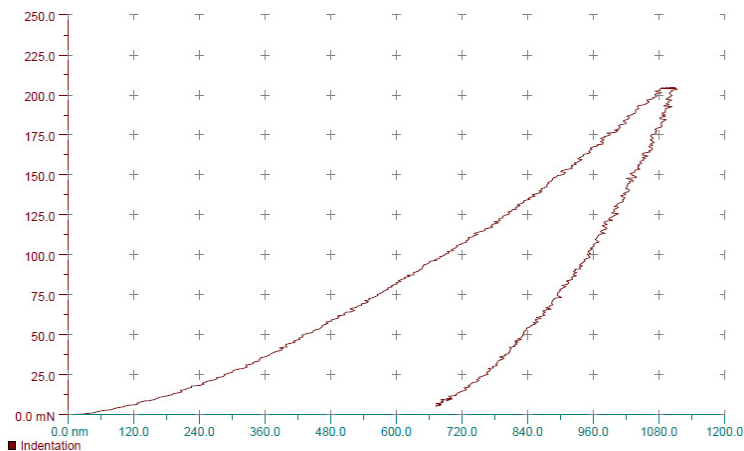
Wykonano łącznie dwie serie pomiarów. W pierwszej serii zostało wykonanych 12 odcisków, zaś w drugiej 11. Dla wszystkich pomiarów zostały wygenerowane raporty ze szczegółowymi wynikami. Przykładowo na Rys. 9.27.–9.30. zostały przedstawione wyniki dla pierwszego pomiaru, pierwszej serii odcisków Vickersa.



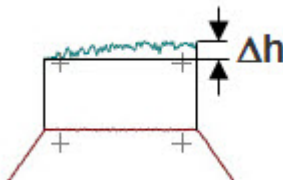
Rys. 9.27. Wykres zmiany siły i głębokości penetracji w czasie (źródło: badania własne)

Analizując Rys. 9.27. – przebieg pomiaru można podzielić na trzy etapy:

- obciążanie o czasie trwania 30s z liniowym przyrostem siły,
- przytrzymanie obciążenia na stałym poziomie w czasie 10s,
- odciążenie z liniowo opadającą siłą w czasie 30s.



Rys. 9.28. Wykres zmiany głębokości penetracji w funkcji siły (źródło: badania własne)



Rys. 9.29. Przyrost penetracji przy stałej sile

Należy zwrócić uwagę, że podczas 10 sekundowego okresu, gdy siła ma stałą wartość, dochodzi do przyrostu penetracji o wartości Δh (Rys. 9.29.). Tym samym można określić parametr pełzania korzystając z zależności [24.]:

$$C_{HM} = (\Delta h / h_1) \cdot 100, \quad (9.6)$$

gdzie:

Δh – $(h_2 - h_1)$ – przyrost głębokości przy stałej sile [nm],

h_1 – głębokość po osiągnięciu ustalonej siły w teście [nm],

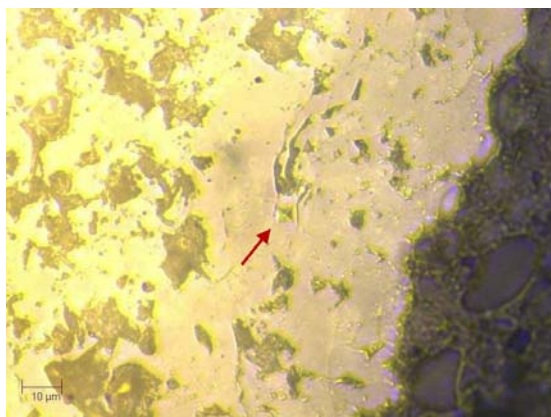
h_2 – głębokość na końcu odcinka czasu gdy siła była stała [nm].

Na Rys. 9.28. przedstawiono wykres siła – głębokość penetracji wgłębnika, z którego można odczytać szereg istotnych parametrów, które zostały szczegółowo naniesione na Rys. 9.26.

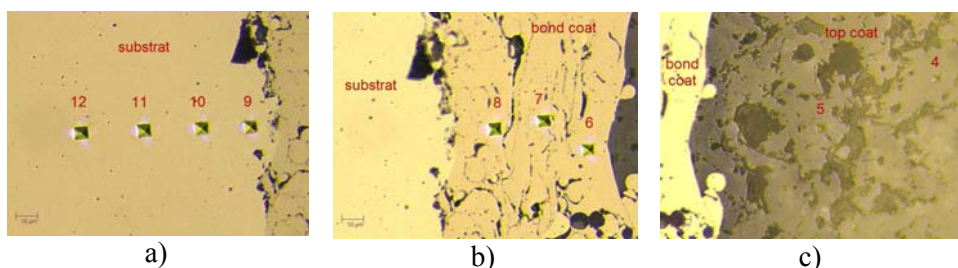
Na Rys. 9.30. został przedstawiony jeden z odcisków Vickersa w pierwszej serii badań. Czarne miejsca to pory w warstwie top-coat, stąd też określanie miejsca wykonania odcisku ma szczególne znaczenie dla poprawności wyników badań.

Na Rys. 9.31. zgromadzone zostały trzy zdjęcia z raportów z badań, gdzie wyraźnie widać rozgraniczenia pomiędzy:

- metaliczną powierzchnią próbki (substrat), gdzie wykonano odciski 9–12,
- podkładem (bond coat) z wykonanymi odciskami 6–8,
- barierą cieplną (top coat) o grubości ok. 0,25mm z widocznymi odciskami 4 oraz 5.



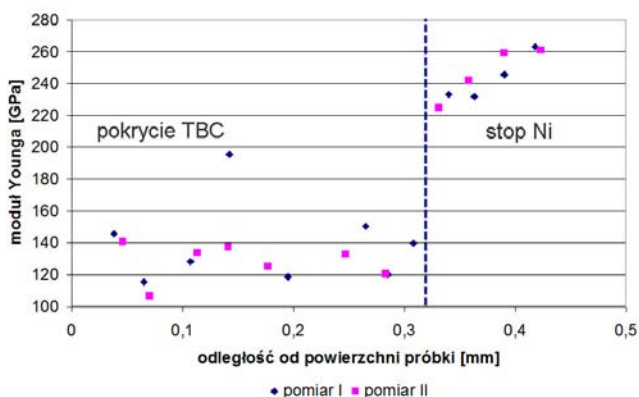
Rys. 9.30. Zdjęcie mikroskopowe dla pierwszego odcisku Vickersa (źródło: badania własne)



Rys. 9.31. Obrazy mikroskopowe dla poszczególnych warstw (źródło: badania własne)

Na powyższych zdjęciach widać wyraźną różnicę w porowatości między warstwą metaliczną, a podkładem i barierą cieplną.

Na Rys. 9.32. zostały naniesione wszystkie wyniki pomiarów z obu serii. Uśrednione wartości dla poszczególnych materiałów zostały zestawione w Tab. 9.7 dla dwóch metod: Oliver&Pharr oraz Tangent.



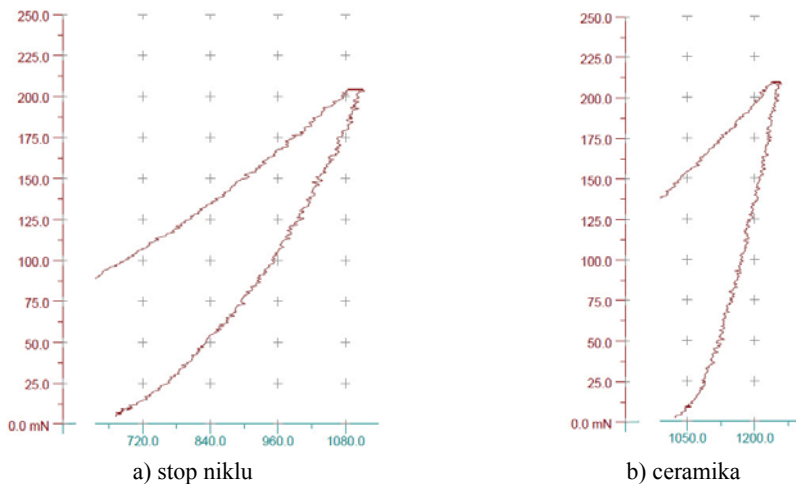
Rys. 9.32. Wartości modułu Younga (O&P) (źródło: badania własne)

Większe różnice w wynikach otrzymujemy dla stopu niklu. Dla materiałów z dużą sztywnością oraz wykazujących duże deformacje lepszą metodą jest metoda Tangent – metoda liniowej ekstrapolacji. Metoda ta zakłada, że krzywa odciążenia jest w pierwszym okresie liniowa, zaś w metodzie O&P stosowana jest funkcja wykładnicza w celu dopasowanie do krzywej odciążenia.

Tab. 9.7. Zestawienie uśrednionych wyników pomiarów (źródło: badania własne)

Moduł Younga [GPa]	stop Ni	podkład (bond coat)	bariera cieplna (top coat)
Oliver&Pharr	245,1	132,7	135,7
Tangent	216,3	127,0	143,9
Różnica [%]	11,75	4,29	6,04

Porównanie obu krzywych odciążenia dla ceramiki i stopu niklu przedstawiono na Rys. 9.33. Postać tych krzywych dowodzi, że istotny jest wybór wyników z raportu, generowanego przez program obsługujący mikrotwardościomierz, opracowanych za pomocą metody Tangent lub O&P.



Rys. 9.33. Porównanie krzywych odciążenia dla materiałów z dużą różnicą sztywności (źródło: badania własne)

9.2.3. Wnioski

- przeprowadzone dwie serie pomiarów pozwoliły na określenie modułów sprężystości podłużnej dla materiału z którego jest wykonana łopatką: podkładu oraz pokrycia. Powyższe wartości są niezbędne w celu przeprowadzenia symulacji komputerowych,
- pomiary mikrotwardości pozwalają także na określenie parametru pełzania istotnego podczas określania długości życia pokrycia przy przeprowadzaniu symulacji,

- na wyniki pomiarów wpływa znacząco porowatość podkładu oraz bariery cieplnej. Stochastyczny rozkład porów powoduje znacznie większy rozrzut wyników dla ceramiki niż dla metalu, Rys. 9.32.,
- istotne znaczenie ma wybór metody opracowania wyników z zastosowaniem metody Tangent lub O&P,
- utworzony algorytm w programie Mathcad do wyznaczania modułu Younga może służyć weryfikacji wyników otrzymanych bezpośrednio w raportach z badań,
- znaczący wpływ na wartość modułu Younga ma temperatura oraz czas pracy łopatkki i będzie to kierunkiem dalszych prac autora.

9.3. Starzenie próbek – badania własne

Jednym ze zjawisk jakie występują w pokryciu TBC, podczas jego eksploatacji, jest pojawianie się warstewki Al_2O_3 , określanej w literaturze mianem TGO (thermally grown oxide). Jej występowanie wiąże się z faktem występowania porowatości warstwy pokrycia i tym samym możliwością dostępu tlenu do granicy pokrycia i podkładu. Jednym z pierwiastków wchodzącym w skład podkładu jest aluminium. Zatem tlen, który dostaje się wewnątrz systemu TBC, powoduje powstawanie cienkiej (kilka mikrometrów) warstewki tlenku aluminium, której grubość z czasem narasta.

Narastanie warstewki TGO jest procesem powolnym. Z przeprowadzonej analizy literatury wynika, że autorzy stosują czasy starzenia od kilkudziesięciu do nawet kilku tysięcy godzin, czyli tyle ile wynosi rezerwa łopatkki silnika turbinowego.



Rys. 9.34. Rozmieszczenie próbek w piecu muflowym

Jednym z celów przeprowadzonych badań w pracy doktorskiej było określenie wpływu czasu starzenia próbki a tym samym wzrostu grubości warstewki TGO na sposób uszkodzania systemu TBC.

Starzenie próbek prowadzono dla czterech zakresów: 48, 89, 185 i 353h w temperaturze $1000^{\circ}C$. Do wykonania starzenia użyto pieca muflowego, którego wnętrze, wraz z rozmieszczeniem próbek, widoczne jest na Rys. 9.34. Sta-

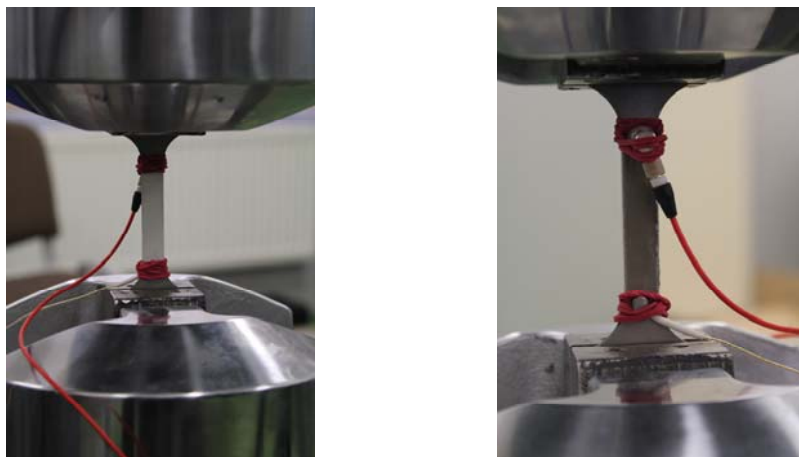
zeniu poddano po 8 sztuk próbek wiosełkowych, belkowych oraz cylindrycznych. Pobieranie próbek z pieca, po upływie ustalonych czasów, następowało dopiero po całkowitym jego wystygnięciu, by nie dochodziło do nagłych szoków termicznych.

9.4. Jednoosiowe rozciąganie próbek wiosełkowych z warstwą TBC – badania własne

Jednoosiowe rozciąganie próbek jest jednym z najczęściej przeprowadzanych testów przy określaniu parametrów wytrzymałościowych systemu TBC. Badania miały na celu określenie krytycznych odkształceń, prowadzących do uszkodzenia systemu TBC, zarówno dla pokrycia w stanie pierwotnym jak i poddanego starzeniu opisanego w podrozdziale 9.3. Badania prowadzone były dla dwóch serii próbek. Wyniki z pierwszej serii, jako rozpoznawczej, miały dostarczyć informacji, przy jakich odkształceniach następuje uszkodzenie pokrycia. Druga seria próbek rozciągana była tylko do pewnego poziomu obciążenia (ustalonego na podstawie wyników z pierwszej serii), a następnie były przeprowadzane obserwacje mikroskopowe.

9.4.1. Pierwsza seria próbek

Badania były wykonywane na maszynie wytrzymałościowej MTS 100kN. Próbkę, umieszczoną w uchwytach hydraulicznych maszyny wytrzymałościowej, pokazano na Rys. 9.35. Prędkość z jaką rozciągane były wszystkie próbki wynosiła 0,2mm/min.



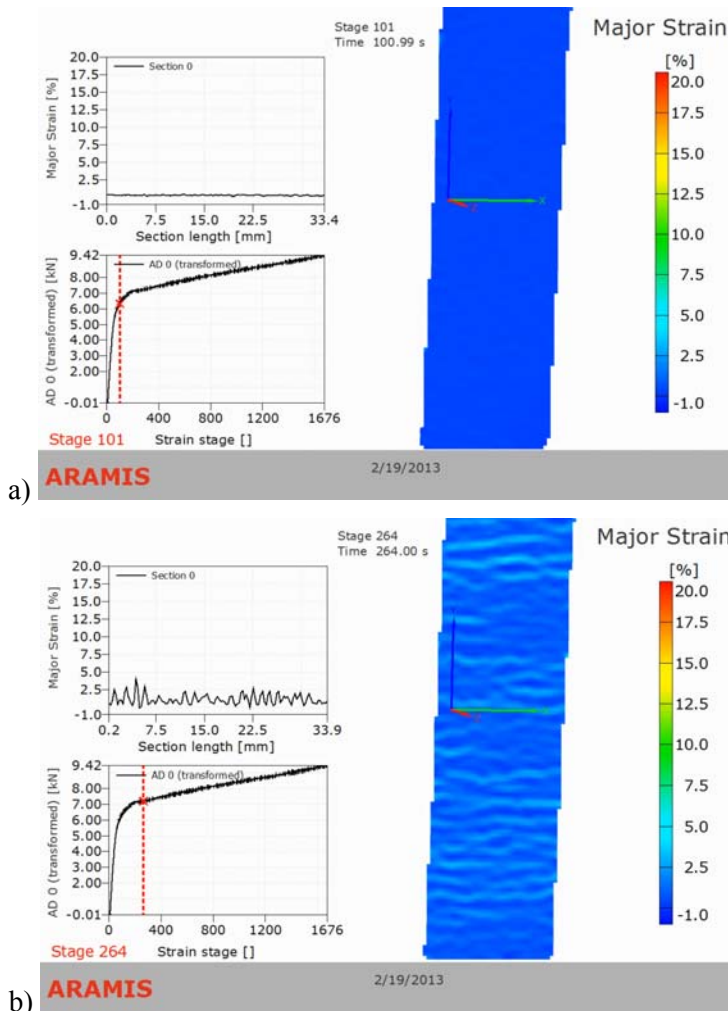
Rys. 9.35. Próbką wraz z zamocowanymi czujnikami emisji akustycznej (źródło: badania własne)

Pierwsza seria próbek była rozciągana do chwili pojawienia się widocznych pęknięć, świadczących wyraźnie o tym, że pokrycie zostało uszkodzone. Jednak z wcześniej przeprowadzonej analizy literatury wynika, że uszkodzenie systemu

TBC ma swój początek na granicy pokrycia i podkładu, która jest niewidoczna dla oka nieuzbrojonego.

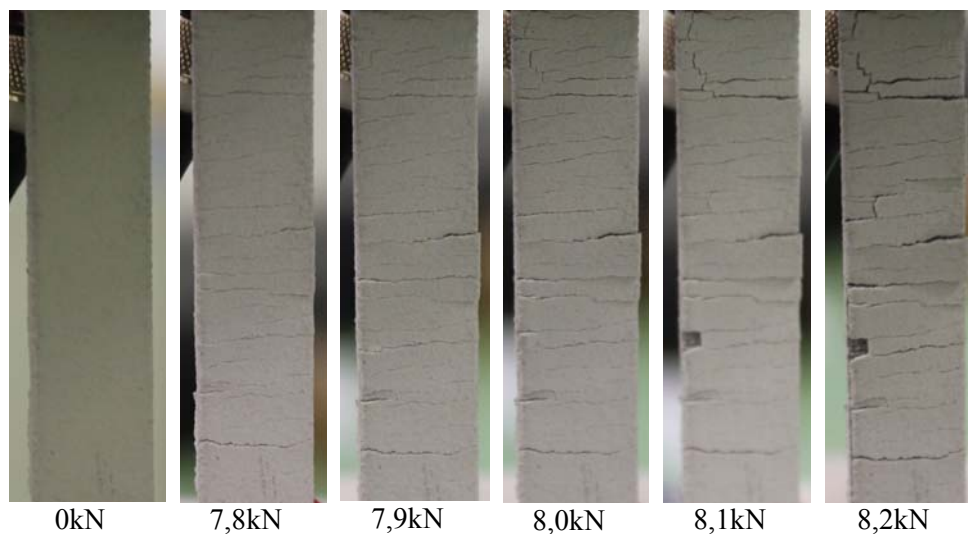
Dlatego, w celu określenia odkształceń, przy których następuje uszkodzenie, posłużono się dwiema metodami: opisanym w rozdziale 9.1.4.3 wykorzystaniem systemu Aramis oraz opisanym w rozdziale 9.2.4.1 wykorzystaniem emisji akustycznej.

Na Rys. 9.36. przedstawiono dwa obrazy odkształceń, w systemie TBC, podczas jednoosiowego rozciągania próbki nie poddanej starzeniu: a) dla obciążenia odpowiadającego granicy plastyczności materiału podłoża (6,2kN), oraz b) po przekroczeniu granicy plastyczności, gdy materiał zaczyna się umacniać (7,2kN).



Rys. 9.36. Odkształcenie główne (kierunek pionowy) w próbkach, monitorowane systemem Aramis: a) przed zainicjowaniem uszkodzenia, b) po zainicjowaniu uszkodzenia (źródło: badania własne)

W pierwszym przypadku nie jesteśmy w stanie zauważyć zmian w polach odkształceń, w drugim przypadku pojawiają się jaśniejsze linie świadczące o rozwoju uszkodzenia. Obserwując próbkę okiem nieuzbrojonym (Rys. 9.37.) uszkodzenie pokrycia można było dostrzec począwszy od obciążenia wynoszącego 7,8kN (próbka nie poddana starzeniu).



Rys. 9.37. Początkowy etap uszkodzenia systemu TBC przy jednoosiowym rozciąganiu (źródło: badania własne)

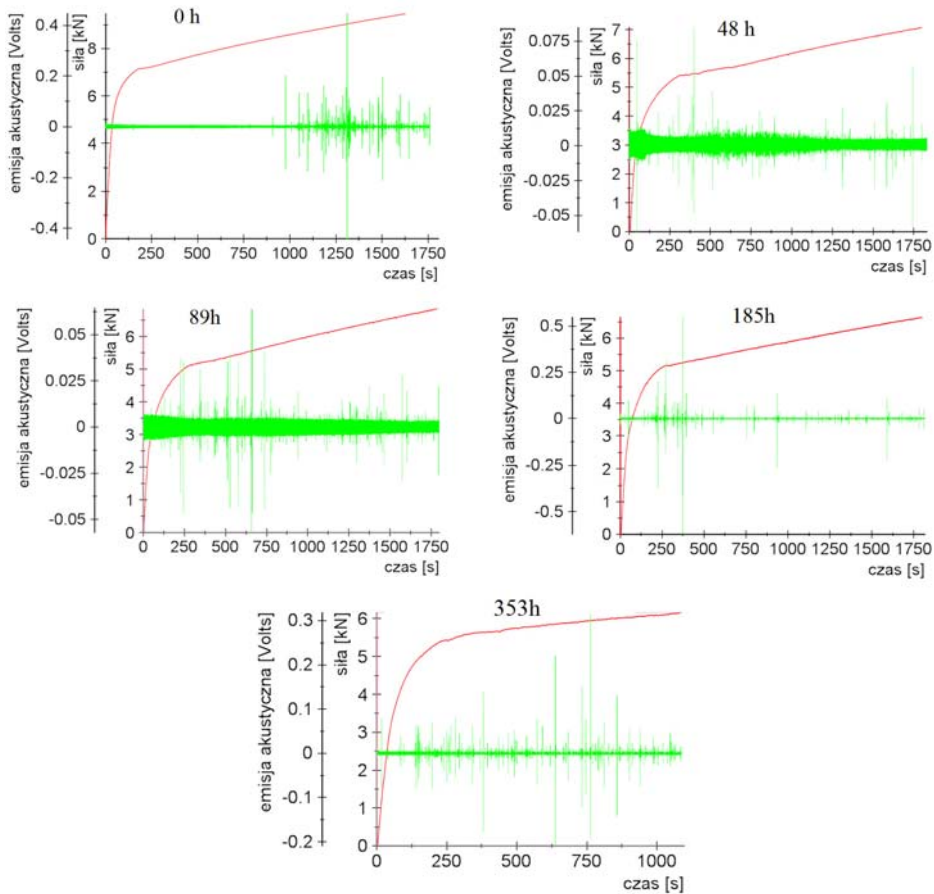
Bardziej skuteczną metodą określania początku pojawienia się uszkodzenia jest emisja akustyczna, gdyż pozwala ona na rejestrację uszkodzeń, które nie są widoczne na powierzchni pokrycia. Na Rys. 9.38. przedstawiono wyniki zarówno dla próbki nie poddanej starzeniu jak i próbek poddawanych starzeniu. W próbkach, które nie poddano procesom starzenia, pierwsza wyraźna amplituda EA pojawia się przy obciążeniu 6,8kN, a więc emisja akustyczna, w przypadku materiałów kruchych i pokryć TBC pozwala wcześniej określić moment inicjacji pęknięcia.

Uzyskane wyniki w I serii prób ograniczyły poziom obciążenia rozciągającego do wartości 5kN, po czym zostały wykonane obserwacje mikroskopowe.

9.4.2. Druga seria próbek

Badania, dla próbek poddanych starzeniu i poddanych obciążeniu mechanicznemu, zostały przeprowadzone na nowoczesnym mikroskopie skaningowym QUANTA FEG 250 firmy FEI – SEM (ang. Scanning Electron Microscope).

Istota pracy mikroskopu polega na tym, że wiązka elektronów, skupiona na powierzchni badanej próbki w plamkę o bardzo małej średnicy (do 0,1nm), omiata wybrany prostokątny obszar powierzchni ruchem skanującym.

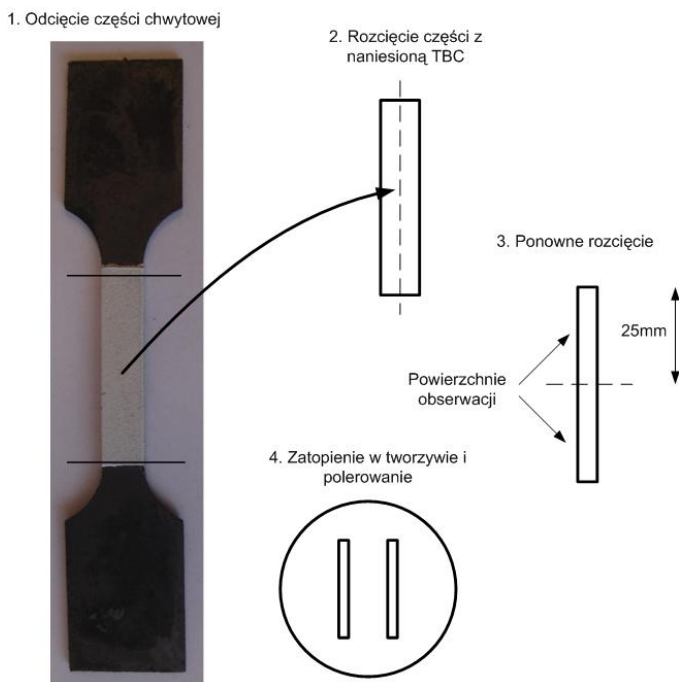


Rys. 9.38. Wyniki emisji akustycznej dla próbek rozciąganych (źródło: badania własne)

Elektrony wiązki wnikają w próbkę na niewielką głębokość, część ulega tzw. wstęcznemu rozproszeniu jednak większość z nich pozostaje w próbce tracąc energię w różnego rodzaju oddziaływaniach, czemu towarzyszy emisja elektronów wtórnych, elektronów Augera, promieni rentgenowskich, światła i in. Zastosowanie odpowiednich detektorów pozwala na uzyskanie różnych informacji o badanym materiale. Mikroskop ten jest adresowany dla szerokiej grupy materiałów takich jak: metale i ich stopy, cienkie warstwy tlenków, pokrycia ceramiczne, korozja, kompozyty, polimery, minerały, materiały porowate itp.

Badania mikroskopowe dotyczyły próbek poddanych starzeniu z naniesioną warstwą TBC w piecu w temperaturze 1000°C. Czasy starzenia wynosiły: 48, 89, 185 i 353h. Następnie próbki poddano rozciąganiu zadając obciążenie 5kN w każdym przypadku. Takiemu samemu obciążeniu została poddana także próbka, którą nie poddano oddziaływaniom procesów starzenia.

Przed badaniami próbki wioselkowe zostały poddane rozcięciu i zatopieniu w żywicy zgodnie z procedurą pokazaną na Rys. 9.39.



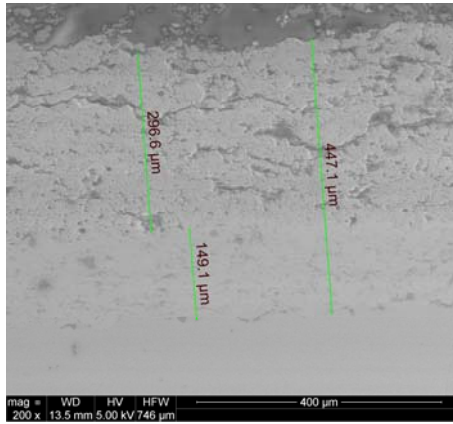
Rys. 9.39. Przygotowanie próbek do badań

Analizując zdjęcia (Rys. 9.40.), wykonane przy użyciu mikroskopu elektronowego, można na nich wyróżnić następujące warstwy: pokrycie (TC - top coat) o grubości około 300 μ m, podkład (BC – bond coat) o grubości około 150 μ m oraz warstwę metaliczną.

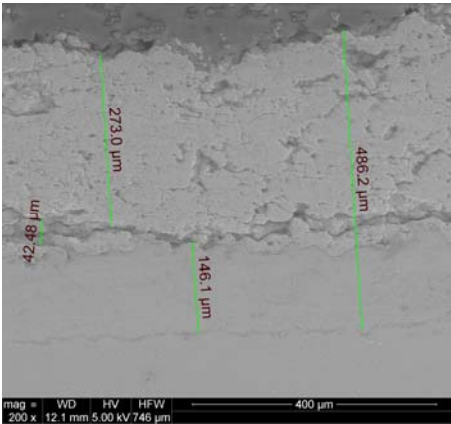
Warstewka nie poddana starzeniu posiada pojedyncze spękania będące efektem łączenia się porów istniejących w warstwie ceramicznej.

Już po niewielkiej ilości godzin przetrzymywania próbki w agresywnym środowisku i poddaniu obciążeniu mechanicznemu można zauważyć, że istnieje jedno główne pęknięcie. Jest ono usytuowane w warstwie ceramicznej tuż przy granicy z podkładem. W niektórych miejscach i dla dużego powiększenia dało się zauważyć pęknięcie na granicy obu warstw (Rys. 9.41.). W próbce nie zaobserwowano natomiast pęknięć prostopadłych, krawędziowych. Po czasie 89h wygrzewania nadal istnieje ten sam mechanizm uszkodzenia. Pęknięcie jednak miejscami zaczyna wędrować, od granicy z podkładem, nawet na kilkadziesiąt mikrometrów, w głąb warstwy ceramicznej.

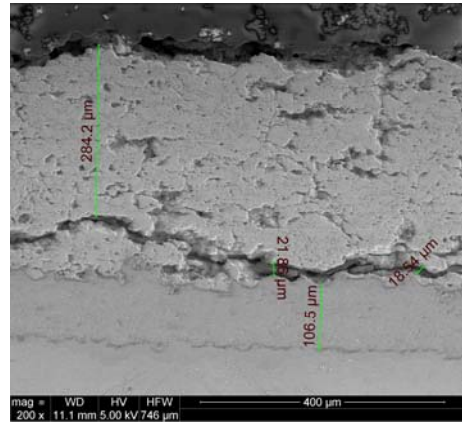
Na Rys. 9.40.d przedstawiony jest fragment ze środkowej części próbki (biorąc pod uwagę jej długość), dla której czas starzenia wynosił 185h.



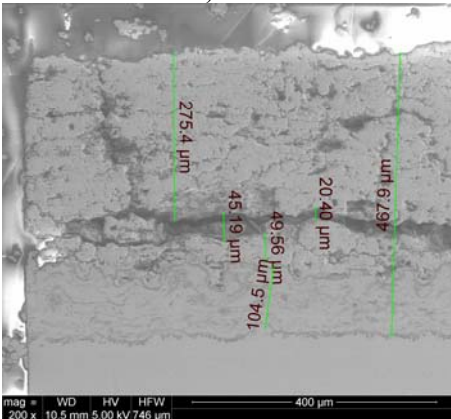
a) 0h



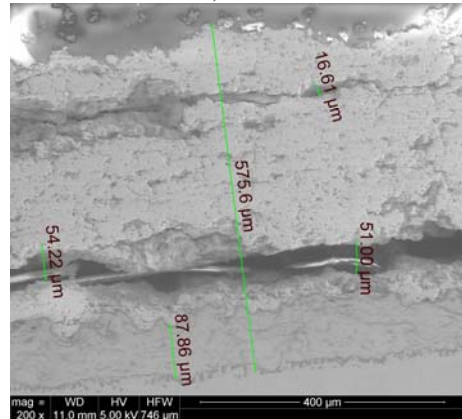
b) 48h



c) 89h

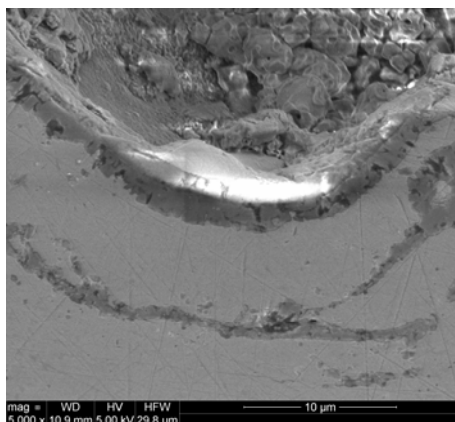


d) 185h



e) 353h

Rys. 9.40. Zdjęcia warstwy TBC wraz z wymiarami dla różnych czasów starzenia (źródło: badania własne)



Rys 9.41. Pęknięcie na granicy TC i BC (89 h) (źródło: badania własne)

Widoczne jest tu zarówno poziome pęknięcie, mające znaczne rozmiary, rzędu kilkunastu mikrometrów, jak i pęknięcie pionowe. Te zjawiska świadczą o pogarszających się własnościach wytrzymałościowych systemu TBC.

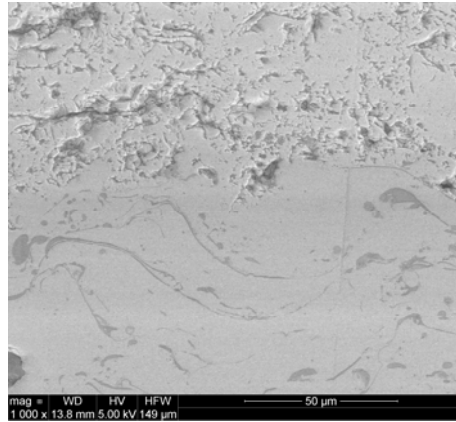
Obraz uszkodzeń dla 353h starzenia przedstawia Rys. 9.40.e. Grubość pęknięcia przy granicy z podkładem jest już rzędu $50\mu\text{m}$. Wyraźnie można też dostrzec poziome pęknięcie w górnej części warstwy ceramicznej.

W żadnym jednak przypadku nie zaobserwowano uszkodzenia w podkładzie czy na granicy podkładu i podłoża

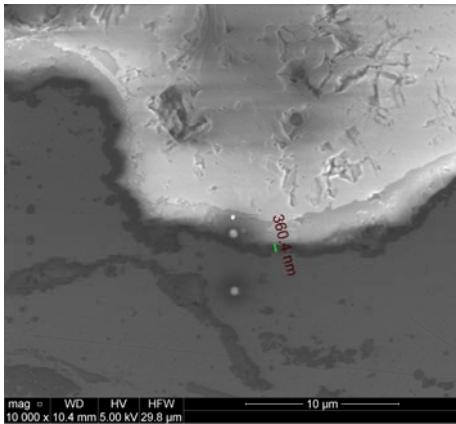
Drugim niezwykle ważnym zjawiskiem, do jakiego dochodzi podczas pracy łopatek z pokryciami TBC, jest pojawienie się warstewki tlenku aluminium Al_2O_3 określanej w literaturze skrótem TGO (thermal growth oxide).

Na Rys. 9.42.a pokazana jest warstewka ceramiczna oraz podłoże. Dla próbki poddanej procesowi starzenia, brak jest widocznej granicy pomiędzy wyżej wspomnianymi warstewkami. Już po 48 godzinach prowadzenia starzenia wyraźnie daje się zaobserwować granicę w postaci ciemnego „paska” przebiegającego przez całą grubość próbki. Po przeprowadzeniu analizy chemicznej stwierdzono występowanie głównie dwóch pierwiastków: tlenu i aluminium. Świadczy to o tym, że na granicy uformowała się warstewka Al_2O_3 . Grubość tej warstewki zwiększa się z czasem co przedstawiono na wykresie (Rys. 9.43.), gdzie została dopasowana funkcja logarytmiczna opisująca wzrost grubości TGO. Te dane należy jednak traktować bardzo ostrożnie, gdyż pochodzą tylko z jednego przekroju próbki.

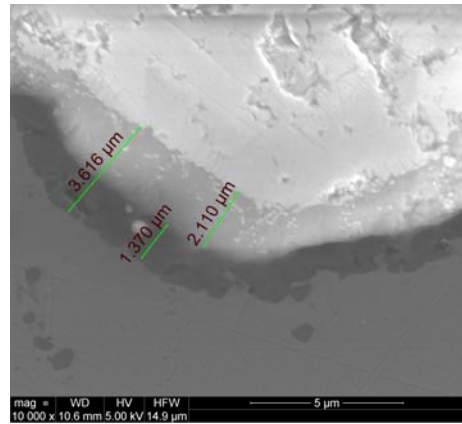
Mikroskop skaningowy posiada także możliwość wykonywania mikroanalizy rentgenowskiej EDS (energy dispersive spectroscopy). Odczyt intensywności charakterystycznego promieniowania rentgenowskiego jest możliwy dzięki tworzeniu się par elektron-dziura. Promieniowanie każdego z pierwiastków jest zbierane równolegle, dlatego analiza EDS należy do metod szybkich. Analiza EDS została przeprowadzona dla próbek poddanych starzeniu oraz w takich warstwach jak: TC, TGO, BC, granica BC – metal oraz metal.



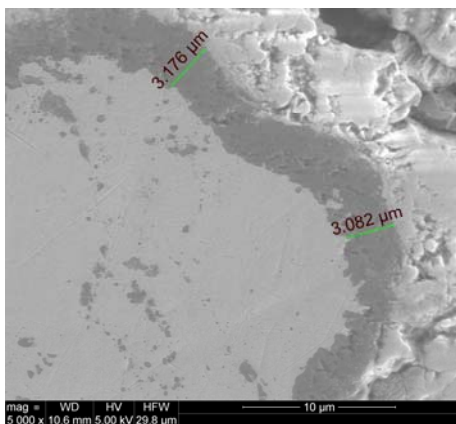
a) 0h



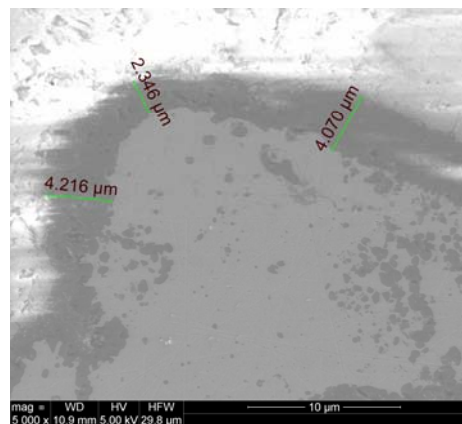
b) 48h



c) 89h

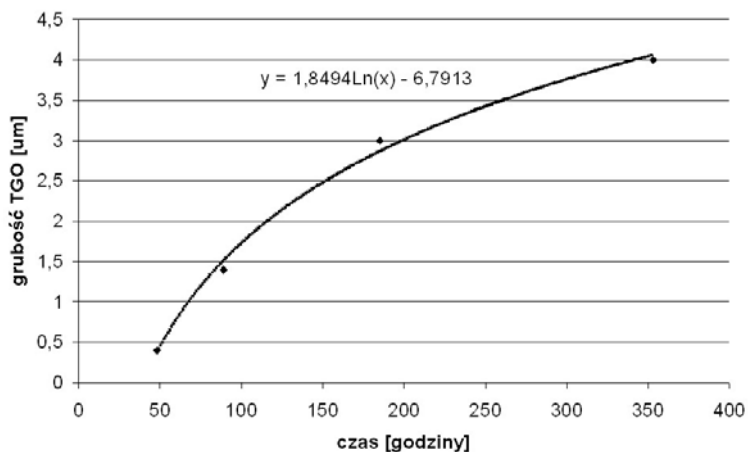


d) 185h



e) 353h

Rys. 9.42. Wymiary warstwy TGO dla różnych czasów starzenia (źródło: badania własne)



Rys. 9.43. Funkcja opisująca wzrost warstewki TGO (źródło: badania własne)

W warstwie pokrycia ceramicznego TC głównymi pierwiastkami są tlen: 56,48%–63,19% oraz cyrkon 29,54%–31,86% (Tab. 9.8). Trzecim pierwiastkiem jest Itr 2,86%–4,49%. Świadczy to zatem o występowaniu ZrO_2 stabilizowanego Y_2O_3 .

Tab. 9.8. Zawartość pierwiastków – warstwa TBC (źródło: badania własne)

	O	Al	Y	Zr	Cr	Fe	Co	Ni
48h	56,48	1,36	3,21	31,86	1,45	1,86	1,18	2,27
89h	57,08	1,50	3,35	31,14	1,39	2,03	0,99	2,28
185h	51,59	0,70	4,49	36,29	1,38	1,94	0,84	1,47
353h	63,19	0,72	2,86	29,54	0,81	1,55	0,32	0,79

Pozostałe pierwiastki, których zawartość jest na poziomie 1% są wynikiem dyfuzji z głębszych warstw, która jest intensywna w wysokich temperaturach.

Niezwykle istotnym było wykrycie warstwy TGO (Tab. 9.9.), warstewka ta odznaczała się innym odcieniem szarości na granicy z warstwą ceramiczną co ułatwiało jej lokalizację. Warstwa ta zawierała od 49,52% do 58,90% tlenu i 32,35%–41,35% aluminium. Potwierdza to zatem występowanie Al_2O_3 . Zawartość pozostałych pierwiastków jest na poziomie jednego – kilku procent.

Tab. 9.9. Zawartość pierwiastków – warstwa TGO (źródło: badania własne)

	O	Al	Y	Zr	Cr	Fe	Co	Ni
48h	57,95	32,35	0,21	2,57	1,44	1,00	1,29	2,59
89h	58,90	34,45	0,21	1,10	1,22	0,98	0,98	2,06
185h	51,86	41,35	0,65	1,96	1,08	0,93	0,73	1,43
353h	49,52	33,04	0,56	4,29	1,37	1,37	3,53	6,31

Trzecią warstwą jest podkład BC (Tab. 9.10.). Jest to warstwa, w której powinny znajdować się takie pierwiastki jak: Ni, Co, Cr, Al, Y w kolejności od największej do najmniejszej zawartości. Przeprowadzona analiza potwierdza występowanie wyżej wymienionych pierwiastków w takiej samej kolejności jeśli chodzi o zawartość procentową. Dodatkowo znajduje się w tej warstwie także cyrkon oraz żelazo. Oba te pierwiastki pochodzą z dyfuzji z warstwami sąsiednimi. Dla czasów starzenia 185h i 353h zawartość tlenu w podkładzie spada do kilku procent, dzieje się tak za sprawą narastania coraz to grubszej i szczelniejszej warstwy TGO.

Tab. 9.10. Zawartość pierwiastków – warstwa BC (źródło: badania własne)

	O	Al	Y	Zr	Cr	Fe	Co	Ni
48h	27,05	13,11	0,43	3,03	17,92	2,60	22,01	4,49
89h	24,02	8,81	0,27	1,92	13,91	4,41	15,81	29,10
185h	5,59	11,85	0,22	2,21	17,41	5,64	19,55	37,52
353h	4,32	27,30	0,19	1,77	6,38	7,46	9,52	43,04

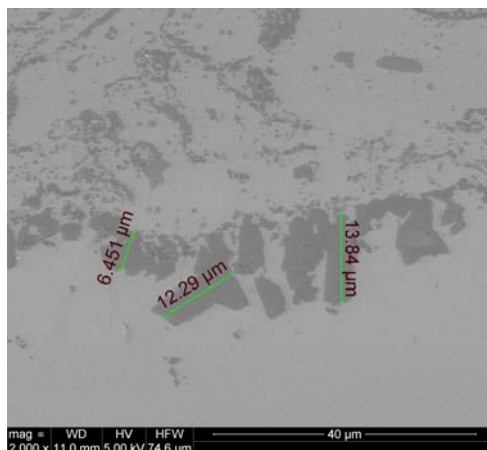
Interesującym miejscem są okolice granicy podkładu z warstwą metaliczną (Tab. 9.11.). Podczas starzenia można zaobserwować pojawienie się nowej fazy, która przy małym powiększeniu wyraźnie tworzą granicę.

Tab. 9.11. Zawartość pierwiastków – granica BC – metal (źródło: badania własne)

	O	Al	Y	Zr	Cr	Fe	Co	Ni
48h	6,06	60,07	0,05	1,56	6,69	13,35	3,97	8,25
89h	8,49	64,17	0,11	2,07	5,06	9,71	3,30	7,04
185h	1,78	75,96	0,20	2,02	4,20	7,51	2,63	5,71
353h	1,20	78,19	0,10	2,73	3,73	7,61	1,85	4,58

Nie jest ona jednak ciągła i nie ma jednakowej grubości jak w przypadku TGO, tylko jest tworzona z pojedynczych ziaren o wymiarach od kilku do kilkunastu μm (Rys. 9.44.). Po wykonaniu analizy EDS stwierdzono, że warstwa ta zawiera od 60%–78% aluminium, reszta to głównie żelazo i nikiel z warstwy metalicznej.

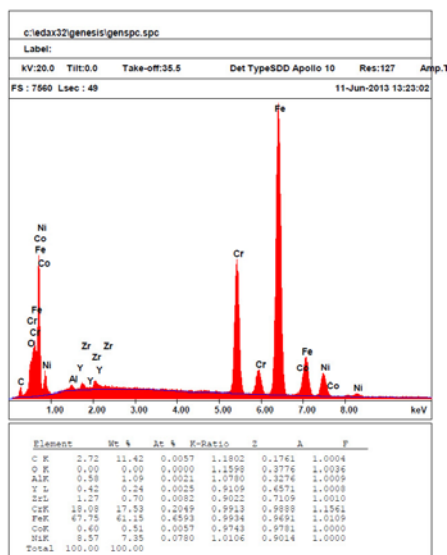
Ostatnią warstwą jest metaliczne podłoże. Była nią stal kwasoodporna 0H18N9 o teoretycznej zawartości chromu 17%–19,5% i niklu od 8%–11%. O ile zawartość chromu jest na właściwym poziomie o tyle zawartość niklu jest za duża i dodatkowo występuje kobalt (Tab. 9.12.). Jednak po wykonaniu pomiarów, już w odległości 45 μm od granicy z podkładem (Rys. 9.45.), zawartość pierwiastków jest zgodna z oczekiwaniami. Pomiary w bliskiej odległości świadczą zatem o istnieniu dyfuzji pomiędzy wszystkimi warstewkami, gdyż w warstwie podłoża możemy odnaleźć także Zr oraz Y.



Rys. 9.44. Granica podkład – metal (353h) (źródło: badania własne)

Tab. 9.12. Zawartość pierwiastków – podłoże (źródło: badania własne)

	O	Al	Y	Zr	Cr	Fe	Co	Ni
48h	2,80	1,26	0,11	1,36	18,34	56,02	4,63	15,48
89h	7,77	2,07	0,09	1,56	16,93	42,88	8,20	20,48
185h	0,21	2,41	0,13	1,23	17,70	41,42	11,05	25,84
353h	0,19	1,57	0	1,81	17,93	45,21	9,72	23,24



Rys. 9.45. Zawartość pierwiastków w podłożu w odległości 45μm od granicy z podkładem (185h) (źródło: badania własne)

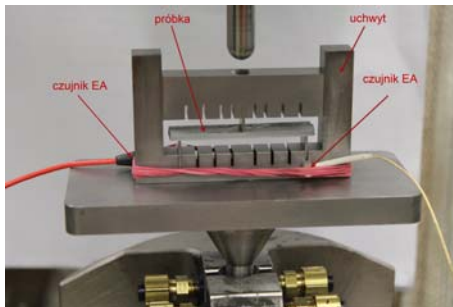
9.5. Trójpunktowe zginanie próbek belkowych z warstwą TBC – badania własne

Podczas pracy łopatką, wraz z jej pokryciem, doznaje nie tylko rozciągania spowodowanego działaniem siły odśrodkowej, lecz także zginania w pewnych obszarach położonych w jej dolnej części. Badając pokrycia ochronne TBC należało zatem przygotować odpowiednie próbki "do zginania". Pokrycie wykonano na podłożu ze stali 0H18N9 o grubości 2mm przez WSK Rzeszów. Długość próbek wynosiła 50mm, zaś szerokość 10mm.

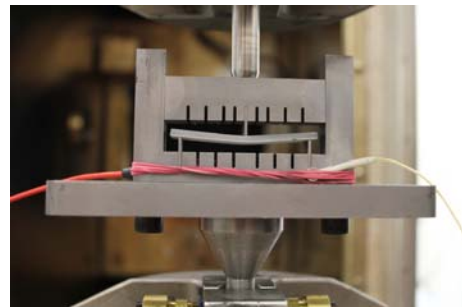
Dla tak małych próbek konieczne było zaprojektowanie i wykonanie specjalnego uchwytu przedstawionego na Rys. 9.46., którego dokumentacja znajduje się w załączniku II. Uchwyt posiada regulowane podpory, tak by można było realizować zarówno trójpunktowe jak i czteropunktowe zginanie. Uchwyt przystosowany jest do montowania w głowicach hydraulicznych dowolnej maszyny wytrzymałościowej w Laboratorium Budownictwa. W tym przypadku, ze względu na występowanie małych obciążeń, zastosowano maszynę wytrzymałościową MTS o zakresie do 25kN.

Wszystkie badania były wykonywane w temperaturze pokojowej. Podobnie jak w przypadku próbek do rozciągania, część z nich została poddana starzeniu w temperaturze 1000°C przez okres: 48, 89, 185 i 353h.

Po przeprowadzeniu zginania dla pierwszej próbki, nie poddanej starzeniu, ustalono 2 charakterystyczne strzałki ugięcia próbki : 0,8mm oraz 2mm. W tym przypadku obciążenie stanowiło przemieszczenie belki uchwytu o zadaną wartość. Badanie prowadzono z prędkością 0,2mm/min.



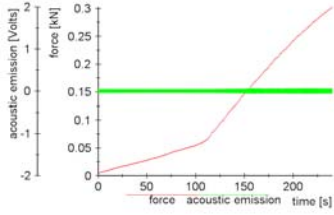
Rys. 9.46. Uchwyt wraz z zamontowaną próbką



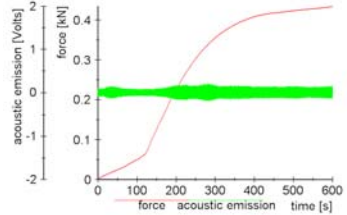
Rys. 9.47. Odkształcona próbka po badaniu

Na Rys. 9.47. przedstawiono zdjęcie odkształconej próbki po badaniu. W celu identyfikacji obciążenia, dla którego mogłyby pojawiać się pierwsze pęknięcia, wykorzystano emisję akustyczną przy zastosowaniu dwóch czujników. Czujniki zostały umieszczone w dolnej części uchwytu po obu stronach. Wyniki w postaci wykresów: siła – czas oraz emisja akustyczna – czas, zostały przedstawione na Rys. 9.48.

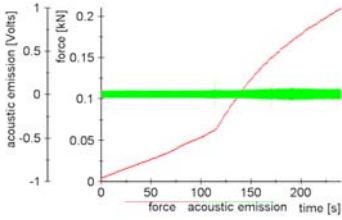
a) 0h, 0,8mm



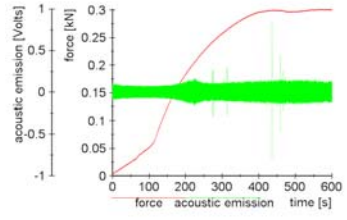
b) 0h, 2mm



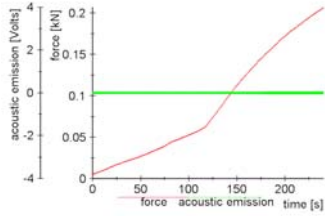
c) 48h, 0,8mm



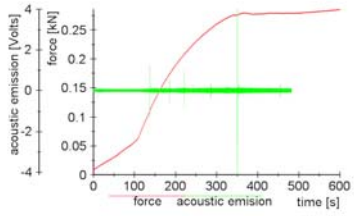
d) 48h, 2mm



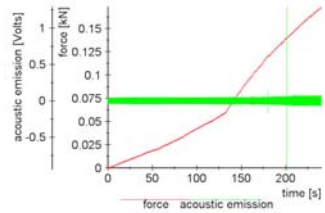
e) 89h, 0,8mm



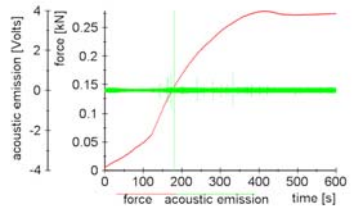
f) 89h, 2mm



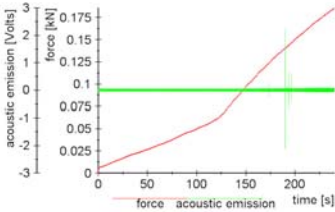
g) 185h, 0,8mm



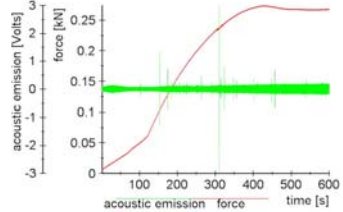
h) 185h, 2mm



i) 353h, 0,8mm



j) 353h, 2mm

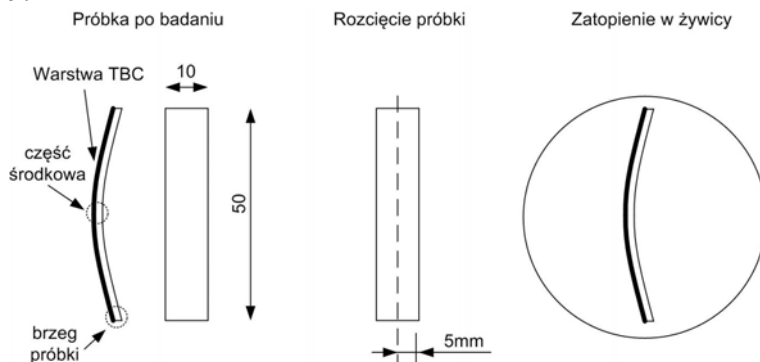


Rys. 9.48. Zestawienie wyników z emisji akustycznej (źródło: badania własne)

Analizując powyższe wykresy można zaobserwować, że dla przemieszczenia 0,8mm, wysokie amplitudy emisji akustycznej można dostrzec tylko dla 185h i 353h starzenia. Z badań mikroskopowych, których opis znajduje się w dalszej części rozdziału wynika jednak, że pęknięcia występowały także dla krótszych czasów starzenia. Można zatem sformułować wniosek, że stosowanie czujników EA w dolnej części uchwytów nie gwarantuje rejestracji wszystkich zjawisk podczas badania. W tym przypadku nie było jednak możliwości montażu czujników bezpośrednio na próbce, gdyż mogło to grozić jego uszkodzeniem.

Istotna jest „odpowiedź mechaniczna” próbek dla stanu deformacji odpowiadającemu przemieszczeniu 2mm. Dla próbki bez starzenia emisja nic nie wykazała. Dla próbek starzonych nasycenie zdarzeń rośnie wraz ze wzrostem liczby godzin przetrzymywania próbek w piecu.

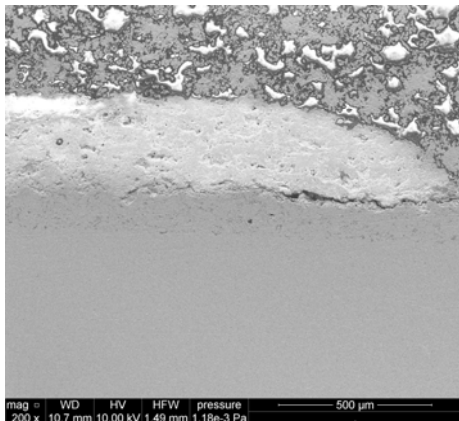
Wykonano również obserwację mikroskopem elektronowym stanu uszkodzenia próbek wywołanych zginaniem trójpunktowym. W tym celu próbki zostały rozcięte, zatopione w żywicy oraz poddane polerowaniu jak pokazano na Rys. 9.49.



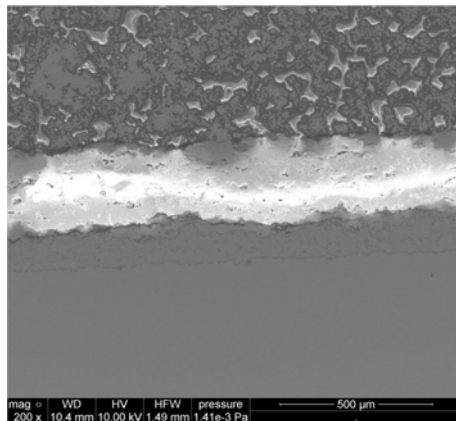
Rys. 9.49. Przygotowanie próbek do badań mikroskopowych

Łącznie obserwacjom poddano 10 próbek. Obserwacje prowadzono zarówno dla brzegu próbki jak i części środkowej, gdzie występował największy moment gnący. Wykorzystano powiększenia 200x oraz 500x. Poniżej na Rys. 9.50 zestawiono zdjęcia z obserwacji mikroskopowych.

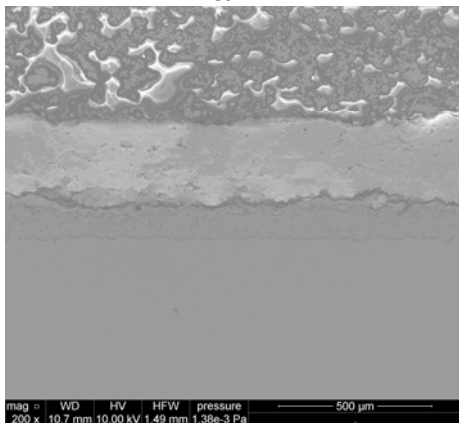
Strzałka ugięcia próbki 0,8mm, brzeg próbki, powiększenie 200x
0h



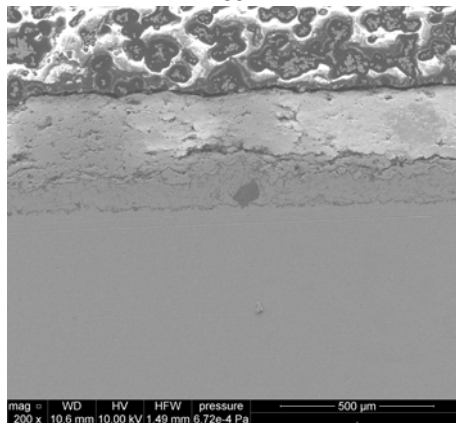
48h



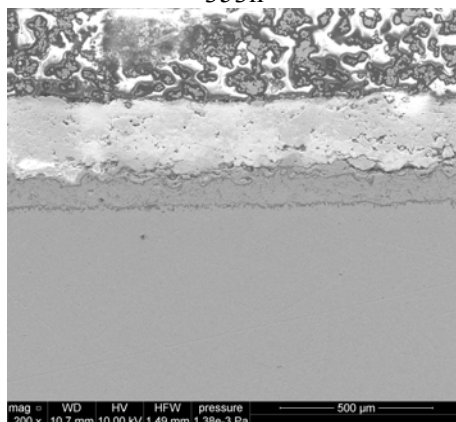
89h



185h

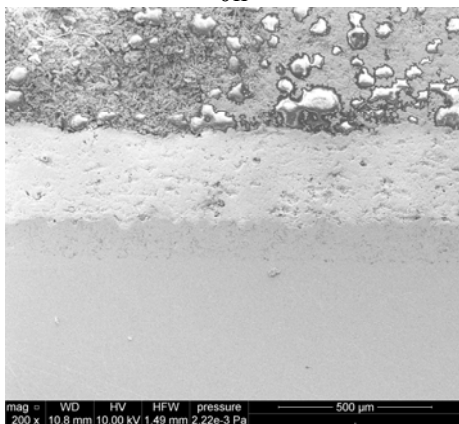


353h

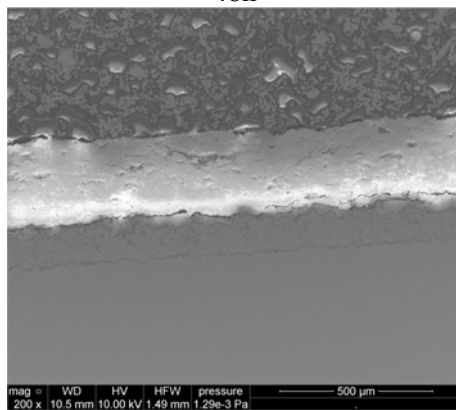


Strzałka ugięcia próbki 0,8mm, środek próbki, powiększenie 200x

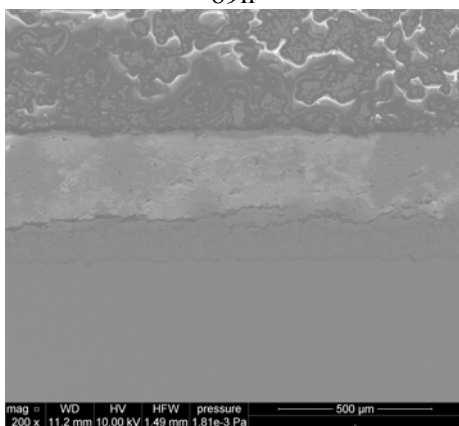
0h



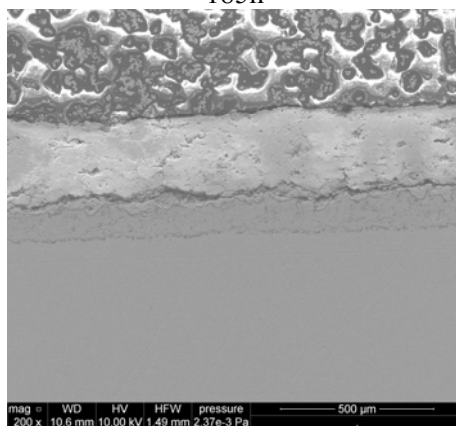
48h



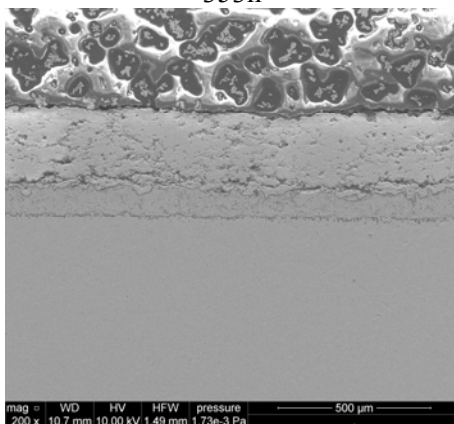
89h



185h

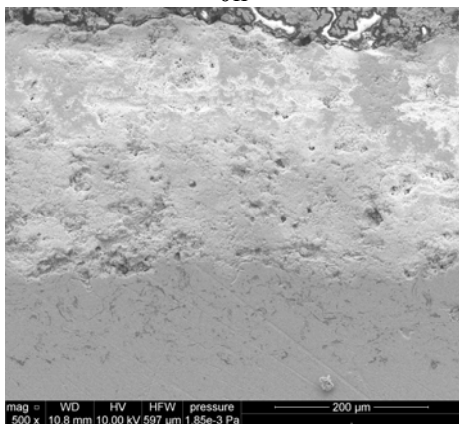


353h

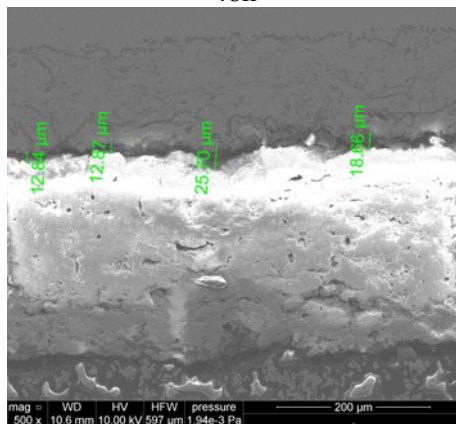


Strzałka ugięcia próbki 0,8mm, środek próbki, powiększenie 500x

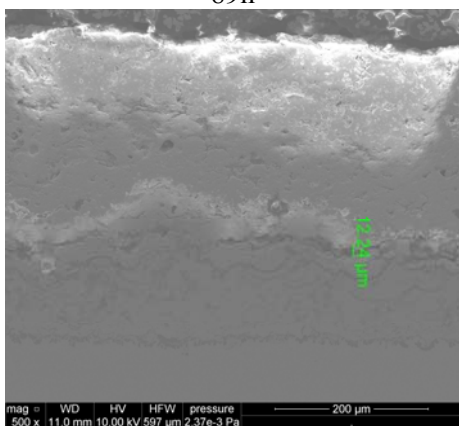
0h



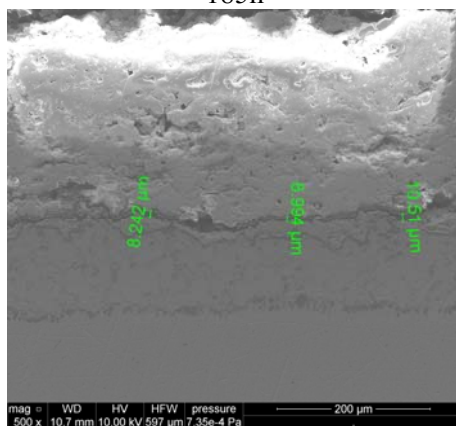
48h



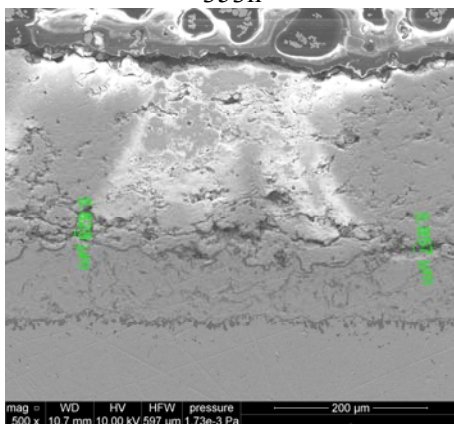
89h



185h

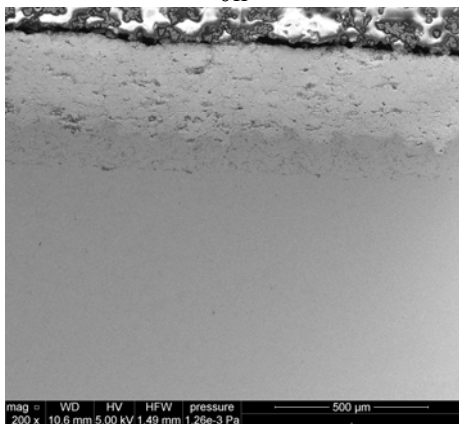


353h

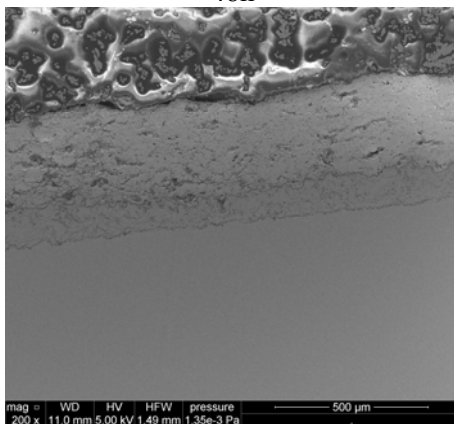


Strzałka ugięcia próbki 2mm, brzeg próbki, powiększenie 200x

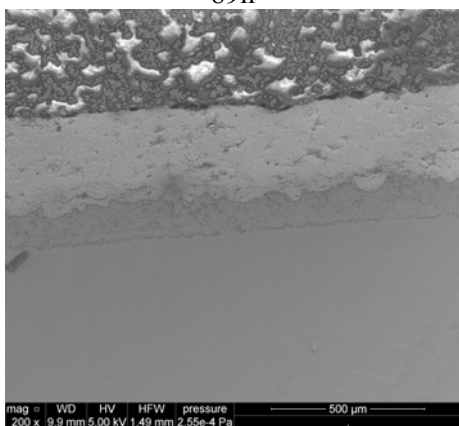
0h



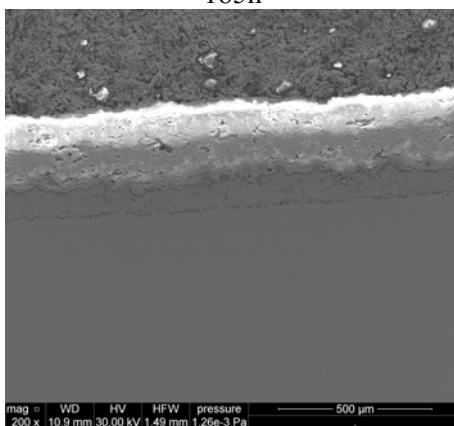
48h



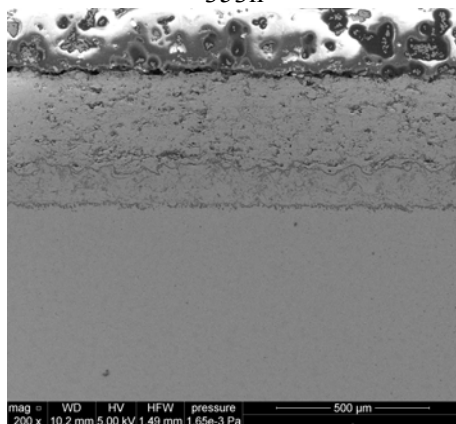
89h



185h

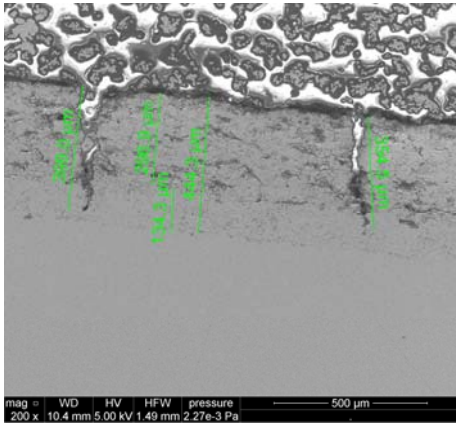


353h

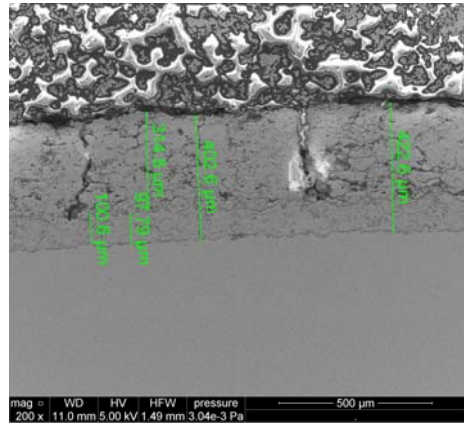


Strzałka ugięcia próbki 2mm, środek próbki, powiększenie 200x

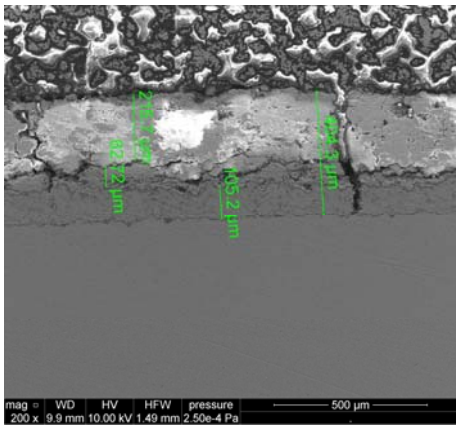
0h



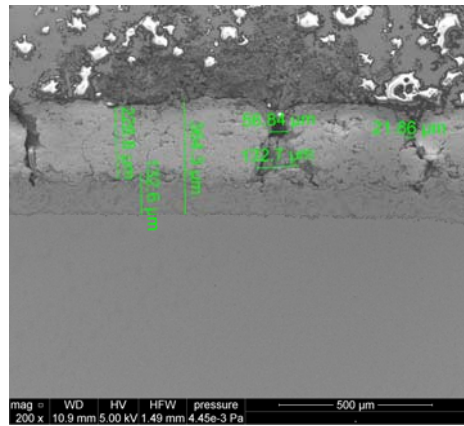
48h



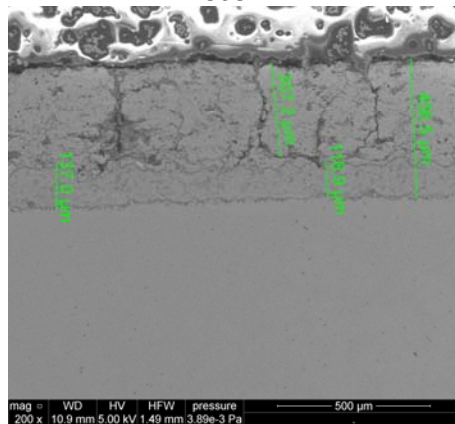
89h



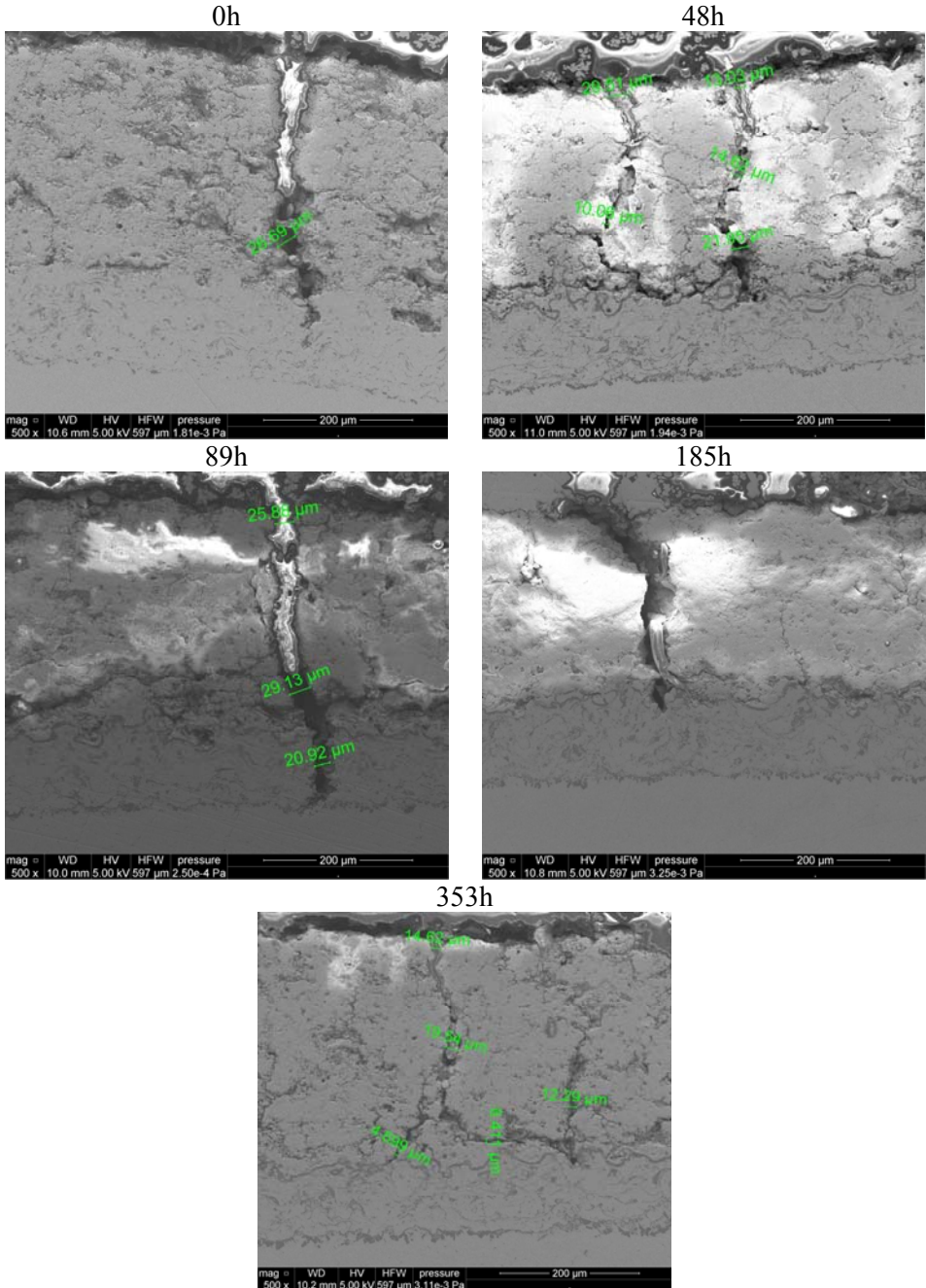
185h



353h



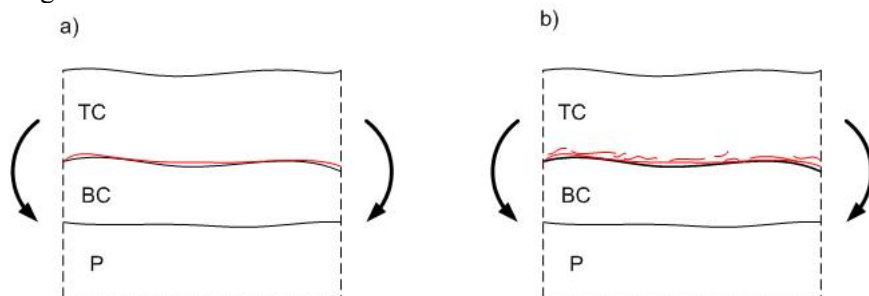
Strzałka ugięcia próbki 2mm, środek próbki, powiększenie 500x



Rys. 9.50. Wyniki obserwacji mikroskopowych (źródło: badania własne)

Z przedstawionych wyników badań dla próbek nie poddanych starzeniu i zadanej strzałce ugięcia 0,8mm wynika, że nie zaobserwowano widocznych pęknięć krawędziowych. Pojawia się jednak delaminacja na styku warstwy TC i BC na brzegu próbki.

Wydłużając proces starzenia można zaobserwować różne fazy rozwoju stanu uszkodzenia przy tym samym zadanym przemieszczeniu. Dla czasów starzenia 48h i 89h oraz przemieszczeniu 0,8mm dochodzi do pęknięcia tylko na styku warstwy TC i BC. Dla dłuższych czasów ekspozycji próbek na wysoką temperaturę (185h i 353h) dochodzi do nasycenia pęknięć w warstwie TC (Rys. 9.51.). Powstałe pęknięcia poziome mają wielkość od kilku do kilkunastu μm niezależnie od długości czasu starzenia.



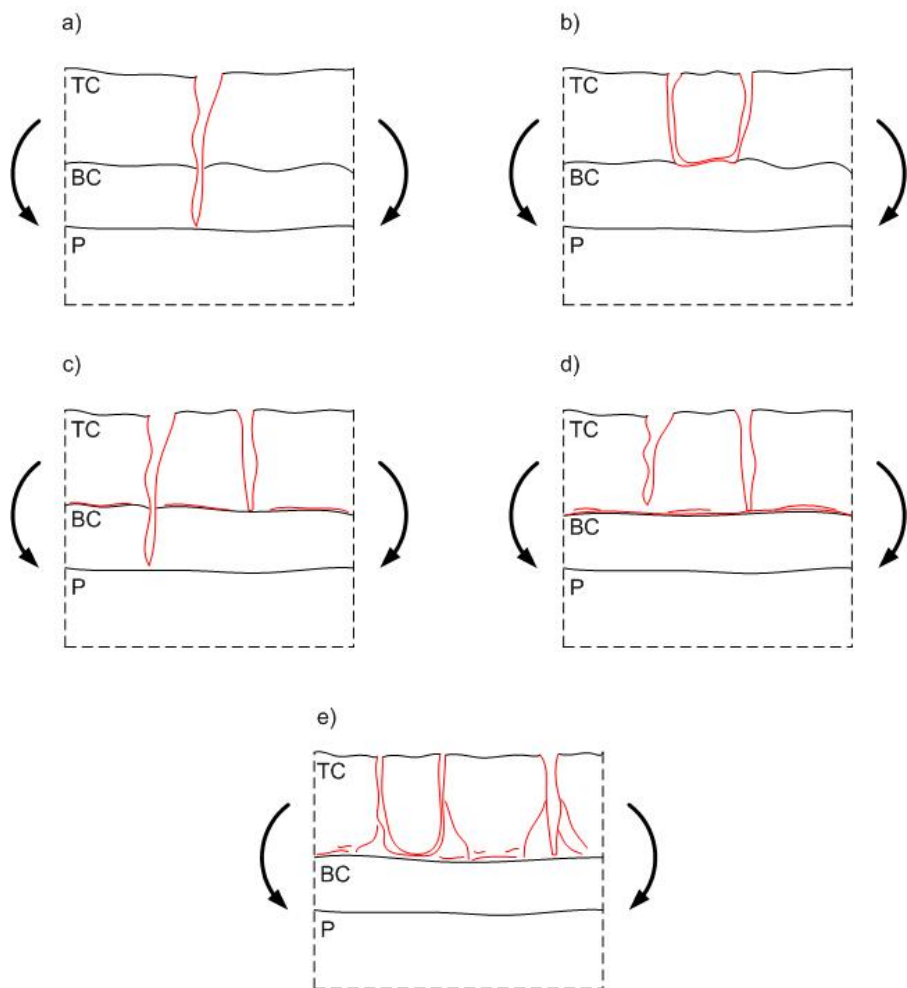
Rys. 9.51. Pęknięcie na granicy TC i BC dla krótszego (a) i dłuższego (b) czasu starzenia przy tym samym obciążeniu

Zupełnie inne efekty można zaobserwować dla zadanej strzałki ugięcia równej 2mm. Przy tak dobranej deformacji i dla próbki nie poddanej starzeniu pojawiają się pionowe pęknięcia krawędziowe w części środkowej o rozwarłości od kilkunastu do kilkudziesięciu μm . Przebiegają one zarówno przez warstwę TC jak i BC docierając do podłoża (Rys. 9.52.a). Powstałym pionowym pęknięciom krawędziowym nie towarzyszą jednak pęknięcia poziome na granicy TC i BC.

Zwiększając czas starzenia do 48h mogą wystąpić dwa przypadki powstawania pęknięć: - tylko przez warstwę TC i BC (pęknięcie pionowe), - przez warstwę TC i BC (pęknięcie pionowe), po granicy TC i BC (pęknięcie pionowe) a następnie znów przez warstwę TC i BC (pęknięcie pionowe). W drugim przypadku pęknięcie ma kształt litery "U". Pęknięcie typu "U" tworzą się w przypadku bliskiego występowania dwóch pęknięć pionowych (Rys. 9.52.b).

Dla czasu starzenia 89h można wyodrębnić jeszcze inny model powstawania pęknięć. Powstaje zarówno pęknięcie pionowe przebiegające przez warstwy TC i BC oraz występuje pęknięcie poziome na znacznej długości próbki (Rys. 9.52.c).

Dla czasów starzenia 185h i 353h istnieje czwarty model powstawania pęknięć. Polega on na tym, że pionowe pęknięcie dociera tylko do podkładu (BC), występuje ponadto większe ich nasycenie przypadające na jednostkę długości próbki oraz szereg krótkich pęknięć poziomych (Rys. 9.52.d, 9.52.e).



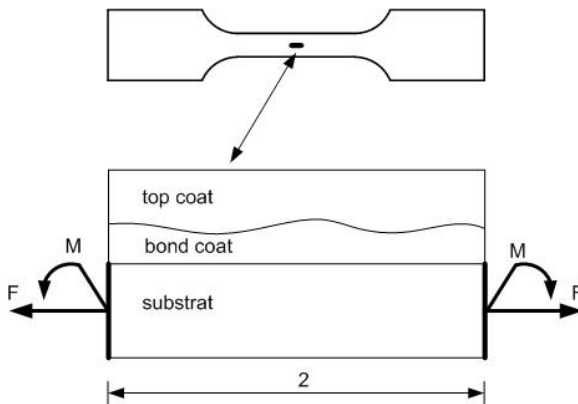
Rys. 9.52. Pęknięcia dla przemieszczenia 2mm dla różnych czasów starzenia

We wszystkich próbkach brak jest przypadku aby pojawiło się poziome pęknięcie na granicy warstw P i BC. Jedynie przez warstwę BC przechodzą pionowe pęknięcia. Dla czasów starzenia 185h i 353h warstwa ceramiczna oraz jej granica są na tyle słabe, że pęknięcia nie propagują w głąb metalicznego podkładu.

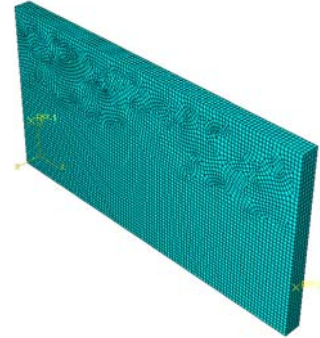
9.6. Budowa modelu MES opartego na wynikach badań doświadczalnych

W pracy zaprezentowano metodę, która może służyć zarówno do kalibracji danych materiałowych dotyczących uszkodzenia jak i może też być częścią większej symulacji jako submodel.

Numeryczny model zbudowany jest jako wycinek próbki rzeczywistej mającej długość 2mm i grubość 0,1mm (Rys. 9.53.). Jest on złożony z trzech części: podłoża, podkładu oraz pokrycia, stanowiących odrębne modele.

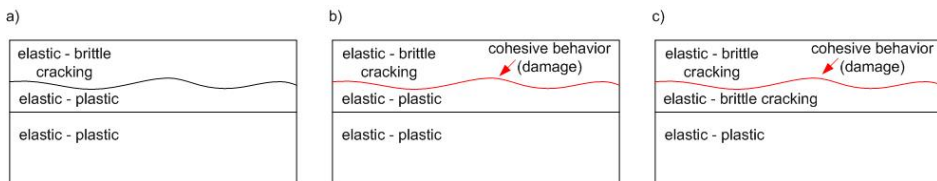


Rys. 9.53. Budowa numerycznego modelu TBC



Rys. 9.54. Siatka elementów skończonych

Taki sposób modelowania daje możliwość nadania właściwości kontaktu pomiędzy poszczególnymi warstwami. Model numeryczny był zbudowany z elementów C3D8R: 13000 dla podłoża, 4355 dla podkładu i 9015 dla pokrycia (Rys. 9.54.). Stosowane różne poziomy zaawansowania opisu degradacji systemu TBC co prezentuje Rys. 9.55.



Rys. 9.55. Zastosowanie modelu kruchego pęknięcia oraz powierzchni kohezyjnych

Najlepsze efekty uzyskano dla najbardziej zaawansowanego opisu degradacji (Rys. 9.55.), w którym uwzględniono zarówno uszkodzenie w pokryciu i podłożu jako „brittle cracking” oraz dodatkowo delaminację spowodowaną przez wzrost warstewki TGO (cohesive surface). Szczegółowy opis modelu kruchego pęknięcia zawarto w podrozdziale 9.6.1.

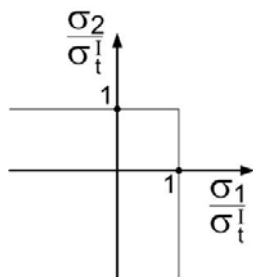
9.6.1. Opis modelu kruchego pęknięcia (brittle cracking) [1]

Model kruchego pęknięcia w Abaqus/Explicit umożliwia:

- modelowanie uszkodzenia dla wszystkich typów struktur jak np. modele bryłowe, powłoki, belki,
- modelowanie materiałów kruchych takich jak ceramika, skały,
- modelowanie zbrojenia wewnątrz struktury,
- usuwanie elementów z siatki.

Model kruchego pęknięcia jest modelem typu rozmytego reprezentującym nieciągłości w kruchym materiale. Nie są zatem śledzone pojedyncze pęknięcia. Występowanie pęknięć wpływa na poziom naprężeń w materiale oraz jego sztywność. Samo pojęcie pęknięcia jest użyte w znaczeniu kierunku w jakim się ono odbywa i zakładamy, że wzdłuż niego znajduje się pewne kontinuum mikro – pęknięć.

Inicjacja pęknięcia odbywa się w oparciu o prostą hipotezę Rankina (Rys. 9.56.), która zakłada, że pęknięcie powstaje wtedy, gdy maksymalne naprężenia rozciągające osiągną wytrzymałość na rozciąganie σ_t^I .



Rys. 9.56. Kryterium Rankina dla płaskiego stanu naprężenia

Powierzchnia powstałego pęknięcia po osiągnięciu kryterium jest prostopadła do kierunku naprężeń rozciągających. W rozpatrywanym modelu pęknięcia nie mogą się zamykać i pozostają do końca symulacji. Jednak w przypadku, gdy naprężenia zmieniają swój znak na ściskający, wtedy może dochodzić do ich zamykania.

Ewolucja pęknięć w materiałach kruchych.

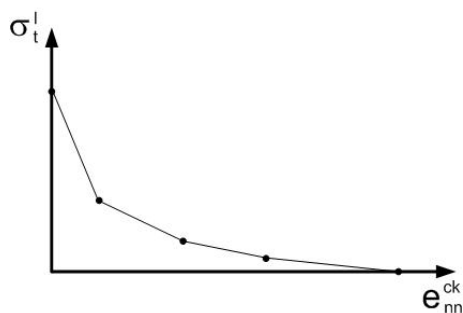
Ewolucja rozwoju spękań może być definiowana na trzy sposoby w odniesieniu do: stanu naprężenia, energii pęknięcia lub stanu przemieszczenia. Stosowane są następujące kryteria do opisu ewolucji:

- kryterium typu naprężenia – odkształcenia (Rys. 9.57.). Ma ona zastosowanie głównie dla betonów zbrojonych przy założeniu, że każdy z elementów skończonych posiada zbrojenie,

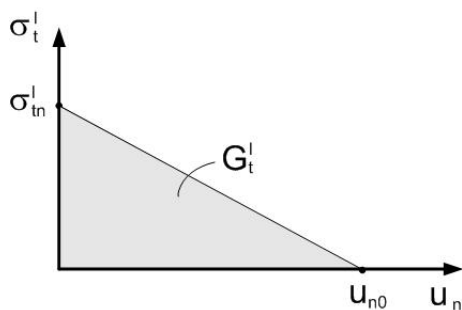
- kryterium energii pęknięcia (Rys. 9.58.) – definiujemy bezpośrednio energię z I modelu pęknięcia jako daną materiałową. Ten model zakłada liniową utratę wytrzymałości po pojawieniu się pęknięcia. Przeszczenie, przy którym następuje całkowita utrata wytrzymałości jest określone wzorem

$$u_{n0} = 2G_f^I / \sigma_m^I, \quad (9.7)$$

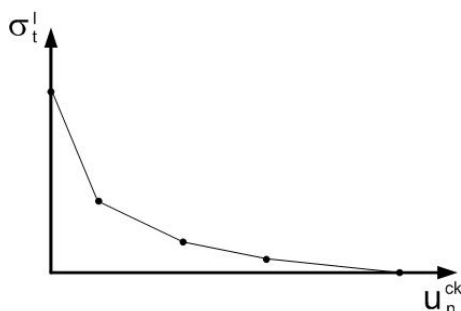
- kryterium przemieszczeniowe (Rys. 9.59.) – alternatywnie energia pęknięcia może być wyrażona przez określenie naprężeń w funkcji przemieszczenia.



Rys. 9.57. Kryterium typu naprężenia-odkształcenia



Rys. 9.58. Kryterium energii pęknięcia



Rys. 9.59. Kryterium przemieszczeniowe

Stosowanie kryterium przemieszczeniowego wymaga także zdefiniowania tzw. charakterystycznej długości pęknięcia. Jest ona związana z siatką elementów skończonych oraz zastosowanym rodzajem tego elementu. Dla elementów pierwszego rzędu, charakterystyczną długością pęknięcia będzie jego przekątna, zaś dla elementów drugiego rzędu, będzie to połowa przekątnej. Najbardziej zalecany jest podział na elementy o kształtach kwadratów (w przypadku powłok) lub sześcianów (w przypadku elementów bryłowych).

Model uszkodzenia materiału przy ścinaniu.

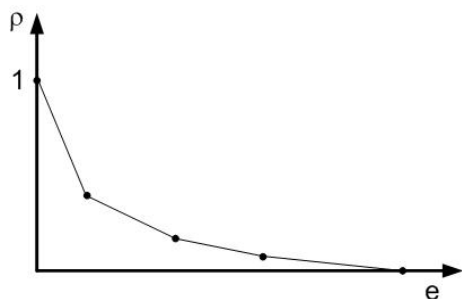
Ważną cechą modelu pęknięcia jest to, że o ile inicjacja odbywa się na bazie I modelu, to właściwości po uszkodzeniu uwzględniają zarówno model I jak i model II, bazując na powszechnych obserwacjach, że przenoszenie naprężeń stycznych zależy od wielkości otwarcia pęknięcia. Mówiąc bardziej szczegółowo, moduł sprężystości poprzecznej materiału, po pojawieniu się pęknięcia, jest redukowany w zależności od otwarcia pęknięcia.

W powyższym modelu zależność wyrażająca moduł sprężystości postaciowej materiału po uszkodzeniu G_c jest wyrażany jako frakcja modułu przed uszkodzeniem

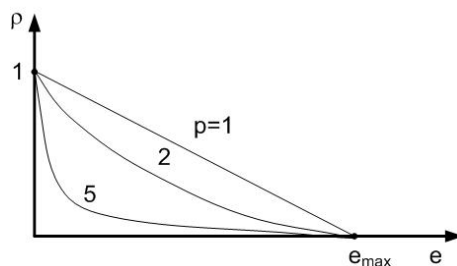
$$G_c = \rho(e_{nm}^{ek})G, \quad (9.8)$$

gdzie: $\rho(e_{nm}^{ek})$ jest tzw. współczynnikiem retencji ścinania a e_{nm}^{ek} jest krytyczną wartością dylatacji.

Zależność współczynnika retencji ścinania, od wartości odkształceń otwarcia pęknięcia, może być definiowana w sposób pokazany na Rys. 9.60.



Rys. 9.60.



Rys. 9.61.

Alternatywnie, współczynnik retencji może być zapisany w postaci funkcji wykładniczej (Rys. 9.61.):

$$\rho(e_{nm}^{ek}) = \left(1 - \frac{e_{nm}^{ek}}{e_{max}^{ek}}\right)^p, \quad (9.9)$$

gdzie: p i e_{max}^{ek} są parametrami materiału.

Ten zapis spełnia zależność, że jeśli $\rho \rightarrow 1$ to $e_{nm}^{ek} \rightarrow 0$ (odpowiada to stanowi bez uszkodzenia) oraz gdy $\rho \rightarrow 0$ to $e_{nm}^{ek} \rightarrow e_{max}^{ek}$ (odpowiada to całkowitej utracie ciągłości materiału).

Kalibracja modelu.

Skalibrowanie modelu kruchego pęknięcia wymaga przeprowadzenia testu jednoosiowego rozciągania. Jest to trudny test, w przypadku materiału kruchego,

gdyż wymaga użycia bardzo sztywnej maszyny wytrzymałościowej. Dlatego częściej stosowany jest, w przypadku materiałów kruchych, test jednoosiowego ściskania i brany pod uwagę jest fakt, że wytrzymałość na rozciąganie stanowi 7–10% wartości wytrzymałości na ściskanie.

Innym zagadnieniem jest ewolucja wytrzymałości na rozciąganie po inicjacji uszkodzenia. W przypadku ceramiki niezbrojonej, powinno się stosować model oparty na energii pęknięcia.

Kalibracja wytrzymałości na ścinanie, po inicjacji uszkodzenia, wymaga przeprowadzenia złożonych testów dla jednoczesnego rozciągania i ścinania, które są trudne do wykonania. Jeśli te dane nie są dostępne to rozsądnie jest przyjąć współczynnik retencji naprężeń jako liniowo spadający do zera dla odkształceń powodujących krytyczną wartość otwarcia pęknięcia.

9.6.2. Wyniki symulacji

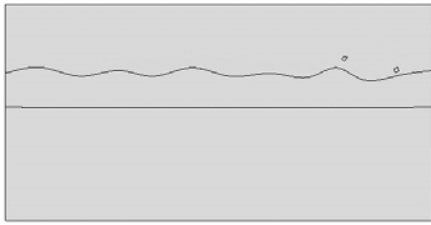
Symulacje, w zależności od rodzaju przyłożonego obciążenia (sił lub momentów) jak na Rys. 9.53., były prowadzone osobno dla rozciągania i zginania. Jednak jak pokazano w podrozdziale 9.1.2. rozciąganie próbek z niesymetrycznie naniesioną warstwą TBC skutkuje pojawieniem się dodatkowych naprężeń gnących, które mogą powodować dysproporcje na poziomie 28%–48% naprężeń w skrajnych warstwach.

Analizując wyniki symulacji dla rozciągania (Rys. 9.62.), w zakresie obciążenia stosowanego dla drugiej serii próbek, należy stwierdzić, że ewolucja zniszczenia jest zgodna z obserwacjami mikroskopowymi. Uszkodzenie rozwija się w pobliżu granicy TBC i BC, ale nie rozwija się w kierunku powierzchni bądź przez granicę do podkładu. Ponadto największe uszkodzenia występują na końcach modelu tak jak to miało miejsce w obserwacjach mikroskopowych.

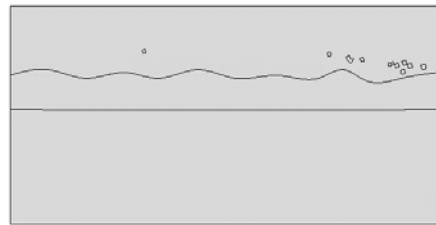
Dokładnie taki sam mechanizm uszkodzenia można zaobserwować analizując próbki poddane symulacji zginania (Rys. 9.63.). W tym przypadku pojawiają się pionowe pęknięcia, które nie przechodzą przez granicę do podkładu tylko doznają zmiany kierunku i rozwijają się wzdłuż tej granicy.

9.7. Wnioski

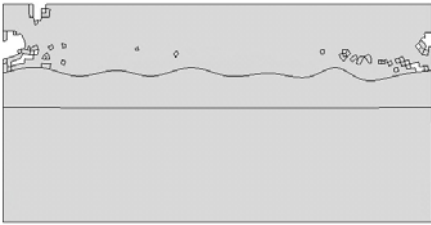
Dotychczas brak jest jednolitych procedur, norm dotyczących badania skomplikowanego pod względem budowy i obciążeń systemu TBC. Najbardziej racjonalnym jest wykonywanie klasycznych próbek do rozciągania i zginania wraz z naniesionym pokryciem. W celu określenia uszkodzeń, prace nad badaniem pokryć TBC muszą zawierać część dotyczącą starzenia oraz badania mikroskopowe. Zaproponowany sposób modelowania pokrycia TBC może służyć do kalibracji danych materiałowych lub nawet jako submodel dla symulacji zawierających rzeczywistą geometrię łopatk.



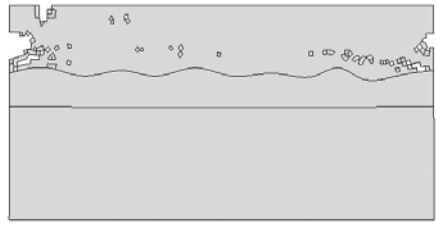
a)



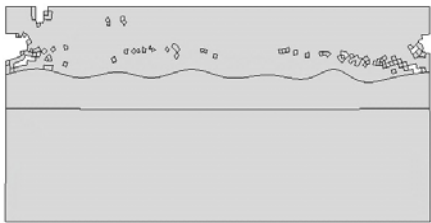
b)



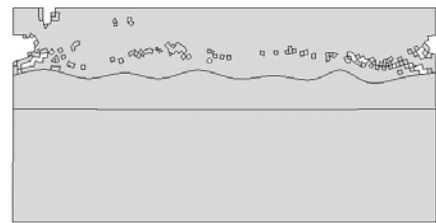
c)



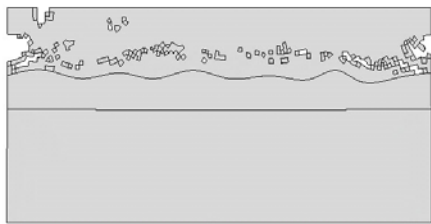
d)



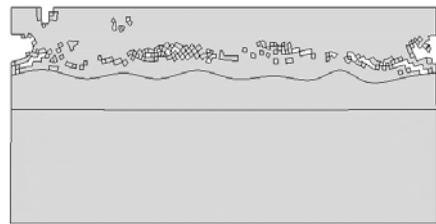
e)



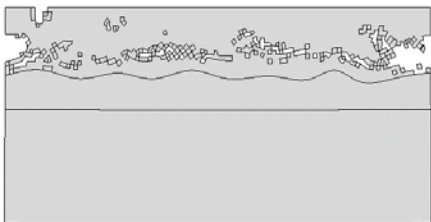
f)



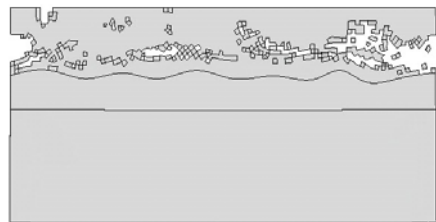
g)



h)

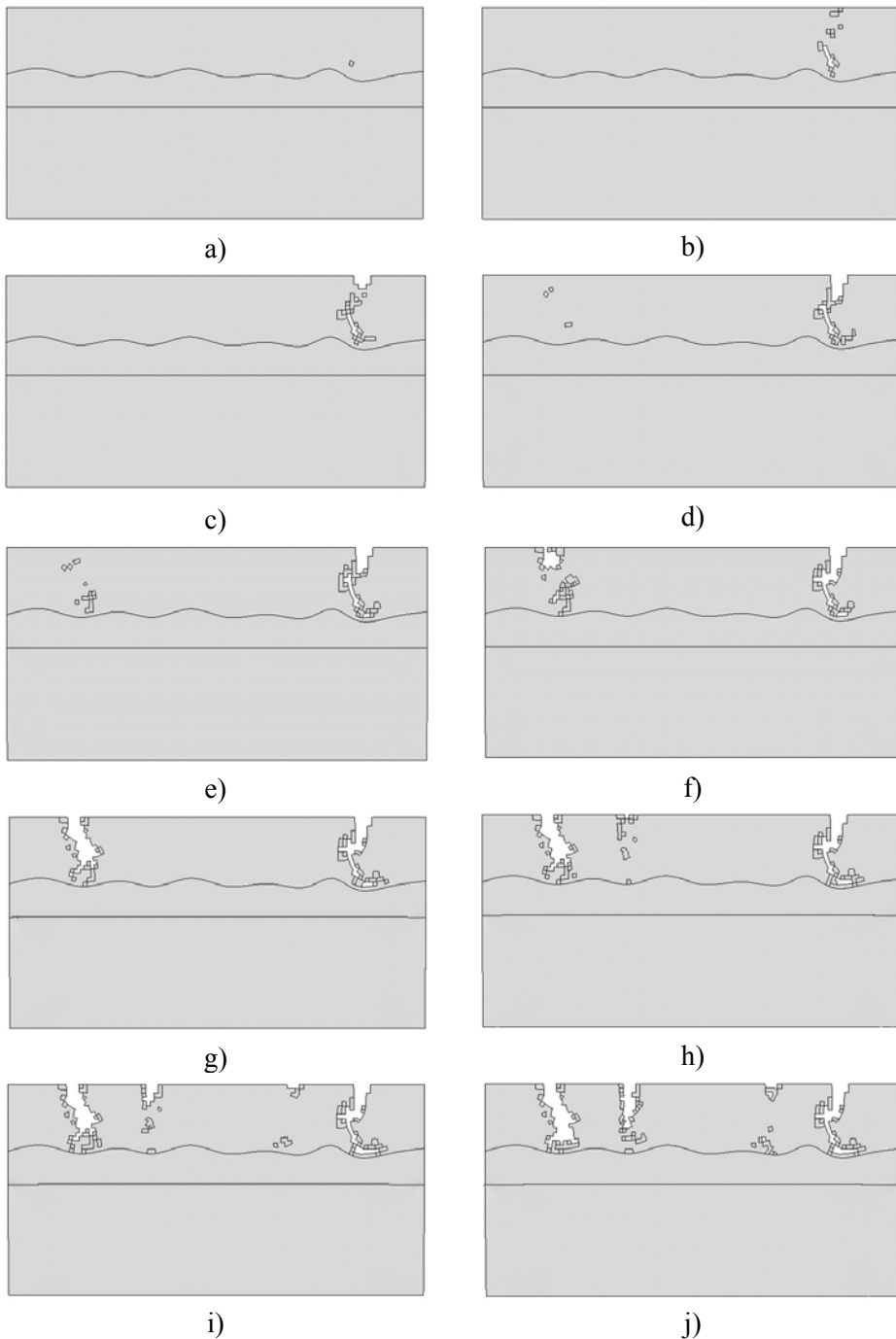


i)



j)

Rys. 9.62. Etapy rozwoju degradacji w pokryciu ochronnym podczas rozciągania



Rys. 9.63. Etapy rozwoju degradacji w pokryciu ochronnym podczas zginania

10. Wykorzystanie metody submodelingu oraz X-FEM do szczegółowej analizy wybranego fragmentu łopatkki przy obciążeniach cieplno – mechanicznych

W poprzednim rozdziale zaprezentowano metodę modelowania uszkodzenia w skali mikroskopowej dla wybranego wycinka próbki. Jednak, aby uwzględnić wszystkie czynniki, od których zależy uszkodzenia pokrycia TBC takie jak: siły masowe, obciążenia termiczne oraz zmienną geometrię, niezbędne staje się prowadzenie badań numerycznych w skali mikroskopowej. Poniżej zaprezentowano wykorzystanie metody X-FEM oraz submodelingu do szczegółowej analizy wybranego fragmentu łopatkki.

10.1. Opis metody submodelingu [1]

Technika submodelingu jest używana do uzyskania bardziej szczegółowych i dokładnych wyników dla rozpatrywanego fragmentu (submodelu) modelu globalnego. Technika ta polega na tym, że z modelu globalnego, posiadającego rzadką siatkę, czerpane są informacje dla submodelu jako przemieszczeniowe warunki brzegowe – temperatury czy też pola naprężeń. Submodel posiada dużo bardziej zagęszczoną siatkę, w stosunku do modelu globalnego i tym samym wyniki są bardziej zbliżone do rzeczywistości w wybranych fragmentach analizowanego modelu. Technika ta zatem pozwala na zaoszczędzenie czasu trwania obliczeń, szczególnie w sytuacjach, gdy chcemy znać wyniki symulacji tylko w wybranym miejscu stosunkowo dużego modelu.

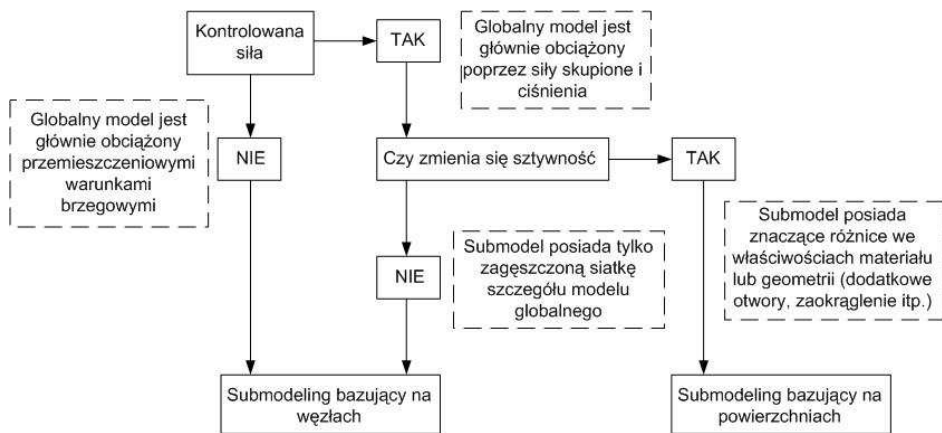
Idea submodelingu opiera się na zasadzie Saint Venanta, według której równoważne układy sił, działające na mały obszar ciała, wywołują takie same stany naprężeń w całym ciele z wyjątkiem bezpośredniego otoczenia przyłożonych sił (w tym przypadku miejsc koncentracji naprężeń). Postępując według tej zasady granice submodelu powinny być odległe od miejsc koncentracji naprężeń na tyle, aby nie obejmowały obszarów o dużych gradientach naprężeń.

Istnieją dwie techniki submodelingu:

- bazująca na węzłach – submodel jest wtedy obciążony przemieszczeniami lub temperaturą z modelu globalnego,
- bazująca na powierzchniach – submodel jest obciążony polami naprężeń z modelu globalnego.

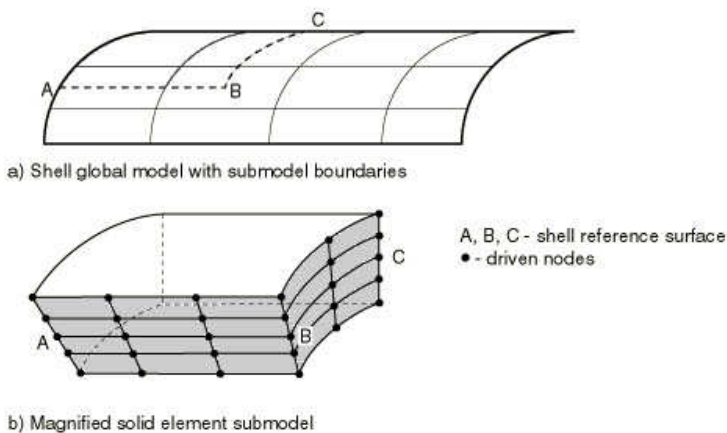
Pierwsza metoda jest bardziej ogólna i powszechniej stosowana. Można stosować takie techniki jak: powłoka – powłoka, powłoka – bryła, bryła – bryła, gdzie pierwszy z wymienionych to model globalny. Druga metoda posiada ograniczenia tylko do elementów bryłowych i analiz statycznych.

Wybór techniki, bazującej na węzłach lub powierzchniach, pokazany jest na rys. 10.1.



Rys. 10.1. Algorytm wyboru jednej z dwóch technik submodelingu

Na Rys. 10.2. została pokazana jedna z metod typu powłoka – bryła. Modelem globalnym jest tutaj powłoka, zaś submodelem element bryłowy. Węzły w submodelu widoczne na szarych powierzchniach są kierowane z modelu globalnego przemieszczeniami występującymi na odcinkach A-B i B-C.



Rys. 10.2. Technika typu powierzchnia – bryła

Symulacja z wykorzystaniem submodelingu składa się z następujących podstawowych kroków:

- budowa modelu globalnego, nie uwzględniającego wszystkich geometrycznych szczegółów obiektu,
- wykonanie obliczeń modelu globalnego,
- budowa submodelu uwzględniającego wszystkie interesujące szczegóły,
- wykonanie obliczeń submodelu z warunkami brzegowymi początkowymi uzyskanymi z modelu globalnego oraz analiza uzyskanych wyników,
- sprawdzenie i weryfikacja przyjętych granic submodelu.

Podczas prowadzenia symulacji, z użyciem submodelingu, należy mieć na uwadze poniższe zasady i wskazówki:

- musi występować zgodność układów współrzędnych dla modelu globalnego i submodelu,
- należy pamiętać o zasadzie Saint-Venanta i tym samym granica submodelu powinna się znajdować odpowiednio daleko od przyłożonych obciążeń,
- opis materiału w submodelu może być inny niż w modelu globalnym,
- submodel może być także stosowany jako model globalny dla kolejnego submodelu,
- korzystnie jest zagęścić siatkę w modelu globalnym w miejscu gdzie planujemy wykonać submodel.

Niewątpliwą zaletą tej metody jest możliwość uzyskania w miarę dokładnego rozwiązania zadania, w przypadku gdy interesujące i istotne jest szczegółowe prześledzenie zachowania niewielkiego obszaru, ujmowanego właściwie w innej skali niż modelowany duży obiekt. Nie bez znaczenia jest również oszczędność czasu i mocy obliczeniowych, które należałoby zaangażować przy budowie jednego modelu uwzględniającego szczegóły ujęte w submodelach.

10.2. Podstawy metody X-FEM [1]

Modelowanie nieruchomych nieciągłości takich jak pęknięcia, przy użyciu konwencjonalnej metody elementów skończonych, wymaga, aby siatka była zgodna z nieciągłościami geometrycznymi. Konieczne jest także zagęszczenie siatki w wierzchołku pęknięcia. Modelowanie rozwoju pęknięcia jest jeszcze bardziej uciążliwe, gdyż wymagane jest ciągłe aktualizowanie siatki odpowiednio do geometrii postępującego pęknięcia.

Rozszerzona metoda elementów skończonych łagodzi wyżej wspomniane niedogodności. Została ona po raz pierwszy wprowadzona w 1999 r. (Belytschko i Black). Jest rozszerzeniem konwencjonalnej metody elementów skończonych opartej o koncepcję podziału jedności (Melenk i Babuska 1996 r.), która pozwala na to, aby lokalna funkcja wzbogacania była łatwo włączona do aproksymacji nieciągłego pola przemieszczeń elementu skończonego. Obecność

nieciągłości jest zapewniona przez specjalne funkcje wzbogacające w połączeniu z dodatkowymi wirtualnymi stopniami swobody.

Geometria modelu i nieciągłości w metodzie X-FEM nie musi być zgodna z siatką elementów skończonych, a dołożenie lub likwidacja nieciągłości w modelu nie wymaga przebudowy siatki. Stosunkowo niewielkim kosztem dodatkowych stopni swobody uzyskuje się znaczną poprawę dokładności rozwiązania w pobliżu nieciągłości.

Nieciągłości w metodzie X-FEM są odwzorowywane w inny sposób niż w klasycznej MES i oddziaływania na kontakcie pomiędzy powierzchniami tych nieciągłości muszą być również realizowane w inny sposób. Najczęściej stosuje się różne modele z tarciem na kontakcie lub ze strefą kontaktową.

Zaletami X-FEM są:

- zdolności do odwzorowywania geometrii nieciągłości, niezależnie od siatki elementów skończonych,
- zależna od rozwiązania inicjacja i propagacja pęknięcia (ścieżka pęknięcia nie musi być odgórnie definiowana),
- dokładność estymacji w pobliżu nieciągłości,
- zastosowanie do nieliniowych geometrii i nieliniowych materiałów,
- może być stosowana zarówno dla materiałów plastycznych jak i kruchych.

Oprócz tego metoda ta wykorzystuje zalety tradycyjnej MES w symulacji niejednorodności i nieliniowości materiału oraz łatwość zadawania warunków brzegowych. Łączy zatem zalety standardowych metod siatkowych i metod bezsiatkowych.

10.2.1. Wprowadzenie funkcji wzbogacania

Funkcja wzbogacania, dla celów analizy zniszczenia, typowo składa się z funkcji asymptotycznych do wierzchołka pęknięcia (wychwytyjących osobliwość wokół niego) oraz z nieciągłej funkcji, która reprezentuje skok przemieszczeń całej powierzchni pęknięcia.

Aproksymacja wektora funkcji przemieszczenia u jest podana zależnością:

$$u = \sum_{l=1}^N N_l(x) \left[u_l + H(x)a_l + \sum_{\alpha=1}^4 F_\alpha(x)b_l^\alpha \right], \quad (10.1)$$

gdzie:

$N_l(x)$ – podstawowa funkcja kształtu dla węzłów,

u_l – wektor przemieszczenia węzła dla podstawowej funkcji kształtu,

$H(x)$ – funkcja skokowa Heaviside'a,

a_l – wektor wprowadzający dodatkowe stopnie swobody (skok nieciągłości),

$F_\alpha(x)$ – funkcja asymptotyczna do wierzchołka pęknięcia,

b_l^α – wektor wprowadzający dodatkowe stopnie swobody (wierzchołek pęknięcia).

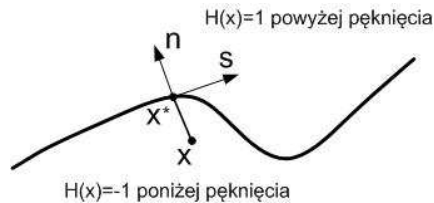
Pierwsze wyrażenie, po prawej stronie równania, dotyczy wszystkich węzłów w modelu. Drugie wyrażenie jest ważne dla węzłów przecinających pęknięcie. Trzecie wyrażenie jest używane tylko dla węzłów znajdujących się w wierzchołku pęknięcia.

Funkcja skokowa Heaviside'a jest określona równaniem

$$H(x) = \begin{cases} 1 & \text{jesli } (x - x^*) \cdot n \geq 0 \\ -1 & \text{jesli } (x - x^*) \cdot n < 0 \end{cases}, \quad (10.2)$$

gdzie: x – jest punktem integracji, x^* – jest najbliższym punktem do x .

Ilustracja współrzędnych normalnych i stycznych do powierzchni pęknięcia pokazana jest na Rys. 10.3.

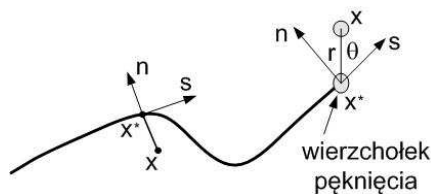


Rys. 10.3. Sposób zdefiniowania geometrii pęknięcia

Funkcja wzbogacająca wierzchołek pęknięcia jest podana zależnością :

$$[F_\alpha(x), \alpha = 1-4] = \left[\sqrt{r} \sin \frac{\theta}{2}, \sqrt{r} \cos \frac{\theta}{2}, \sqrt{r} \sin \theta \sin \frac{\theta}{2}, \sqrt{r} \sin \theta \cos \frac{\theta}{2} \right], \quad (10.3)$$

gdzie: r, θ – są to współrzędne biegunowe układu współrzędnych w wierzchołku pęknięcia (Rys. 10.4.).

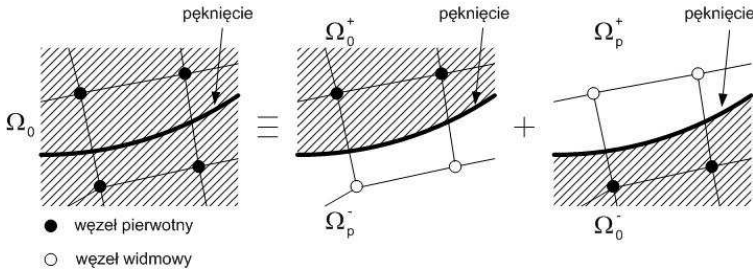


Rys. 10.4. Układ współrzędnych w wierzchołku pęknięcia

10.2.2. Modelowanie propagacji pęknięcia przy wykorzystaniu węzłów widmowych

Do reprezentacji nieciągłości, wywołanej przez pęknięcie, wprowadza się węzły widmowe, których położenie jest zgodne z węzłami pierwotnymi (Rys. 10.5.). Gdy struktura jest nienaruszona, każdy węzeł widmowy jest całkowicie związany z odpowiadającym mu węzłem pierwotnym. Gdy element jest przecięty przez pęknięcie, dochodzi do jego podziału na dwie części. Każda

część jest utworzona przez połączenie pierwotnych i widmowych węzłów w zależności od orientacji pęknięcia. W tym przypadku każdy węzeł widmowy i odpowiadający mu węzeł rzeczywisty nie są już ze sobą powiązane i mogą się niezależnie przemieszczać. Wielkość separacji jest regulowana prawami ewolucji uszkodzenia w funkcji czasu, aż siły kohezyjne osiągną zero, tzn. węzły widmowe i pierwotne przemieszczają się niezależnie.



Rys. 10.5. Numeryczny opis procesu otwierania propagującego pęknięcia

Aby mieć pełny obraz podstaw interpolacji przemieszczeń należy wspomnieć, że ta część, która należy do rzeczywistej dziedziny Ω_0 jest rozszerzona do dziedziny widmowej Ω_p . Wtedy przemieszczenie, w domenie rzeczywistej Ω_0 , może być interpolowane przy użyciu stopni swobody węzłów domeny widmowej Ω_p . Skok, w polach przemieszczeń, jest realizowany przez ich włączenie tylko po stronie węzłów pierwotnych, aż do pęknięcia (Ω_0^+ , Ω_0^-).

10.2.3. Zastosowanie koncepcji opisu materiału kohezyjnego dla X-FEM

Wzory i prawa w metodzie X-FEM, opisujące propagację pęknięcia, są bardzo podobne do tych, które stosowane są dla elementów i powierzchni kohezyjnych poprzez zdefiniowanie zależności typu siła rozrywająca – rozdzielenie. Podobieństwo dotyczy liniowo – sprężystego modelu z uszkodzeniem, kryterium inicjacji uszkodzenia oraz praw jego ewolucji.

Liniowo sprężyste własności mogą być przedstawione w postaci macierzy jak poniżej:

$$t = \begin{Bmatrix} t_n \\ t_s \\ t_t \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{nn} & 0 & 0 \\ 0 & K_{ss} & 0 \\ 0 & 0 & K_{tt} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \delta_n \\ \delta_s \\ \delta_t \end{Bmatrix} = K \delta. \quad (10.4)$$

Wektor naprężeń t ma 3 składowe: t_n – normalną oraz 2 styczne t_s i t_t . Odpowiadające im separacje są oznaczone następująco: δ_n , δ_s i δ_t . Normalne i styczne składowe macierzy sztywności nie są ze sobą sprzężone tzn. czyste naprężenia normalne nie powodują powstawania sił kohezyjnych na kierunkach stycznych, zaś czyste ścinania, o zerowej normalnej separacji, nie powodują powstawania sił na kierunku normalnym. Wartości K_{nn} , K_{ss} i K_{tt} są obliczane w oparciu o własności sprężyste materiału.

10.2.4. Inicjacja pęknięcia i kierunek jego rozszerzania

Inicjacja pęknięcia definiowana jest jako kohezyna degradacja wzbogaconego elementu skończonego. Proces ten rozpoczyna się kiedy naprężenia lub odkształcenia spełnią przyjęte w modelu kryteria, które można następująco sklasyfikować:

- **kryterium maksymalnych naprężeń głównych**

$$f = \left\{ \frac{\langle \sigma_{\max} \rangle}{\sigma_{\max}^0} \right\} = 1, \quad (10.5)$$

gdzie: σ_{\max}^0 reprezentuje maksymalne dopuszczalne naprężenia główne. Symbol $\langle \rangle$ reprezentuje nawias Macauley'a zdefiniowany następująco

$$\begin{cases} \langle \sigma_{\max} \rangle = 0 & \text{jesli } \sigma < 0 \\ \langle \sigma_{\max} \rangle = \sigma_{\max} & \text{jesli } \sigma > 0 \end{cases}$$

Nawias Macauley'a jest stosowany aby podkreślić, że czyste naprężenia ściskające nie powodują powstawania inicjacji uszkodzenia,

- **kryterium maksymalnych odkształceń głównych**

$$f = \left\{ \frac{\langle \varepsilon_{\max} \rangle}{\varepsilon_{\max}^0} \right\} = 1, \quad (10.6)$$

gdzie: ε_{\max}^0 - reprezentuje maksymalne dopuszczalne odkształcenia główne.

- **kryterium maksymalnych naprężeń nominalnych**

$$f = \max \left\{ \frac{\langle t_n \rangle}{t_n^0}, \frac{t_s}{t_s^0}, \frac{t_t}{t_t^0} \right\} = 1. \quad (10.7)$$

Wielkości t_n^0, t_s^0, t_t^0 są granicznymi wartościami poszczególnych składowych wektora naprężenia t przy których następuje inicjacja uszkodzenia. reprezentują dopuszczalne wartości poszczególnych składowych. Podobnie jak powyżej nawias Macauley'a informuje, że czyste ścinanie nie spowoduje inicjacji uszkodzenia.

- **kryterium maksymalnych odkształceń nominalnych**

$$f = \max \left\{ \frac{\langle \varepsilon_n \rangle}{\varepsilon_n^0}, \frac{\varepsilon_s}{\varepsilon_s^0}, \frac{\varepsilon_t}{\varepsilon_t^0} \right\} = 1, \quad (10.8)$$

Wielkości ε_n^0 , ε_s^0 , ε_t^0 są granicznymi wartościami wektora odkształcenia ε , przy których następuje inicjacja uszkodzenia powodowanego składową normalną ε_n lub stycznymi ε_s , ε_t ,

- **naprężeniowe sprzężone kryterium inicjacji uszkodzenia**

$$f = \left\{ \frac{\langle t_n \rangle}{t_n^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_s}{t_s^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_t}{t_t^0} \right\}^2 = 1, \quad (10.9)$$

gdzie inicjacja uszkodzenia powodowana jest złożonym trójosiowym stanem naprężenia $(\langle t_n \rangle; t_s; t_t)$,

- **odkształceniowe sprzężone kryterium inicjacji uszkodzenia**

$$f = \left\{ \frac{\langle \varepsilon_n \rangle}{\varepsilon_n^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{\varepsilon_s}{\varepsilon_s^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{\varepsilon_t}{\varepsilon_t^0} \right\}^2 = 1, \quad (10.10)$$

gdzie inicjacja uszkodzenia zależy od 3 składowych wektora odkształcenia: ε_n , ε_s , ε_t .

Jeśli zadane kryterium uszkodzenia spełni zależność (10.11) to wtedy wprowadzone zostanie następane pęknięcie lub zwiększa się długość istniejącego.

$$1 + f_{tol.} \leq f \leq 1, \quad (10.11)$$

gdzie $f_{tol.}$ – jest to wartość tolerancji (domyślnie 0,05).

Po spełnieniu kryterium wprowadzone zostanie następane pęknięcie lub zwiększa się długość istniejącego.

Przy stosowaniu i spełnieniu kryterium maksymalnych naprężeń głównych lub maksymalnych odkształceń głównych, pęknięcie, które się pojawia jest zawsze prostopadłe do kierunku głównego naprężenia lub odkształcenia.

10.2.5. Ewolucja uszkodzenia skalarnego parametru uszkodzenia D

Prawo ewolucji uszkodzenia opisuje szybkość z jaką degradowana jest kohezynna sztywność po inicjacji uszkodzenia. Skalarna zmienna uszkodzenia D ma początkowo wartość 0. Normalne i styczne składowe wektora naprężenia są wyrażone następująco:

$$t_n = \begin{cases} (1-D)T_n; T_n \geq 0 \\ T_n; T_n < 0 \end{cases} \quad (10.12)$$

$$t_s = (1-D)T_s \quad (10.13)$$

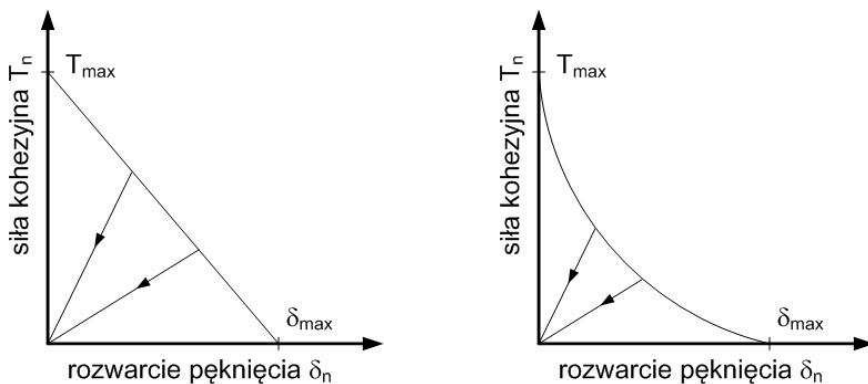
$$t_t = (1-D)T_t, \quad (10.14)$$

gdzie: T_n , T_s i T_t są składowymi stanu naprężenia w materiale bez uszkodzenia.

Aby opisać ewolucję uszkodzenia, za pomocą normalnych i stycznych przemieszczeń, stosuje się tzw. efektywne przemieszczenie δ_m

$$\delta_m = \sqrt{\langle \delta_n \rangle^2 + \delta_s^2 + \delta_t^2} . \quad (10.15)$$

Modelowanie całego procesu zniszczenia obejmuje: spełnienie kryterium inicjacji uszkodzenia i opis stopniowej ewolucji pęknięcia, które może mieć kształt liniowy (Rys. 10.6.a) lub nieliniowy (Rys. 10.6.b).

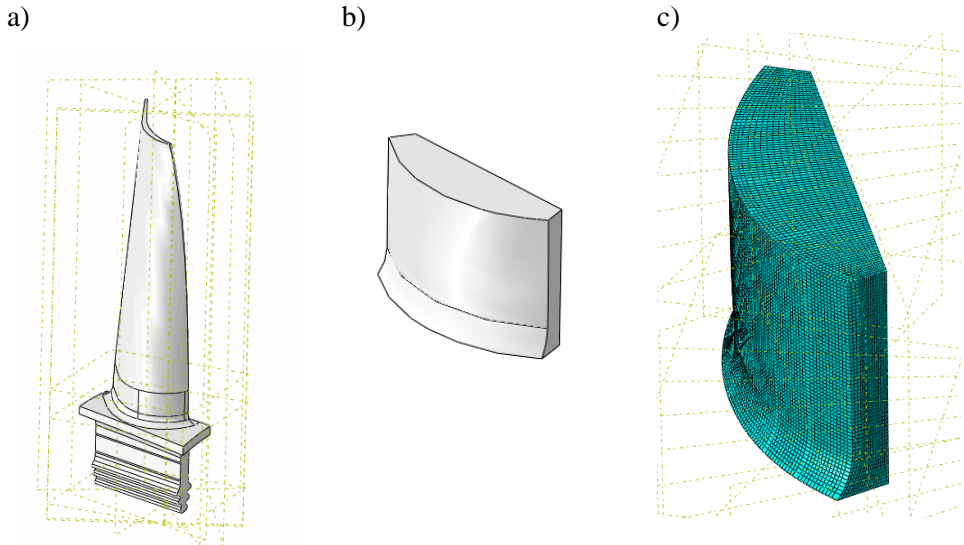


Rys. 10.6. Prawo ewolucji uszkodzenia: a) liniowe, b) nieliniowe

10.3. Przygotowanie modelu do symulacji

Zastosowanie metody X-FEM oraz submodelingu zostanie pokazane na przykładzie opisu procesu pęknięcia łopatki roboczej silnika PZL-10W. Jest to zatem kontynuacja badań własnych, rozpoczętych w punkcie 6.4 niniejszej pracy, gdzie zaprezentowano sposób wyznaczania naprężeń w łopatkach oraz dokonano weryfikacji wyników na drodze analitycznej.

Omawiane w niniejszym podrozdziale prace polegały na wyodrębnieniu z modelu łopatki małego fragmentu objętości, w którym występowały największe koncentracje naprężenia (Rys. 10.7.a). Model globalny, którym jest łopatka, jak i submodel muszą być umieszczone w tym samym układzie współrzędnych. Po skopiowaniu modelu, aby dokonać operacji wycięcia, poprzez wyciągnięcie, celem pozostawienia niewielkiej objętości (submodelu), jak na Rys. 10.7.b posłużono się wcześniej utworzonymi płaszczyznami. Submodel został następnie podzielony na partycje i tym samym została wyodrębniona warstewka ochronna TBC o grubości 0,3mm. W modelu numerycznym przyjęto, że TBC wykonane jest z kruchej ceramiki podlegającej uszkodzeniu. W opisie tego materiału skalarny parametr uszkodzenia uzależniono od kryterium maksymalnych naprężeń.



Rys. 10.7. Globalny model łopatki silnika (a); wyselekcjonowany submodel (b); siatka MES submodelu (c)

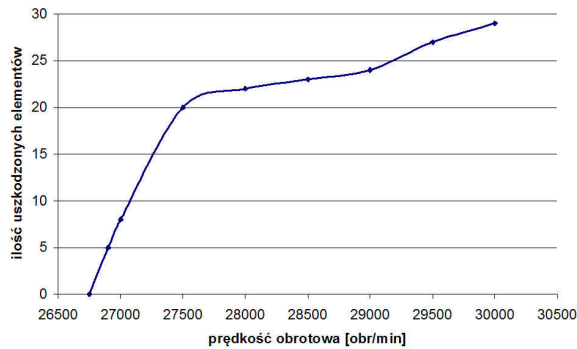
Obciążenie submodelu stanowiły wyniki, uzyskane w symulacji dla globalnego modelu, zaprezentowane w podrozdziale 6.4. Do utworzenia siatki wykorzystano elementy C3D8R linear hexahedral w ilości 104987 (Rys. 10.7.c). Po przeliczeniu submodelu otrzymano te same wartości przemieszczeń w punktach węzłowych co świadczy o prawidłowo przeprowadzonej procedurze.

W kolejnym etapie przeprowadzono szereg symulacji, dla różnych prędkości obrotowych wirnika silnika, obserwując rozwój uszkodzenia jakie pojawiało się i propagowało w warstwie TBC.

10.4. Analiza wyników

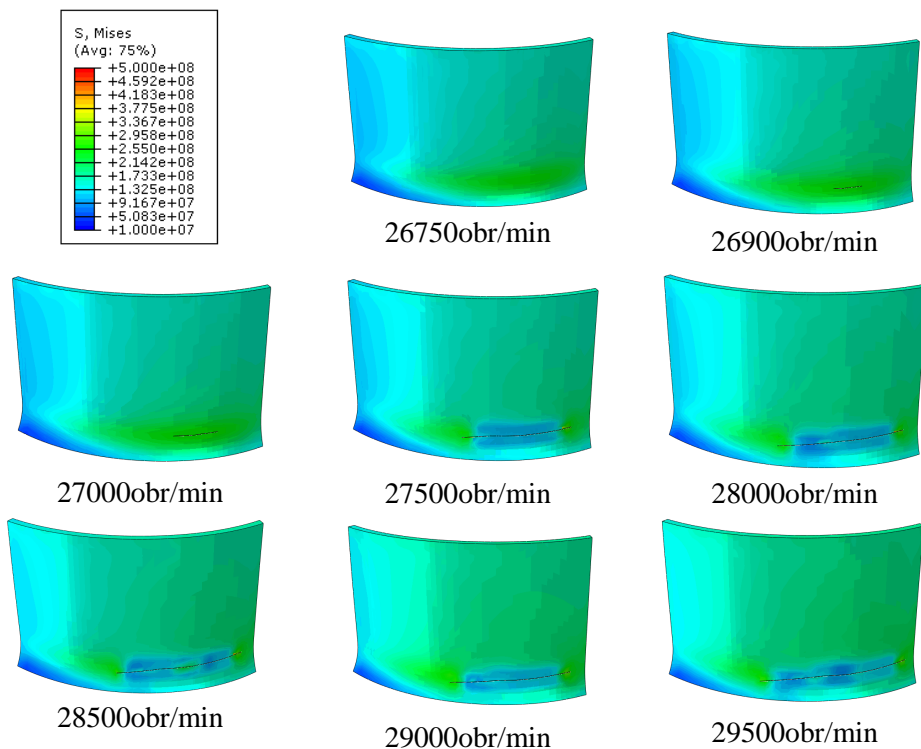
W wyniku zastosowania techniki X-FEM można określić dopuszczalną prędkość obrotową dla wirnika, z osadzonymi łopatkami, przy której nie pojawia się uszkodzenie w łopacie.

W rozważanym przypadku obciążenie stanowiło ciśnienie od naporu gazów spalinowych (stałe dla wszystkich przypadków) oraz prędkość obrotowa. Efektem było więc zaobserwowanie wpływu wzrostu prędkości obrotowej na poziom uszkodzenia w warstwie ceramicznej TBC. Graniczna wartość to 26750obr/min. Następnie, w przedziale zaledwie 750obr/min, następuje nagły wzrost ilości uszkodzonych elementów (Rys. 10.8.), a tym samym wzrost długości pęknięcia, co prezentuje Rys. 10.10.



Rys. 10.8. Rozwój uszkodzenia pokrycia TBC w łopacie silnika (źródło: badania własne)

Metoda X-FEM umożliwia prześledzenie rozwoju pęknięć w łopacie silnika, wraz z narastaniem prędkości obrotowej, aż do chwili krytycznej poprzedzającej defragmentację łopatki. Stopniowy rozwój pęknięcia, w wyodrębnionej warstewce TBC submodelu, pod wpływem narastającej prędkości pokazany jest na Rys. 10.9.



Rys. 10.9. Rozwój pęknięcia w warstwie TBC pod wpływem wzrostu prędkości obrotowej łopatki (źródło: badania własne)

10.5. Wnioski

Zastosowana, w obliczeniach numerycznych, technika submodelingu pozwoliła na dokładniejsze wykonanie siatki elementów skończonych wraz z wykonaną warstwą ochronną TBC. Sekcja dla wyodrębnionego fragmentu, w modelu globalnym, zbudowana była z 772 elementów zaś submodel utworzony został z 104987 elementów. W wyniku tego uzyskano dokładniejsze rozkłady wartości naprężeń zredukowanych Misesa, większe o 18,6%, (biorąc pod uwagę maksymalną wartość), w stosunku do modelu globalnego. Posługując się techniką X-FEM wyznaczono krytyczną wartość prędkości obrotowej łopatk, przy której warstewka TBC nie ulega uszkodzeniu. Po przekroczeniu prędkości 26750obr/min dochodziło do szybkiego rozwoju pęknięcia tj. usuwania elementów z modelu, aż do prędkości 27500, po przekroczeniu której wzrost już nie jest taki gwałtowny. Przedstawiony schemat, rozwiązywania problemów, wykrywania miejsc najbardziej wyężonych, może być przydatny na etapie projektowania łopatek w celu uniknięcia wykonywania kosztownych testów.

Uzyskane wyniki dowodzą poprawności postawionej tezy.

11. Podsumowanie, wnioski końcowe i kierunki dalszych prac

W pracy przedstawiono propozycję zastosowania nowej metody oceny uszkodzenia rozwijającego się w pokryciach ochronnych TBC poddanych obciążeniom cieplno - mechanicznym. Metoda obejmuje zarówno modelowanie numeryczne jak i badania doświadczalne.

Zaproponowano numeryczny sposób wyznaczania uszkodzenia pokrycia TBC przy stanach jednoosiowego rozciągania, trójpunktowego zginania oraz w stanach złożonych występujących w łopatkach silników turbinowych.

W szczególności zakres pracy objął następujące zagadnienia badań doświadczalnych i obliczeń numerycznych.

W zakresie badań doświadczalnych przeprowadzono:

- badania na mikroskopie optycznym wraz z pomiarem grubości poszczególnych warstw systemu TBC,
- analiz powierzchni łopatki roboczej, po przebytych resursie, w celu określenia zawartości pierwiastków,
- pomiary mikrotwardości celem wyznaczenie modułu Younga warstwy TBC,
- starzenie próbek wiosełkowych do rozciągania i belkowych do testów zginania dla różnych zakresów czasowych i temperatur 1000°C,
- testy jednoosiowego rozciągania próbek wiosełkowych z wykorzystaniem systemu Aramis do pomiarów odkształceń warstewki TBC oraz emisji akustycznej do analizy inicjacji uszkodzeń,
- obserwacje na mikroskopie elektronowym w celu określenia uszkodzeń powłoki TBC w wyniku rozciągania oraz wyznaczenia grubości warstewki TGO,
- mikroanalizy rentgenowskie EDS w celu określenia zawartości pierwiastków w poszczególnych warstwach po wykonaniu starzenia,
- testy trójpunktowego zginania, w autorskim uchwycie, pozwalającym na regulację podpór wraz z wykorzystaniem emisji akustycznej do określenia inicjacji uszkodzenia,
- obserwacje mikroskopowe dla próbek poddanych zginaniu.

W zakresie badań numerycznych wykonano:

- model MES łopatki kierującej z wewnętrznym kanałem chłodzącym oraz przeprowadzono obliczenia cieplno – przepływowe w celu wyznaczenia rozkładu temperatur w łopatce oraz pokryciu TBC,
- obliczenia częstości drgań własnych dla łopatki roboczej, z pokryciem TBC i bez pokrycia, dla różnych prędkości obrotowych w zakresie od 0 do 3000obr/min oraz dla zakresu temperatur od 0 do 900°C,
- obliczenia analityczne metodą tabelaryczną i porównanie wyników z obliczeniami MES, przeprowadzonymi dla łopatki roboczej, określając tym samym miejsca najbardziej wyczerpane,

- obliczenia rozkładu naprężeń i temperatur, w pokryciu typu FGM oraz dwuwarstwowym, poddanych obciążeniom cieplnym,
- obliczenia naprężeń cieplnych dla poszczególnych etapów nanoszenia pokrycia ochronnego,
- obliczenia naprężeń pochodzących od zginania w próbce wiosełkowej poddanej jednoosiowemu rozciąganiu,
- analizę wpływu kształtu uchwyty wytrzymałościowego, podczas badań ścinania, na wartość siły powodującej delaminację pokrycia ochronnego,
- model MES struktury pokrycia TBC z uwzględnieniem uszkodzenia oraz przeprowadzono symulacji dla rozciągania i zginania,
- model MES przy zastosowaniu zaawansowanej techniki x-fem i submodelingu do wyznaczenia krytycznej wartości prędkości obrotowej łopatki z pokryciem ochronnym TBC.

Podstawowym celem naukowym pracy była analiza pracy łopatki oraz pokrycia ochronnego TBC przy obciążeniach cieplno – mechanicznych, zorientowana na wykrycie i opis rozwoju uszkodzenia struktury wewnętrznej materiału. Przeprowadzone badania teoretyczne oraz doświadczalne pozwoliły na sformułowanie następujących wniosków:

- pozytywnie zweryfikowano tezę, że możliwa jest ocena uszkodzenia pokrycia ochronnego TBC w łopatkach silników turbinowych, poddanych obciążeniom cieplno – mechanicznym, przy wykorzystaniu zaawansowanych metod modelowania MES,
- obecnie brak jest jednoznacznej odpowiedzi jaki materiał, zawierający pierwiastki ziem rzadkich, może być zastosowany jako zamiennik YSZ celem podniesienia temperatury pracy łopatki i zwiększenia mocy silnika,
- w przypadku łopatek silników turbinowych, w celu uzyskania pól temperatur w całej objętości, niezbędne staje się prowadzenie symulacji numerycznych przepływowych zaprezentowanych w pracy,
- zastosowanie pokrycia ceramicznego powoduje zmniejszenie częstości drgań własnych, w całym zakresie prędkości, w odniesieniu do łopatki bez pokrycia. Dla pierwszej postaci różnice te wynoszą od 4,7% do 7,4% i wzrastają wraz ze zwiększaniem prędkości obrotowej,
- przeprowadzona na podstawie literatury analiza naprężeń w łopatce metodą tabelaryczną, pozwoliła na określenie maksymalnych wartości i była zbieżna z wyniki z programu Abaqus,
- jednym z wykrytych, na powierzchni łopatki roboczej, pierwiastków był chlor i może on sprzyjać rozwojowi korozji chemicznej oraz wraz z występującymi ubytkami powierzchni obniżać jej trwałość zmęczeniową,
- w ocenie inicjacji uszkodzenia warstewki TBC, podczas testów rozciągania, bardziej skuteczną metodą, niż system Aramis, jest emisja akustyczna,
- pomiary EDS, po wykonaniu starzenia, świadczą o istnieniu dyfuzji pierwiastków pomiędzy wszystkimi warstewkami,

- istotnym czynnikiem, podczas stosowania powłok TBC, są naprężenia własne powstające w wyniku ich nanoszenia na metaliczne podłoże. Naprężenia w pokryciu są od około 7 do 27 razy wyższe dla przypadków gdy łopatką nie jest nagrzana. Należy zatem stosować wstępne jej nagrzanie, gdyż warstwa ceramiczna podczas jej nanoszenia może ulec uszkodzeniu,
- dla próbek nie poddanych starzeniu i zadanej strzałce ugięcia 0,8mm nie zaobserwowano widocznych pęknięć krawędziowych. Pojawia się jednak delaminacja na styku warstwy TC i BC na brzegu próbki. Wydłużając proces starzenia można zaobserwować różne fazy rozwoju stanu uszkodzenia przy tym samym zadanym przemieszczeniu,
- analizując wyniki symulacji dla rozciągania powłoki TBC, w zakresie obciążenia stosowanego dla drugiej serii próbek, należy stwierdzić, że ewolucja zniszczenia, przy zastosowaniu modelu, jest zgodna z obserwacjami mikroskopowymi,
- w wyniku zastosowania techniki X-FEM i submodelingu można określić dopuszczalną prędkość obrotową dla wirnika z osadzonymi łopatkami przy której nie pojawia się uszkodzenie w łopatce.

Dalsze prace będą zmierzać zarówno w kierunku nowych badań doświadczalnych jak i symulacji numerycznych, które powinny jak najlepiej odzwierciedlać obciążenia jakim poddawane są pokrycia ochronne podczas pracy. W tym celu, w ramach projektu Aeronet „Dolina Lotnicza”, został wykonany uchwyt do rozciągania próbek z powłoką TBC w wysokich temperaturach z wykonanym kanałem powietrznym. Sam uchwyt posiada także chłodzenie i przeznaczony jest do montowania próbek z gwintem M10. Został on także zgłoszony do opatentowania (numer zgłoszenia P-405900, tytuł: „Uchwyt do rozciągania cylindrycznych próbek”). Możliwe będzie zatem badanie pokryw ochronnych przy obciążeniach cieplno – mechanicznych.

Planowane są także dalsze badania przy zginaniu próbek z powłoką TBC, dla różnych poziomów obciążeń oraz prowadzenie obserwacji mikroskopowych obrazujących rozwój uszkodzenia pokrycia.

Trwają także prace nad dwoma stanowiskami:

- piecem wysokotemperaturowym o niewielkiej kubaturze,
- stanowiskiem do badań udarowych przy stosowaniu niewielkich rozmiarów węgelników posiadających dużą prędkość.

Piec będzie służył zarówno do starzenia próbek z pokryciem TBC jak i będzie możliwe dostarczanie mieszaniny CMAS, która po stopieniu wnika w strukturę pokrycia degradując ją chemicznie a po zastygnięciu zmienia jej własności mechaniczne.

Zastosowanie stanowiska do badań udarowych pozwoli na odzwierciedlenie zjawiska uderzenia ciała obcego w pokrycie ceramiczne TBC, które może się dostać do silnika razem z zasysanym powietrzem.

Bibliografia

1. Abaqus 6.13., Documentation, Dassault Systemes Simulia Corporation, USA, 2013.
2. Aleksanoglu H., Scholz A., Oechsner M., Berger C., Rudolphi M., Schütze M., Stamm W., *Determining a critical strain for APS thermal barrier coatings under service relevant loading conditions*, „International Journal of Fatigue”, 2013, vol. 53, s. 40–48.
3. Arai M., Okajima Y., Kishimoto K., *Mixed-mode interfacial fracture toughness for thermal barrier coating*, „Engineering Fracture Mechanics”, 2007, vol. 74, s. 2055–2069.
4. Asok Kumar N., Kale S. R., *Numerical simulation of steady state heat transfer in a ceramic-coated gas turbine blade*, „International Journal of Heat and Mass Transfer”, 2002, vol. 45, s. 4831–4845.
5. Balicki W., Chachurski R., Głowacki P., Godzimirski J., Kawalec K., Kozakiewicz A., Pągowski Z., Rowiński A., Szczeciński J., Szczeciński A., *Lotnicze silniki turbinowe – konstrukcja – eksploatacja – diagnostyka część 1*, Warszawa, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, 2010.
6. Balicki W., Chachurski R., Głowacki P., Godzimirski J., Kawalec K., Kozakiewicz A., Pągowski Z., Rowiński A., Szczeciński J., Szczeciński A., *Lotnicze silniki turbinowe – konstrukcja – eksploatacja – diagnostyka część 2*, Warszawa, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, 2010.
7. Beta-pyrochlore oxide [online], [dostęp 19 luty 2015]. Dostępny w World Wide Web: <http://hiro.issp.u-tokyo.ac.jp/yone/research/beta-pyrochlore.htm>
8. Bhaumik S. K., Sujata M., Venkataswamy M. A., Parameswara M. A., *Failure of a low pressure turbine rotor blade of an aeroengine*, „Engineering Failure Analysis”, 2006, vol. 13, s. 1202–1219.
9. Bouzakis K. D., Lontos A., Michailidis N., Knotek O., Lugscheider E., Bobzin K., Eitzkorn A., *Determination of mechanical properties of electron beam-physical vapor deposition-thermal barrier coatings (EB-PVD-TBCs) by means of nanoindentation and impact testing*, „Surface and Coatings Technology”, 2003, vol. 163–64, s. 75–80.
10. Bratton R.J., Lau S.K., *Zirconia Thermal Barrier Coatings*, „Advances in Ceramics”, 1981, vol. 3, s. 226–240.
11. Cao N. Y., Kagawa Y., Liu Y. F., *Stress analysis of a barb test for thermal barrier coatings*, „Surface & Coatings Technology”, 2008, vol. 202, s. 3413–3418.
12. Carter T. J., *Common failures in gas turbine blades*, „Engineering Failure Analysis”, 2005, vol. 12, s. 237–247.

13. Cernuschia F., Lorenzon L., Capelli S., Guardamagna C., Karger M., Vaßen R., Von Niessen K., Markocsand N., Menueye J., Giolli C., *Solid particle erosion of thermal spray and physical vapour deposition thermal barrier coatings*, „Wear”, 2011, vol. 271, s. 2909–2918.
14. *Charakterystyka silnika PZL-10W [online]*, [dostęp 19 luty 2015]. Dostępny w World Wide Web: http://www.wskrz.com/gfx/wsk4/userfiles/wsk/produkcja_rodzima/zal_nr_1_pzl-10w_wersja_3pl.pdf
15. Chen J. S., Duh J. G., *Indentation behavior and Young’s modulus evaluation in electroless Ni modified CrN coating on mild steel*, „Surface and Coatings Technology”, 2001, vol. 139, s. 6–13.
16. Chen L., Liu Y., Xie L., *Power-exponent function model for low-cycle fatigue life prediction and its applications – Part II: Life prediction of turbine blades under creep–fatigue interaction*, „International Journal of Fatigue”, 2007, vol. 29, s. 10–19.
17. Chen X., *Calcium–magnesium–alumina–silicate (CMAS) delamination mechanisms in EB-PVD thermal barrier coatings*, „Surface & Coatings Technology”, 2006, vol. 200, s. 3418–3427.
18. Chen X., He M. Y., Spitsberg I., Fleck N. A., Hutchinson J. W., Evans A. G., *Mechanisms governing the high temperature erosion of thermal barrier coatings*, „Wear”, 2004, vol. 256, s. 735–746.
19. Chen X., Hutchinson J. W., *Particle impact on metal substrates with application to foreign object damage to aircraft engines*, „Journal of the Mechanics and Physics of Solids”, 2002, vol. 50, s. 2669–2690.
20. Chen X., Wang R., Yao N., Evans A. G., Hutchinson J. W., Bruce R. W., *Foreign object damage in a thermal barrier system: mechanisms and simulations*, „Materials Science and Engineering”, 2003, vol. 352, s. 221–231.
21. Choi S. R., Zhu D., Miller R. A., *Fracture behavior under mixed-mode loading of ceramic plasma-sprayed thermal barrier coatings at ambient and elevated temperatures*, „Engineering Fracture Mechanics”, 2005, vol. 72, s. 2144–2158.
22. Ciszewski A., Radomski T., *Materiały konstrukcyjne w budowie maszyn*, Warszawa, PWN, 1989.
23. Crowell M. W., Schaedler T. A., Hazel B. H., Konitzer D. G., McMeeking R. M., Evans A. G., *Experiments and numerical simulations of single particle foreign object damage-like impacts of thermal barrier coatings*, „International Journal of Impact Engineering”, 2012, vol. 48, s. 116–124.
24. CSM Instruments SA., *Indentation Software, User’s Guide*.
25. Dobrzański L. A., Dobrzańska-Danikiewicz A. D., *Obróbka powierzchni materiałów inżynierskich*, Open Access Library Volume 5, 2011.
26. Duo P., Liu J., Dini D., Golshan M., Korsunsky A. M., *Evaluation and analysis of residual stresses due to foreign object damage*, „Mechanics of Materials”, 2007, vol. 39, s. 199–211.

27. Dzygadlo Z., Łyżwiński M., Otyś J., Szczeciński S., Wiatrek R., *Zespoły wirnikowe silników turbinowych*, Warszawa, WKiŁ, 1982.
28. Eberl C., Aryt E., Spolenek R., Kubat F., Leidl A., Ruile W., Kraft O., *Ultra high-cycle fatigue in pure Al thin films and line structures*, „Materials Science and Engineering A”, 2006, vol. 421, s. 68–76.
29. Eberl C., Gianola D. S., Wang X., He M. Y., Evans A. G., Hemker K. J., *A method for in situ measurement of the elastic behavior of a columnar thermal barrier coating*, „Acta Materialia”, 2011, vol. 59, s. 3612–3620.
30. Ejaz N., Tauqir A., *Failure due to structural degradation in turbine blades*, „Engineering Failure Analysis”, 2006, vol. 13, s. 452–463.
31. Electron beam physical vapor deposition [online], [dostęp 19 luty 2015]. Dostępny w World Wide Web: http://en.wikipedia.org/wiki/Electron_beam_physical_vapor_deposition
32. Eliaz N., Shemesh G., Latanision R. M., *Hot corrosion in gas turbine components*, „Engineering Failure Analysis”, 2002, vol. 9, s. 32–43.
33. Evans A. G., Mumm D. R., Hutchinson J. W., Meier G. H., Pettit F. S., *Mechanisms controlling the durability of thermal barrier coatings*, „Progress in Materials Science”, 2001, vol. 46, s. 505–553.
34. Fenech J., Dalbin M., Barnabe A., Bonino J. P., Ansart F., *Sol-gel processing and characterization of (RE-Y)-zirconia powders for thermal barrier coatings*, „Powder Technology”, 2011, vol. s. 480–487.
35. Fiszer M., Gruszczyński J., *Rzeszowski PZL-10W odkrywa swoje tajemnice*, „Lotnictwo”, 2006, vol. 4, s. 22–23.
36. Gallardo J. M., Rodriguez J. A., Herdera E. J., *Failure of gas turbine blades*, „Wear”, 2002, vol. 252, s. 264–268.
37. Góral M., Swadźba L., Moskal G., Jarczyk G., Aguilar J., *Diffusion aluminate coatings for TiAl intermetallic turbine blades*, „Intermetallics”, 2011, vol. 19, s. 744–747.
38. Guo S. Q., Mumm D. R., Karlsson A. M., Kagawa Y., *Measurement of interfacial shear mechanical properties in thermal barrier coating systems by a barb pullout method*, „Scripta Materialia”, 2005, vol. 53, s. 1043–1048.
39. Hager C. H. Jr., Sanders J., Sharma S., Voevodin A., *Gross slip fretting wear of CrCN, TiAlN, Ni, and CuNiIn coatings on Ti₆Al₄V interfaces*, „Wear”, 2007, vol. 263, s. 430–443.
40. Hejwowski T., Weroński A., *Wytwarzanie powłok odpornych na zużycie. Powłoki nakładane cieplnie na elementy silników spalinowych*, Lublin, Wydawnictwo Politechniki Lubelskiej, 2000.
41. Hongbo G., Hongju Z., Guohui M., Shengkai G., *Thermo-Physical and Thermal Cycling Properties of Plasma Sprayed BaLa₂Ti₃O₁₀ Coating as Potential Thermal Barrier Materials*, „Surface & Coatings Technology”, 2009, vol. 204, s. 691–696.

42. Hongming Z., Danqing Y., *Effect of rare earth doping on thermo-physical properties of lanthanum zirconate ceramic for thermal barrier coatings*, „Journal of Rare Earths”, 2008, vol. 26, s. 770–774.
43. Hongsong Z., Kun S., Qiang X., Fuchi W., Ling L., *Thermal conductivity of $(Sm_{1-x}La_x)_2Zr_2O_7$ ($x=0, 0.25, 0.5, 0.75$ and 1) oxides for advanced thermal barrier coatings*, „Journal of Rare Earths”, 2009, vol. 27, s. 222.
44. Hou J., Wicks B. J., Antoniou R. A., *An investigation of fatigue failures of turbine blades in a gas turbine engine by mechanical analysis*, „Engineering Failure Analysis”, 2002, vol. 9, s. 201–211.
45. Hou N. X., Wen Z. X., Yu Q. M., Yue Z. F., *Application of a combined high and low cycle fatigue life model on life prediction of SC blade*, „International Journal of Fatigue”, 2009, vol. 31, s. 616–619.
46. Jadhav A. D., Padture N. P., *Mechanical properties of solution-precursor plasma-sprayed thermal barrier coatings*, „Surface & Coatings Technology”, 2008, vol. 202, s. 4976–4979.
47. Jiang X., Zhao J., Jiang X., *Correlation between hardness and elastic moduli of the covalent crystals*, „Computational Materials Science”, 2011, vol. 50, s. 2287–2290.
48. Johnson C. A., Ruud J. A., Bruce R., Wortman D., *Relationships between residual stress, microstructure and mechanical properties of electron beam–physical vapor deposition thermal barrier coatings*, „Surface and Coatings Technology”, 1998, vol. 108–109, s. 80–85.
49. Kim S. G., Hwang Y. H., Kim T. G., Shu C. M., *Failure analysis of J85 Engine turbine blades*, „Engineering Failure Analysis”, 2008, vol. 15, s. 394–400.
50. Kittel C., *Introduction to solid state physics*, Hoboken: John Wiley & Sons, 2005.
51. Konferencja Rady Partnerów RP CZT Aeronet i Panele Ekspertów Projektu Kluczowego 13-14 Grudnia 2010,
52. Konferencja Rady Partnerów RP CZT Aeronet i Panele Ekspertów Projektu Kluczowego 13-14 Czerwca 2011,
53. Konferencja Rady Partnerów RP CZT Aeronet i Panele Ekspertów Projektu Kluczowego 25-26 Czerwca 2012,
54. Konferencja Rady Partnerów RP CZT Aeronet i Panele Ekspertów Projektu Kluczowego 10-11 Grudnia 2012,
55. Konferencja Rady Partnerów RP CZT Aeronet i Panele Ekspertów Projektu Kluczowego 9-10 Grudnia 2013,
56. Kortylewski W., *Spalanie i paliwa*, Wydawnictwo Politechniki Wrocławskiej 2008.
57. Kramer S., Yang J., Levi C., *Thermochemical interaction of thermal barrier coatings with CMAS deposits*, „Journal of American Ceramic Society”, 2006, vol. 89, s. 3167–3175.

58. Kubiak J., Urquiza G., Rodriguez J. A., González G., Rosales I., Castillo G., Nebradt J., *Failure analysis of the 150MW gas turbine blades*, „Engineering Failure Analysis”, 2009, vol. 16, s. 1794–1804.
59. Kwaśniewski S., Sroka Z. J., Zabłocki W., *Modelowanie obciążeń cieplnych w elementach silników spalinowych*, Wrocław, Oficyna Wydawnicza Politechniki Wrocławskiej, 1999.
60. Li C. J., Wang W. Z., and He Y., *Measurement of fracture toughness of plasma-sprayed Al_2O_3 coatings using a tapered double cantilever beam method*, „Journal of American Ceramic Society”, 2003, vol. 86, s. 1437–1439.
61. Li Y., Khor K. A., *Mechanical properties of the plasma-sprayed $Al_2O_3/YZrSiO_4$ coatings*, „Surface and Coatings Technology”, 2002, vol. 150, s. 143–150.
62. Lipka J., *Wytrzymałość maszyn wirnikowych*, Warszawa, WNT, 1967.
63. Liu C., Zhang B., Yang S., He Y., Tao C., *Analysis of fracture and cracks of single crystal blades in aero-engine*, „Engineering Failure Analysis”, 2011, vol. 18, s. 582–589.
64. Liu Z. G., Ouyang J. H., Zhou Y., *Heat capacities and derived thermodynamic functions of neodymium-gadolinium zirconates from 298.15 to 1050K*, „Journal of Alloys and Compounds”, 2009, vol. 475, s. 21–24.
65. Ma W., Dong H., Guo H., Gong S., Zheng X., *Thermal cycling behavior of $La_2Ce_2O_7/8YSZ$ double-ceramic-layer thermal barrier coatings prepared by atmospheric plasma spraying*, „Surface & Coatings Technology”, 2010, vol. 204, s. 3366–3370.
66. Ma W., Macka D., Malzbender J., Vaßen R., Stover D., *Yb_2O_3 and Gd_2O_3 doped strontium zirconate for thermal barrier coatings*, „Journal of the European Ceramic Society”, 2008, vol. 28, s. 3071–3081.
67. Maekawa T., Kurosaki K., Yamanaka S., *Thermophysical properties of BaY_2O_4 : A new candidate material for thermal barrier coatings*, „Materials Letters”, 2007, vol. 61, s. 2303–2306.
68. Mao W. G., Dai C. Y., Yang L., Zhou Y. C., *Interfacial fracture characteristic and crack propagation of thermal barrier coatings under tensile conditions at elevated temperatures*, „International Journal of Fracture”, 2008, vol. 151, s. 107–120.
69. Mao W. G., Dai C. Y., Zhou Y. C., Liu Q. X., *An experimental investigation on thermo-mechanical buckling delamination failure characteristic of air plasma sprayed thermal barrier coatings*, „Surface & Coatings Technology”, 2007, vol. 201, s. 6217–6227.
70. Marinetti S., Robba D., Cernuschi F., Bison P. G., Grinzato E., *Thermographic inspection of TBC coated gas turbine blades: Discrimination between coating over-thicknesses and adhesion defects*, „Infrared Physics & Technology”, 2007, vol. 49, s. 281–285.

71. Mazur Z., Luna-Ramirez A., Juarez-Islas J., Campos-Amezcuca A., *Failure analysis of a gas turbine blade made of Inconel 738LC alloy*, „Engineering Failure Analysis”, 2005, vol. 12, s. 474–486.
72. Modukuru S. C., Ramakrishnan N., Sriramamurthy A. N., *Determination of the die profile for the investment casting of aerofoil-shaped turbine blades using the finite – element method*, „Journal of Materials Processing Technology”, 1996, vol. 58, s. 223–226.
73. Mohaideen M. M., *Optimization and analysis on turbine rotor of a turbo shaft engine*, „Proceeding Engineering”, 2012, vol. 38, s. 867–871.
74. Mrowiec S., Werber T. *Korozja gazowa metali*, Katowice, Wydawnictwo „Śląsk”, 1975.
75. MTS [online], [dostęp 19 luty 2015]. Dostępny w World Wide Web: <http://www.mts.com/en/index.htm>
76. Mumm D. R., Watanabe M., Evans A. G., Pfaendtner J. A., *The influence of test method on failure mechanisms and durability of a thermal barrier system*, „Acta Materialia”, 2004, vol. 52, s. 1123–1131.
77. Musil J., Kunc F., Zeman H., Polařkova H., *Relationships between hardness, Young’s modulus and elastic recovery in hard nanocomposite coatings*, „Surface and Coatings Technology”, 2002, vol. 154, s. 304–313.
78. Natryskiwanie plazmowe [online], [dostęp 19 luty 2015]. Dostępny w World Wide Web: <http://www.sciteex.com.pl/metallisation/natryskiwanieplazmowe.htm>
79. Nicholls J. R., Deakin M. J., Rickerby D. S., *A comparison between the erosion behaviour of thermal spray and electron beam physical vapour deposition thermal barrier coatings*, „Wear”, 1999, vol. 233–235, s. 352–361.
80. Niessen K., Gindrat M., *Plasma Spray-PVD: A New Thermal Spray Process to Deposit Out of the Vapor Phase*, „Journal of Thermal Spray Technology”, 2011, vol. 20, s. 736–743.
81. Niezgodna T., Małachowski J., Szymczyk W., *Modelowanie numeryczne mikrostruktury ceramiki*, Warszawa, WNT, 2005.
82. Orłoś Z. (red), *Naprężenia cieplne*, Warszawa, Wydawnictwo Naukowe PWN, 1991.
83. Park J. H., Kim J. S., Lee K. H., *Acoustic emission characteristics for diagnosis of TBC damaged by high-temperature thermal fatigue*, „Journal of Materials Processing Technology”, 2007, vol. 187–188, s. 537–541.
84. Park M., Hwang Y. H., Choi Y. S., Kim T. G., *Analysis of a J69-T-25 engine turbine blade fracture*, „Engineering Failure Analysis”, 2002, vol. 9, s. 593–601.
85. Pfeiffer C., Affeldt E., Göken M., *Miniaturized bend tests on partially stabilized EB-PVD ZrO₂ thermal barrier coatings*, „Surface & Coatings Technology”, 2011, vol. 205, s. 3245–3250.

86. Poursaeidi E., Aieneravaie M., Mohammadi M. R., *Failure analysis of a second stage blade in a gas turbine engine*, „Engineering Failure Analysis”, 2008, vol. 15, s. 1111–1129.
87. Poursaeidi E., Babaei A., Behrouzshad F., Mohammadi Arhani M. R., *Failure analysis of an axial compressor first row rotating blades*, „Engineering Failure Analysis”, 2013, vol. 28, s. 25–33.
88. Prabhu V. V., Fuke I. V., Cho S., Singh J., *Rapid manufacturing of rhenium components using EB-PVD*, „Rapid Prototyping Journal”, 2005, vol. 11, s. 66–73.
89. Qian G., Nkamura T., Berndt C. C. and Leigh S. H., *Tensile toughness test and high temperature fracture analysis of thermal barrier coatings*, „Acta Materialia”, 1997, vol. 45, s. 1767–1784.
90. Qiana L., Zhua S., Kagawaa Y., Kubob T., *Tensile damage evolution behavior in plasma-sprayed thermal barrier coating system*, „Surface and Coatings Technology”, 2003, vol. 173, s. 178–184.
91. Qu S., Fu C. M., Dong C., Tian J. F., Hang Z. F., *Failure Analysis of the 1st Stage Blades in Gas Turbine Engine*, „Engineering Failure Analysis”, 2013, vol. 32, s. 292–303.
92. Ramachandran C.S., Balasubramanian V., Ananthapadmanabhan P.V., *Synthesis, spheroidization and spray deposition of lanthanum zirconate using thermal plasma process*, „Surface & Coatings Technology”, 2012, vol. 206, s. 3017–3035.
93. Rare earth metals [online], [dostęp 19 luty 2015]. Dostępny w World Wide Web: <http://www.ritholtz.com/blog/2012/07/rare-earth-metals/>
94. Ray A. K., Bose S. C., De P. K., Das D. K., *Lifetime evaluation of a thick thermal barrier coated superalloy used in turbine blade*, „Materials Science and Engineering A”, 2010, vol. 527, s. 5474–5483.
95. Ray A. K., Roy N., Kar A., Ray A. K., Bose S. C., Das G., Sahu J. K., Das D. K., Venkataraman B., Joshi S. V., *Mechanical property and characterization of a NiCoCrAlY type metallic bond coat used in turbine blade*, „Materials Science and Engineering A”, 2009, vol. 505, s. 96–104.
96. Rico A., Gómez-García J., Múnez C. J., Poza P., Utrilla V., *Mechanical properties of thermal barrier coatings after isothermal oxidation, Depth sensing indentation analysis*, „Surface & Coatings Technology”, 2009, vol. 203, s. 2307–2314.
97. Rossette A. H., Mazur Z., Demeulenaere A., Roque López Hernández J. A., *The effect of start-up cycle in ceramic coating used as thermal barrier for a gas turbine bucket*, „Applied Thermal Engineering”, 2009, vol. 29, s. 3056–3065.
98. Sadowski T., Ataya S., Nakonieczny K., *Thermal analysis of layered FGM cylindrical plate subjected to sudden cooling process At one side – Comparison of two applied methods for problem solution*, „Computational Materials Science”, 2009, vol. 45, s. 624–632.

99. Sadowski T., Golewski P., *Multidisciplinary analysis of the operational temperature increase of turbine blades in combustion engines by application of the ceramic thermal barrier coatings (TBC)*, „Computational Materials Science”, 2011, vol. 50, s. 1326–1335.
100. Sadowski T., Golewski P., *The Analysis of Heat Transfer and Thermal Stresses in Thermal Barrier Coatings under Exploitation*, „Defect and Diffusion Forum”, 2012, vol. 326-328, s. 530–535.
101. Sadowski T., Golewski P., *The influence of quantity and distribution of cooling channels of turbine elements on level of stresses in the protective layer TBC and the efficiency of cooling*, „Computational Materials Science”, 2012, vol. 52, s. 293–297.
102. Sadowski T., Golewski P., *The influence of quantity and distribution of cooling channels of turbine elements on level of stresses in the protective layer TBC and the efficiency of cooling*, „Computational Materials Science”, 2012, vol. 52, s. 293–297.
103. Sadowski T., *Non-symmetric thermal shock in ceramic matrix composite (CMC) material*, „Lecture Notes on Composite Materials, Solid Mechanics And Its Applications”, 2009, vol. 154, s. 99–148.
104. Salam I., Tauqir A., Khan A. Q., *Creep-fatigue failure of an aero engine turbine blades*, „Engineering Failure Analysis”, 2002, vol. 9, s. 335–347.
105. Schillinger B., *Proposed combination of CAD data and discrete tomography for the detection of coking and lubricants in turbine blades or engines*, „Electronic Notes in Discrete Mathematics”, 2005, vol. 20, s. 493–499.
106. Silveira E., Atxaga G., Erauzkin E., Irisarri A. M., *Study on the root causes for the premature failure of an aircraft turbine blade*, „Engineering Failure Analysis”, 2009, vol. 16, s. 639–647.
107. Singhal S.C., Bratton R.J., *Stability of a $ZrO_2(Y_2O_3)$ Thermal Barrier Coating in Turbine Fuel with Contaminants*, „Journal of Engineering for Power, Transaction of the ASME”, 1980, vol. 102, s. 770–775.
108. Smialek J. L., *Moisture-Induced TBC Spallation on Turbine Blade Samples*, „Surface & Coatings Technology”, 2011, vol. 206, s. 1577–1585.
109. Smith M. A. (red), *Hot turbines*, „Flight”, 1956, vol. 69, s. 292–295.
110. Special metals [online], [dostęp 19 luty 2015]. Dostępny w World Wide Web: <http://www.specialmetals.com/index.php>
111. Stal wysokostopowa 0H18N9 [online], [dostęp 19 luty 2015]. Dostępny w World Wide Web: <http://www.alfa-tech.com.pl/stale-wysokostopowe-o-specjalnych-wlasnosciami-stal-kwasoodpornia-0h18n9#.UV6VxTcreQA>
112. Staniszewski B., *Wymiana ciepła. Podstawy teoretyczne*, Warszawa, PWN, 1963.
113. Steenbakker R. J. L., Wellman R. G., Nicholas J. R., *Erosion of gadolinia doped EB-PVD TBCs*, „Surface & Coatings Technology”, 2006, vol. 201, s. 2140–2146.

114. Strangman T., Raybould D., Jameel A., Baker W., *Damage mechanisms, life prediction, and development of EB-PVD thermal barrier coatings for turbine airfoils*, „Surface & Coatings Technology”, 2007, vol. 202, s. 658–664.
115. Sun Z., Li M., Zhou Y., *Thermal properties of single-phase Y_2SiO_5* , „Journal of the European Ceramic Society”, 2009, vol. 29, s. 551–557.
116. Szarguta J. (red), *Modelowanie numeryczne pól temperatury*, Warszawa, WNT 1992.
117. Tamura M., Takahashi M., Ishii J., Suzuki K., Sato M., Shimomura K., *Multilayered Thermal Barrier Coating for Land-Based Gas Turbines*, „Journal of Thermal Spray Technology”, 1999, vol. 8, s. 68–72.
118. Tassini N., Lambrinou K., Mircea I., Bartsch M., Patsias S., Van der Biest O., *Study of the amplitude-dependent mechanical behaviour of yttria-stabilised zirconia thermal barrier coatings*, „Journal of the European Ceramic Society”, 2007, vol. 27, s. 1487–1491.
119. The rare earth market [online], [dostęp 19 luty 2015]. Dostępny w World Wide Web: <http://www.investmentu.com/article/detail/16713/the-rare-earth-market#.U9PDWLHIR5M>.
120. Torshizi S. E. M., Nikraves S. M. Y., Jahangiri A., *Failure analysis of gas turbine generator cooling fan blades*, „Engineering Failure Analysis”, 2009, vol. 16, s. 1686–1695.
121. Tubielewicz K., Melechow R. (red.), *Materiały stosowane w energetyce cieplnej*, Częstochowa, Prace zespołu obróbki powierzchniowej, 2003.
122. Tubielewicz K., Melechow R., Gajewski W., Dudek P., *Materiały stosowane w energetyce cieplnej*, Częstochowa, Wydawnictwo Politechniki Częstochowskiej, 2003.
123. Vasinonta A., Beuth J. L., *Measurement of interfacial toughness in thermal barrier coating systems by indentation*, „Engineering Fracture Mechanics”, 2001, vol. 68, s. 843–860.
124. Wakui T., Malzbender J., Steinbrech R. W., *Mechanical testing of thermally stressed materials with rough interfaces: Mechanically induced delamination cracking in thermal barrier composites*, „Surface & Coatings Technology”, 2006, vol. 200, s. 5419–5426.
125. Wan C., Qu Z., Du A., Pan W., *Influence of B site substituent Ti on the structure and thermophysical properties of $A_2B_2O_7$ -type pyrochlore $Gd_2Zr_2O_7$* , „Acta Materialia”, 2009, vol. 57, s. 4782–4789.
126. Wang X., Tint S., Chiu M., Atkinson A., *Stiffness of free-standing thermal barrier coating top coats measured by bending tests*, „Acta Materialia”, 2012, vol. 60, s. 3247–3258.
127. Wellman R. G., Deakin M. J., Nicholas J. R., *The effect of TBC morphology on the erosion rate of EB PVD TBCs*, „Wear”, 2005, vol. 258, s. 349–356.

128. Wellman R. G., Deakin M. J., Nicholls J. R., *The effect of TBC morphology and aging on the erosion rate of EB-PVD TBCs*, „Tribology International”, 2005, vol. 38, s. 798–804.
129. Wellman R. G., Nicholas J. R., *Erosion, corrosion and erosion–corrosion of EB PVD thermal barrier coatings*, „Tribology International”, 2008, vol. 41, s. 657–662.
130. Wellman R. G., Nicholls J. R., Murphy K., *Effect of microstructure and temperature on the erosion rates and mechanisms of modified EB PVD TBCs*, „Wear”, 2009, vol. 267, s. 1927–1934.
131. Wellman R. G., Nicholls J. R., *On the effect of ageing on the erosion of EB-PVD TBCs*, „Surface and Coatings Technology”, 2004, vol. 177–178, s. 80–88.
132. Wellman R., Whitman G., Nicholls J. R., *CMAS corrosion of EB PVD TBCs: Identifying the minimum level to initiate damage*, „International Journal of Refractory Metals & Hard Materials”, 2010, vol. 28, s. 124–132.
133. Wen S. F., Yan W. Z., Kang J. X., Liu J., Yue Z. F., *Simulation of the interface characterization of thin film on substrate system by bending creep tests*, „Applied Surface Science”, 2010, vol. 257, s. 1289–1294.
134. Weroński A., *Zmęczenie cieplne*, Warszawa, WNT, 1983.
135. Wiśniewski S., *Obciążenia cieplne silników turbinowych*, Warszawa, WKiŁ, 1974.
136. Wiśniewski S., *Pomiary temperatury w badaniach silników i urządzeń cieplnych*, Warszawa, WNT, 1983.
137. Witek L., *Failure analysis of turbine disc of an aero engine*, „Engineering Failure Analysis”, 2006, vol. 13, s. 9–17.
138. Xie X., Guoa H., Gong S., Xua H., *Lanthanum–titanium–aluminum oxide: A novel thermal barrier coating material for applications at 1300 °C*, „Journal of the European Ceramic Society”, 2011, vol. 31, s. 1677–1683.
139. Xie Y. J., Wang M. C., Zhang G., Chang M., *Analysis of superalloy turbine blade tip cracking during service*, „Engineering Failure Analysis”, 2006, vol. 13, s. 1429–1436.
140. Yamazaki Y., Schmidt A., Scholz A., *The determination of the delamination resistance in thermal barrier coating system by four-point bending tests*, „Surface & Coatings Technology”, 2006, vol. 201, s. 744–754.
141. Yan J., Leist T., Bartsch M., Karlsson A. M., *On cracks and delaminations of thermal barrier coatings due to indentation testing: Experimental investigations*, „Acta Materialia”, 2008, vol. 56, s. 4080–4090.
142. Yang L., Liu Q. X., Zhou Y. C., Mao W. G., Lu C., *Finite element simulation on thermal fatigue of a turbine blade with thermal barrier coatings*, „Journal of Materials Science and Technology”, 2014, vol. 30, s. 371–380.
143. Yao W. B., Dai C. Y., Mao W. G., Lu C., Yang L., Zhou Y. C., *Acoustic emission analysis on tensile failure of air plasma-sprayed thermal barrier coatings*, „Surface & Coatings Technology”, 2012, vol. 206, s. 3803–3807.

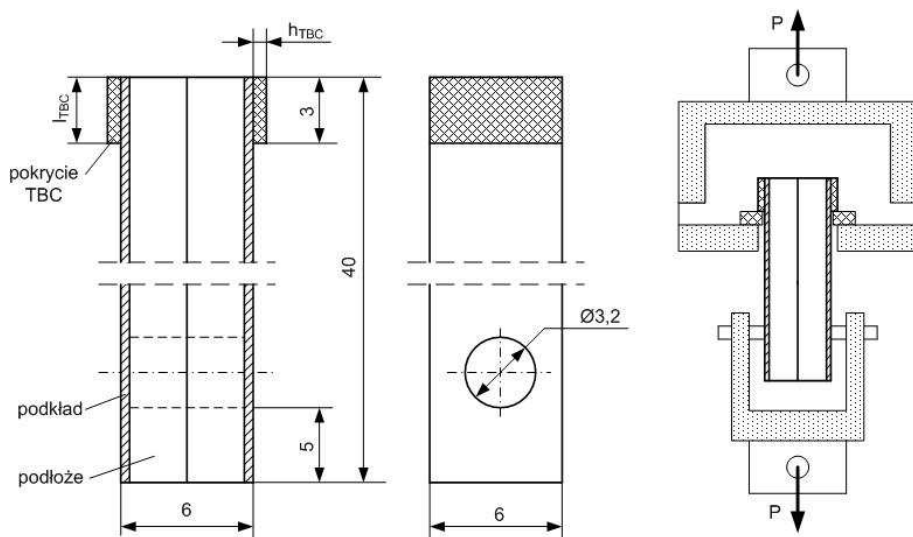
144. Zhang H., Li D. Y., *Application of a novel lateral force-sensing microindentation method for evaluation of the bond strength of thermal sprayed coatings*, „Surface & Coatings Technology”, 2005, vol. 197, s. 137–141.
145. Zhao P. F., Li X. D., Shang F. L., Li C. J., *Interlamellar cracking of thermal barrier coatings with TGOs by non-standard four-point bending tests*, „Materials Science and Engineering A”, 2011, vol. 528, s. 7641–7647.
146. Zhao P. F., Sun C. A., Zhu X. Y., Shang F. L., Li C. J., *Fracture toughness measurements of plasma-sprayed thermal barrier coatings using a modified four-point bending method*, „Surface & Coatings Technology”, 2010, vol. 204, s. 4066–4074.
147. Zhou Y. C., Tonomori T., Yoshida A., Liu L., Bignall G., Hashida T., *Fracture characteristics of thermal barrier coatings after tensile and bending tests*, „Surface and Coatings Technology”, 2002, vol. 157, s. 118–127.
148. Zschau H. E., Dietrich M., Rensch D., Schutze M., Meijer J., Becker H. W., *Detection of hydrogen in hidden and spalled layers of turbine blade coatings*, „Nuclear Instruments and Methods in Physics Research B”, 2006, vol. 249, s. 381–383.
149. Żórawski W., *Naprężenia własne w powłokach natryskiwanych cieplnie*, „Przegląd Spawalnictwa”, 2009, vol. 9, s. 63–70.
150. Żuchowski R., *Zmęczenie cieplne metali i elementów konstrukcji*, Wrocław, Wydawnictwo Politechniki Wrocławskiej, 1981.

ZAŁĄCZNIKI

1. Charakterystyki testów oraz schematy stosowanych uchwytów przy testach wytrzymałościowych pokryw ochronnych TBC
2. Dokumentacja rysunkowa uchwytu do badania próbek z pokryciem TBC przy zginaniu

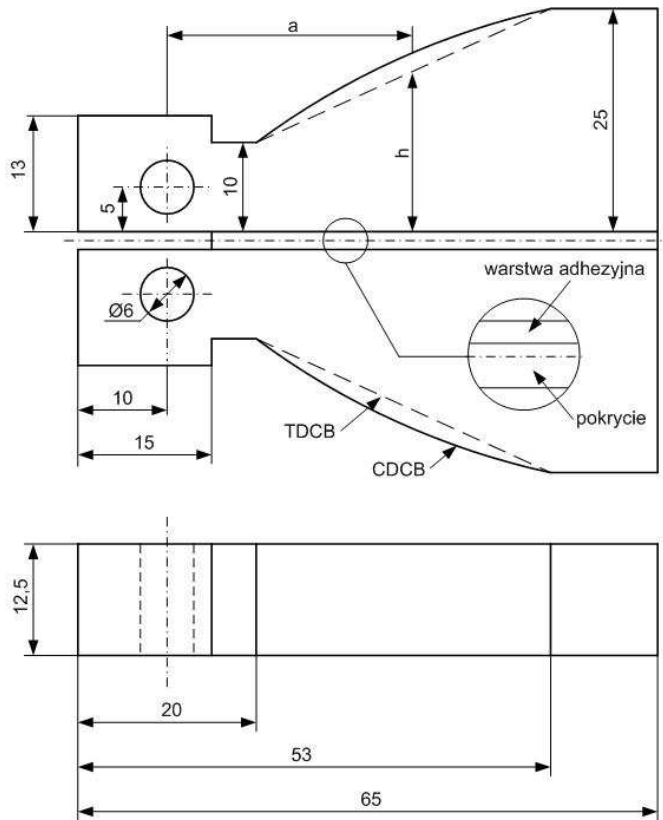
ZAŁĄCZNIK 1. Charakterystyki testów oraz schematy stosowanych uchwytów przy testach wytrzymałościowych pokryw ochronnych TBC.

1. S.Q. Guo, D.R. Mumm, A.M. Karlsson, Y. Kagawa, **Measurement of interfacial shear mechanical properties in thermal barrier coating systems by a barb pullout method**, Scripta Materialia 53 (2005) 1043–1048.



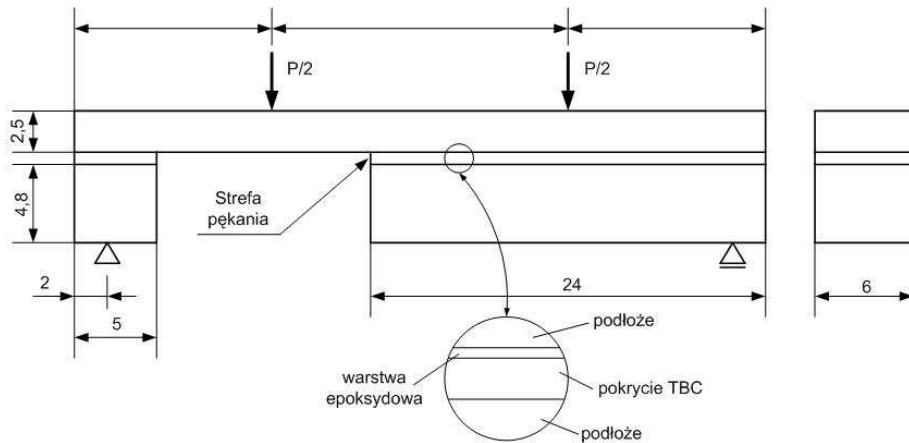
1. **Rodzaj podłoża** – superstop na bazie niklu MA738LC.
2. **Rodzaj podkładu, metoda nanoszenia, grubość** – NiCoCrAlY (Ni32Cr21Al8Y0.5 reszta Co), APS, 100–150 μm . Po naniesieniu podkład był polerowany (ziarnistość 1200) przed nałożeniem top-coat.
3. **Rodzaj pokrycia, metoda nanoszenia, grubość** – 4mol% Y_2O_3 stabilizowany ZrO_2 , EB-PVD, 200 μm .
4. **Czy próbki były poddawane starzeniu?** – NIE.

2. C.-J. Li, W.-Z. Wang, and Y. He, **Measurement of fracture toughness of plasma-sprayed Al_2O_3 coatings using a tapered double cantilever beam method**, J. Am. Ceram. Soc., 86 1437–39 (2003).



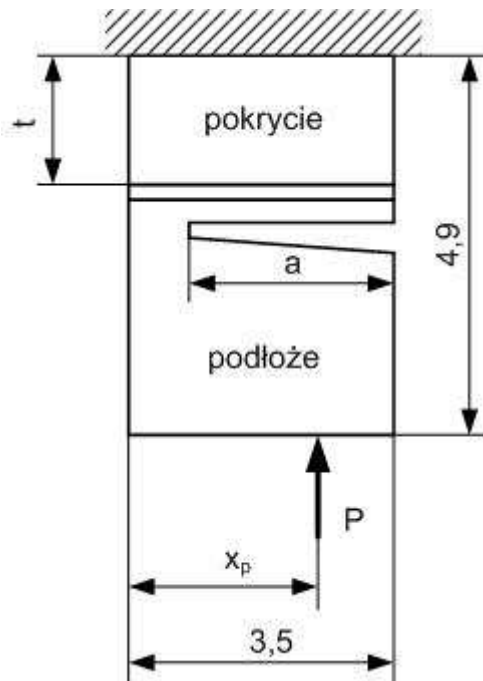
1. **Rodzaj podłoża** – stal niskowęglowa.
2. **Rodzaj podkładu, metoda nanoszenia, grubość** – brak.
3. **Rodzaj pokrycia, metoda nanoszenia, grubość** – Al_2O_3 , APS, 500–700 μm .
4. **Czy próbki były poddawane starzeniu?** – NIE.

3. P.F. Zhao, X.D. Li, F.L. Shang, C.J. Li, **Interlamellar cracking of thermal barrier coatings with TGOs by non-standard four-point bending tests**, Materials Science and Engineering A 528 (2011) 7641– 7647.



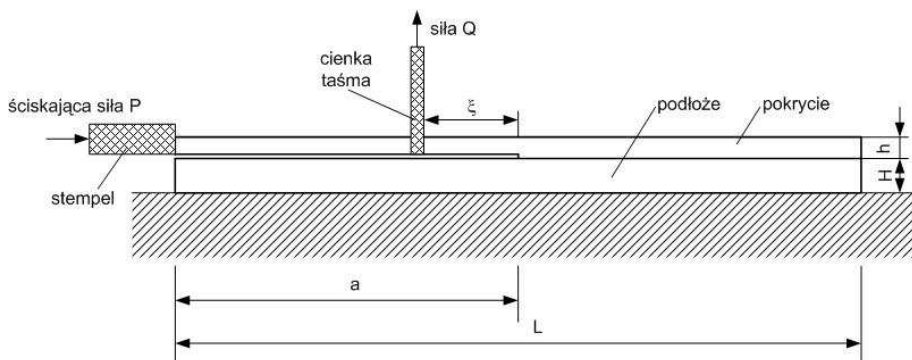
1. **Rodzaj podłoża** – superstop na bazie Ni – Inconel 718.
2. **Rodzaj podkładu, metoda nanoszenia, grubość** – Ni₂₃Co₂₀Cr_{8,5}Al₄Ta_{0.6}Y (MCrAlY), APS, 150 μm.
3. **Rodzaj pokrycia, metoda nanoszenia, grubość** – 8YSZ, APS, 300 μm.
4. **Czy próbki były poddawane starzeniu?** – TAK.

4. T. Wakui, J. Malzbender, R. W. Steinbrech, **Mechanical testing of thermally stressed materials with rough interfaces: Mechanically induced delamination cracking in thermal barrier composites**, Surface & Coatings Technology 200 (2006) 5419 – 5426.



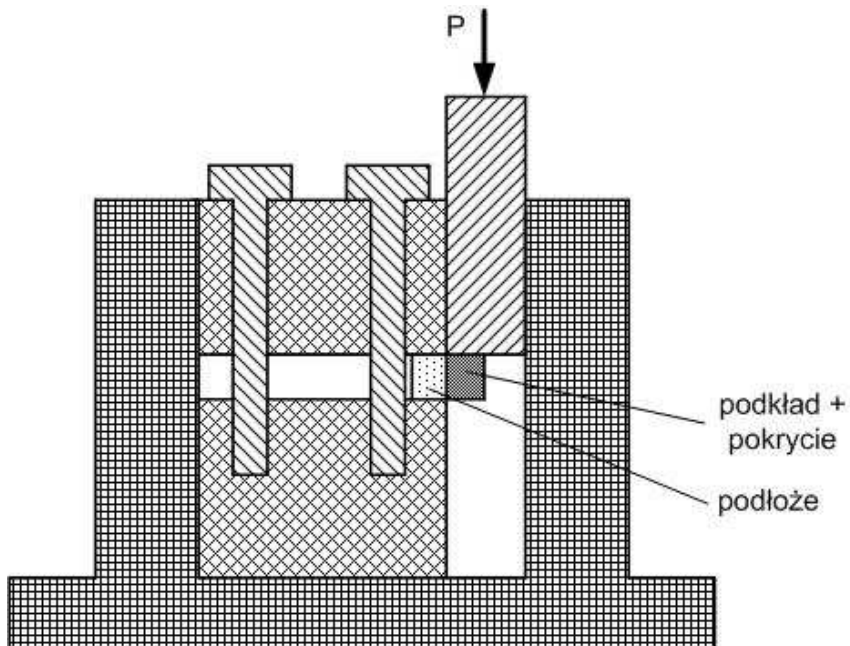
1. **Rodzaj podłoża** – superstop na bazie niklu CMSX4
2. **Rodzaj podkładu, metoda nanoszenia, grubość** – NiCoCrAlY, APS, 150 μ m.
3. **Rodzaj pokrycia, metoda nanoszenia, grubość** – 7-8% YSZ, APS.
4. **Czy próbki były poddane starzeniu?** – TAK.

5. M. Arai, Y. Okajima, K. Kishimoto, **Mixed-mode interfacial fracture toughness for thermal barrier coating**, Engineering Fracture Mechanics 74 (2007) 2055-2069.



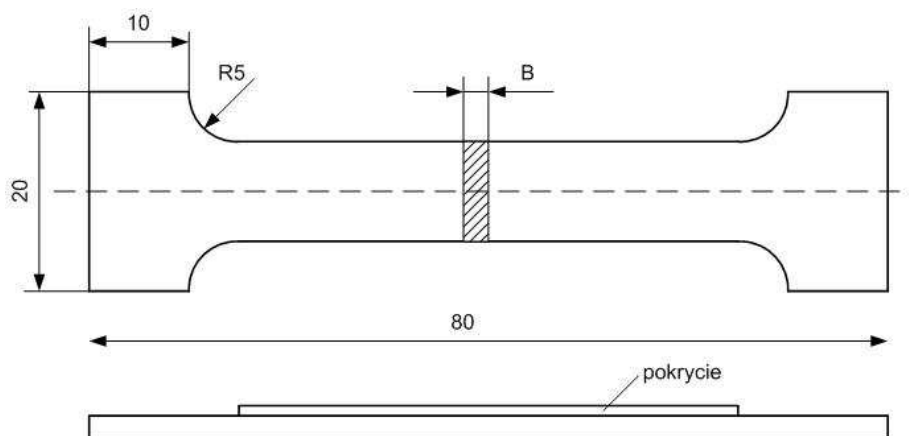
1. **Rodzaj podłoża** – superstop na bazie niklu IN738LC, $L=40\text{mm}$, $H=2\text{mm}$, $w=4\text{mm}$.
2. **Rodzaj podkładu, metoda nanoszenia, grubość** – CoNiCrAlY, APS, $0,1\text{mm}$.
3. **Rodzaj podkładu, metoda nanoszenia, grubość** – 8YSZ, APS, 1mm .
4. **Czy próbki były podawane starzeniu?** – NIE.

6. A. K. Ray, N. Roy, A. Kar, A. K. Ray, S. C. Bose, G. D., J. K. Sahu, D. K. Das, B. Venkataraman, S. V. Joshi, **Mechanical property and characterization of a NiCoCrAlY type metallic bond coat used in turbine blade**, Materials Science and Engineering A 505 (2009) 96–104.



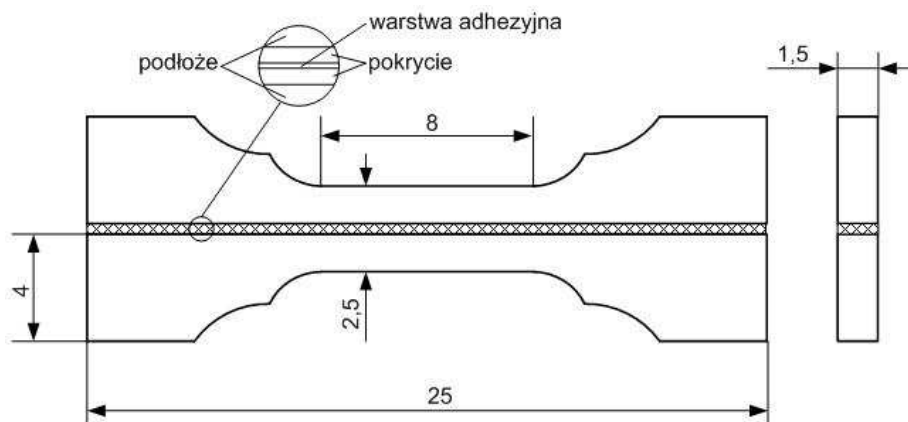
1. **Rodzaj podłoża** – superstop na bazie niklu AE-437A.
2. **Rodzaj podkładu, metoda nanoszenia, grubość** – Ni₂₀Co₁₈Cr_{12,5}Al_{0,6}Y (NiCoCrAlY), APS, 100μm.
3. **Rodzaj pokrycia, metoda nanoszenia, grubość** – 8YSZ, APS, 290μm, 15% porów.
4. **Czy próbki były poddawane starzeniu?** – TAK.

7. W. G. Mao, C. Y. Dai, L. Yang, Y. C. Zhou, **Interfacial fracture characteristic and crack propagation of thermal barrier coatings under tensile conditions at elevated temperatures**, Int J Fract (2008) 151:107–120.



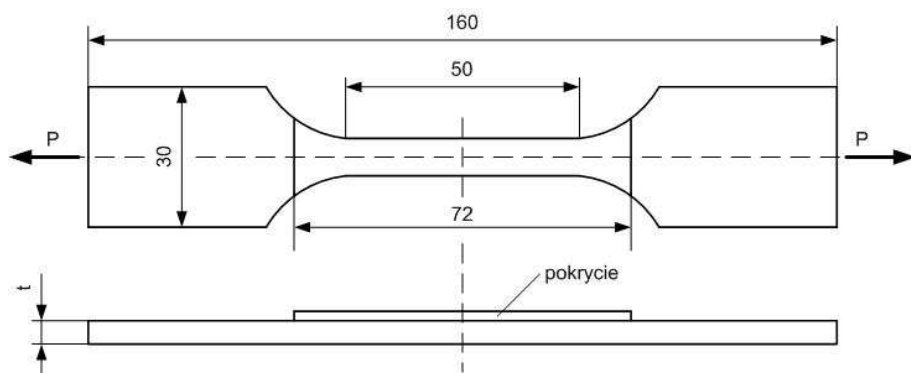
1. **Rodzaj podłoża** – stal nierdzewna SUS304, grubość 1,8mm.
2. **Rodzaj podkładu, metoda nanoszenia, grubość** – NiCrAlY, APS, 100 μ m, odległość dyszy palnika plazmowego 70mm.
3. **Rodzaj pokrycia, metoda nanoszenia, grubość** – 8YSZ, APS, 200 μ m, 300 μ m, 400 μ m, odległość od dyszy palnika plazmowego 70mm.
4. **Czy próbki były poddawane starzeniu?** – TAK.

8. L. Qiana, S. Zhua, Y. Kagawaa, T. Kubob, **Tensile damage evolution behavior in plasma-sprayed thermal barrier coating system**, Surface and Coatings Technology 173 (2003) 178–184.



1. **Rodzaj podłoża** – stal nierdzewna SUS304 o składzie procentowym C<0.08; Si<1.7; Mn<3.00; P<0.045; S<0.030, Ni 6.00 – 9.00; Cr 15 – 18, Cu 1.00 – 3.00, reszta Fe.
2. **Rodzaj podkładu, metoda nanoszenia, grubość** – NiCoCrAlY, Co23Cr17Al13Y0.5 reszta Ni, APS, 150 μ m.
3. **Rodzaj pokrycia, metoda nanoszenia, grubość** - 8YSZ, APS, 250 μ m.
4. **Czy próbki były poddawane starzeniu?** – NIE.

9. Y.C. Zhou, T. Tonomori, A. Yoshida, L. Liu, G. Bignall, T. Hashida, **Fracture characteristics of thermal barrier coatings after tensile and bending tests**, Surface and Coatings Technology 157 (2002) 118–127.



1. **Rodzaj podłoża** – stal nierdzewna SUS304 o grubości 1,5mm i 3mm
2. **Rodzaj podkładu, metoda nanoszenia, grubość** – NiCrAlY, APS, 100 μ m.

Dwa rodzaje próbek z różną chropowatością podkładu:

A – chropowatość podkładu 12,8 μ m,

B – chropowatość podkładu 6,8 μ m.

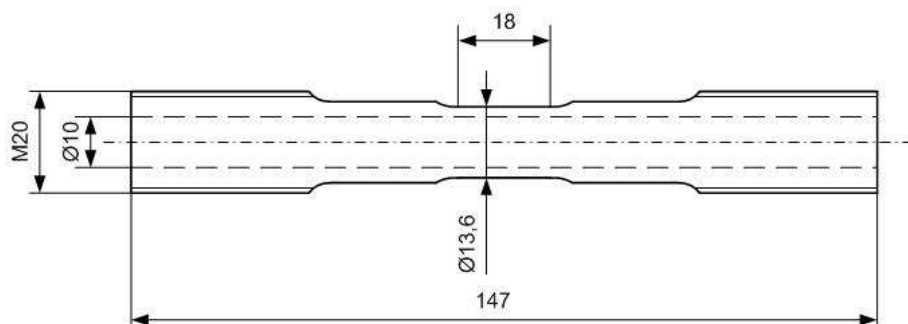
Dwa typy próbek pod względem techniki nanoszenia pokrycia:

N – odległość pistoletu APS 120mm – moc 32,5kW,

T – odległość pistoletu APS 125 – 130mm – moc 38,5kW.

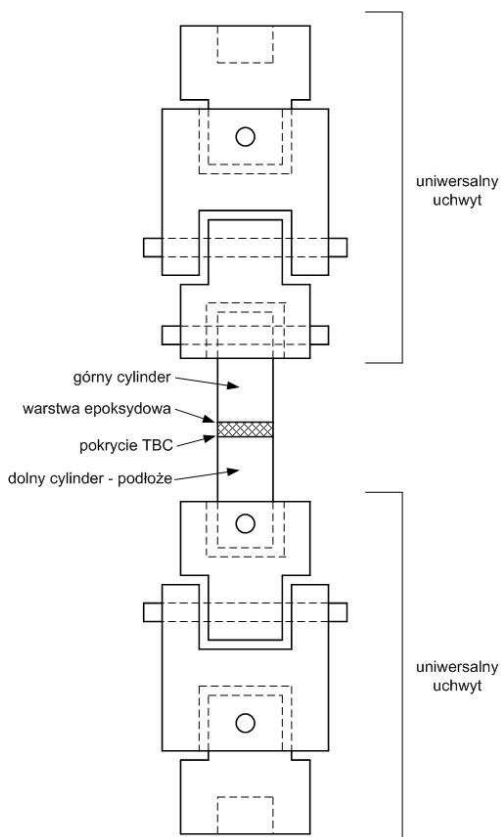
3. **Rodzaj pokrycia, metoda nanoszenia, grubość** – 8YSZ, APS, 440 μ m.
4. **Czy próbki były poddane starzeniu?** – NIE.

10. H. Aleksanoglu, A. Scholz, M. Oechsner, C. Berger, M. Rudolphi, M. Schütze, W. Stamm, **Determining a critical strain for APS thermal barrier coatings under service relevant loading conditions**, International Journal of Fatigue, available online 6 December 2011.



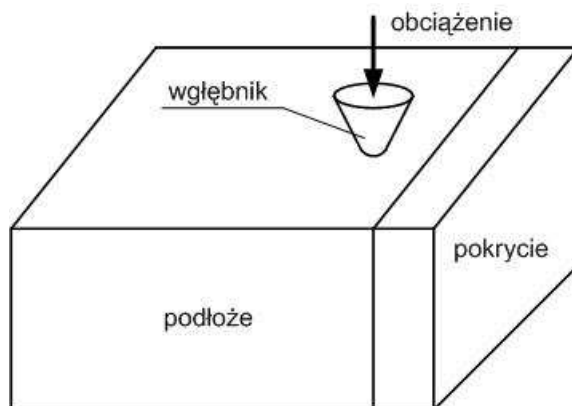
1. **Rodzaj podłoża** – single crystal super alloy CMSX-4.
2. **Rodzaj podkładu, metoda nanoszenia, grubość** – CoNiCrAlY, LPPS, 230 – 260µm.
3. **Rodzaj pokrycia, metoda nanoszenia, grubość** – 8YSZ, APS, 300–350 µm.
4. **Czy próbki były poddane starzeniu?** – TAK.

11. G. Qian, T. Nkamura, C. C. Berndt and S. H. Leigh, **Tensile toughness test and high temperature fracture analysis of thermal barrier coatings**, Acta Materialia 45 (1997) 1767 – 1784.



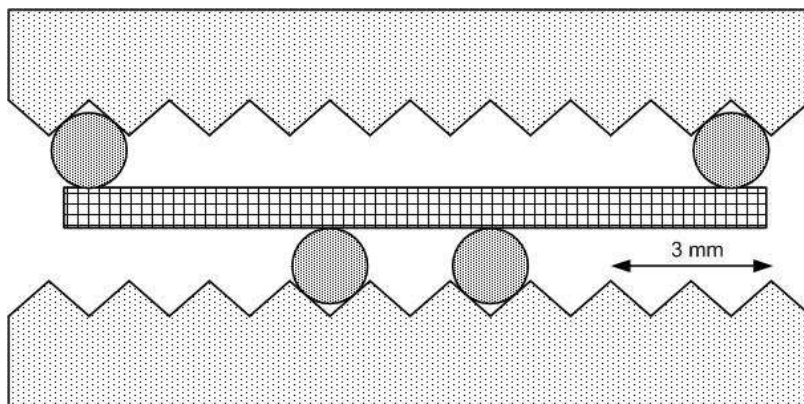
1. **Rodzaj podłoża** – Ti6Al4V, średnica 25,4mm, długość 40mm.
2. **Rodzaj podkładu, metoda nanoszenia, grubość** – NiCrAlY, APS, 130 μ m.
3. **Rodzaj pokrycia, metoda nanoszenia, grubość** – YSZ, APS, 400 μ m.
4. **Czy próbki były poddane starzeniu?** – NIE.

12. H. Zhang, D.Y. Li, **Application of a novel lateral force-sensing microindentation method for evaluation of the bond strength of thermal sprayed coatings**, Surface & Coatings Technology 197 (2005) 137–141.



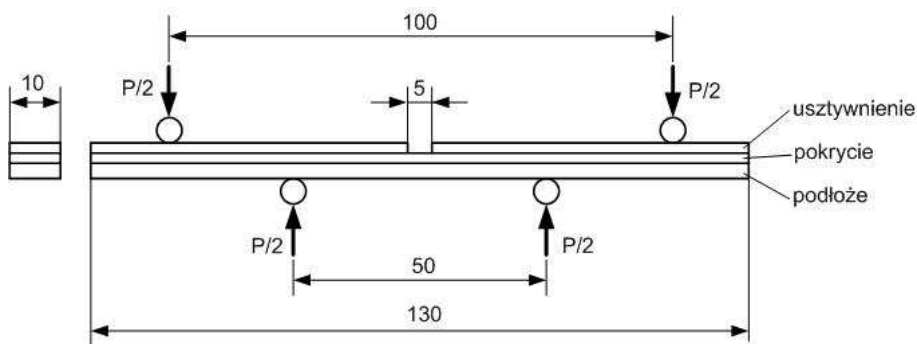
1. **Rodzaj podłoża** – stal niskowęglowa 13x12x3 mm.
2. **Rodzaj podkładu, metoda nanoszenia, grubość** – brak
3. **Rodzaj pokrycia, metoda nanoszenia, grubość** – Al₂O₃/TiO₂, 87% Al₂O₃, 13% TiO₂, APS, 100μm.
4. **Czy próbki były poddawane starzeniu?** – NIE.

13. C. Pfeiffer, E. Affeldt, M. Göken, **Miniaturized bend tests on partially stabilized EB-PVD ZrO_2 thermal barrier coatings**, Surface & Coatings Technology 205 (2011) 3245–3250.



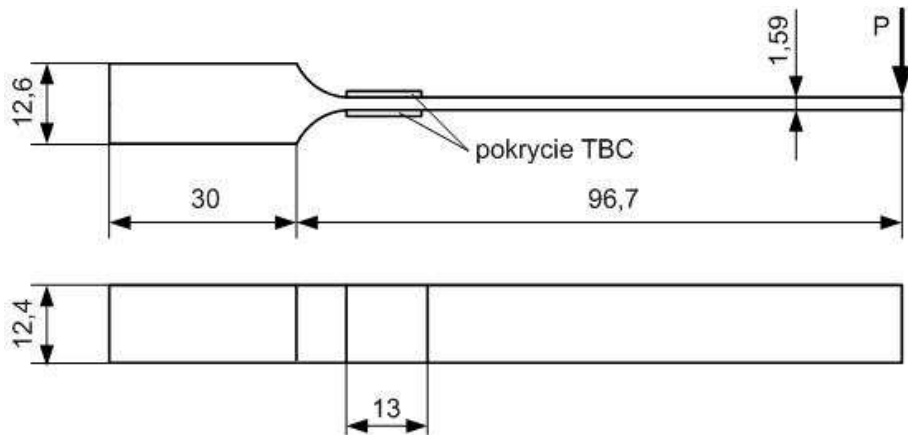
1. **Rodzaj podłoża** – IN 718.
2. **Rodzaj podkładu, metoda nanoszenia, grubość** – brak.
3. **Rodzaj pokrycia, metoda nanoszenia, grubość** – YSZ, EB-PVD, 1mm. Pokrycie nanoszone w kilku etapach, przez co stworzyła się struktura wielowarstwowych kolumn.
4. **Czy próbki były poddane starzeniu?** – TAK.

14. Y. Yamazaki, A. Schmidt, A. Scholz, **The determination of the delamination resistance in thermal barrier coating system by four-point bending tests**, Surface & Coatings Technology 201 (2006) 744–754.



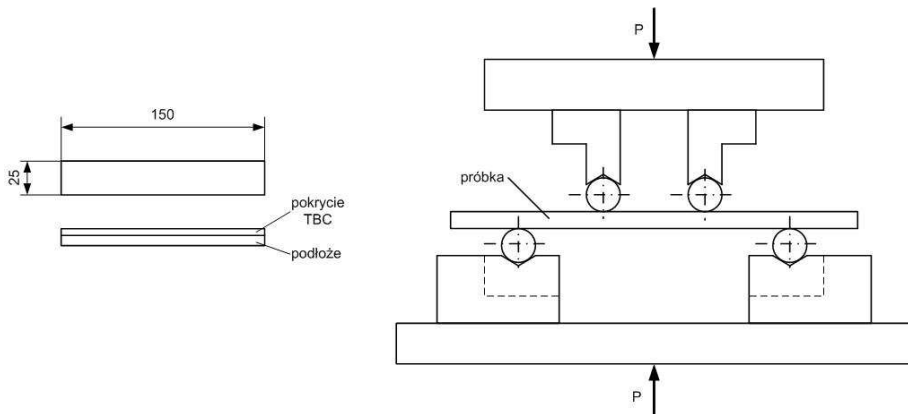
1. **Rodzaj podłoża** – superstop na bazie niklu CMSX-4, 5mm grubości.
2. **Rodzaj podkładu, metoda nanoszenia, grubość** – CoNiCrAlY, APS, 350 – 360 μm .
3. **Rodzaj pokrycia, metoda nanoszenia, grubość** – 8YSZ, APS, 330–340 μm .
4. **Czy próbki były poddane starzeniu?** – TAK.

15. N. Tassini, K. Lambrinou, I. Mircea, M. Bartsch, S. Patsias, O. Van der Biest, **Study of the amplitude-dependent mechanical behaviour of yttria-stabilised zirconia thermal barrier coatings**, Journal of the European Ceramic Society 27 (2007) 1487–1491.



1. **Rodzaj podłoża** – Inconel 625.
2. **Rodzaj podkładu, metoda nanoszenia, grubość** – NiCoCrAlY, APS, 0,04mm i 0,07mm.
3. **Rodzaj pokrycia, metoda nanoszenia, grubość** – 8YSZ, APS o grubości 0,37mm, EB-PVD o grubości 0,28mm.
4. **Czy próbki były poddawane starzeniu?** – NIE.

16. Y.C. Zhou, T. Tonomori, A. Yoshida, L. Liu, G. Bignall, T. Hashida, **Fracture characteristics of thermal barrier coatings after tensile and bending tests**, Surface and Coatings Technology 157 (2002) 118–127.



1. **Rodzaj podłoża** – stal nierdzewna SUS304, grubość 1,5mm; 3,0mm; 5,0mm, stal węglowa S45C, grubość 3,0mm.
2. **Rodzaj podkładu, metoda nanoszenia, grubość** – NiCrAlY, APS, 100 μ m.
3. **Rodzaj pokrycia, metoda nanoszenia, grubość** – 8YSZ, APS

Próbki dwuwarstwowe –

podkład + YSZ o grubości 440 μ m.

Próbki pięciowarstwowe FGM:

100% YSZ, 80% YSZ+20%NiCrAlY, 60% YSZ+40%NiCrAlY, 40% YSZ+60%NiCrAlY, 20% YSZ+80%NiCrAlY o grubości 1mm.

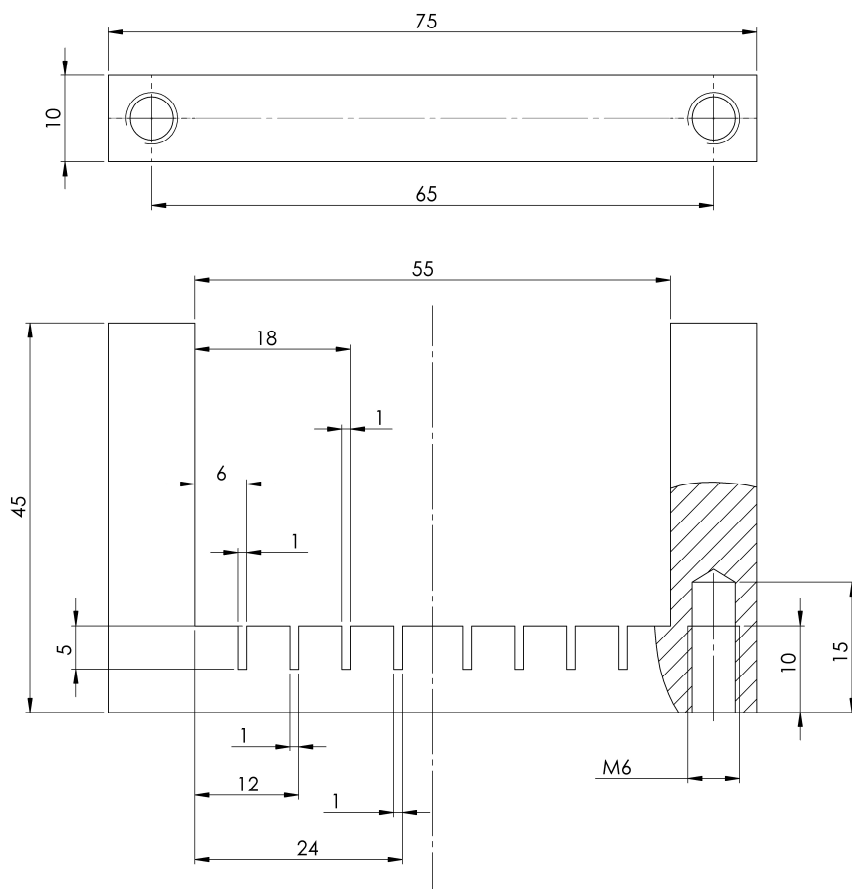
Dwa typy próbek pod względem techniki nanoszenia pokrycia:

N – odległość pistoletu APS 120mm – moc 32,5kW,

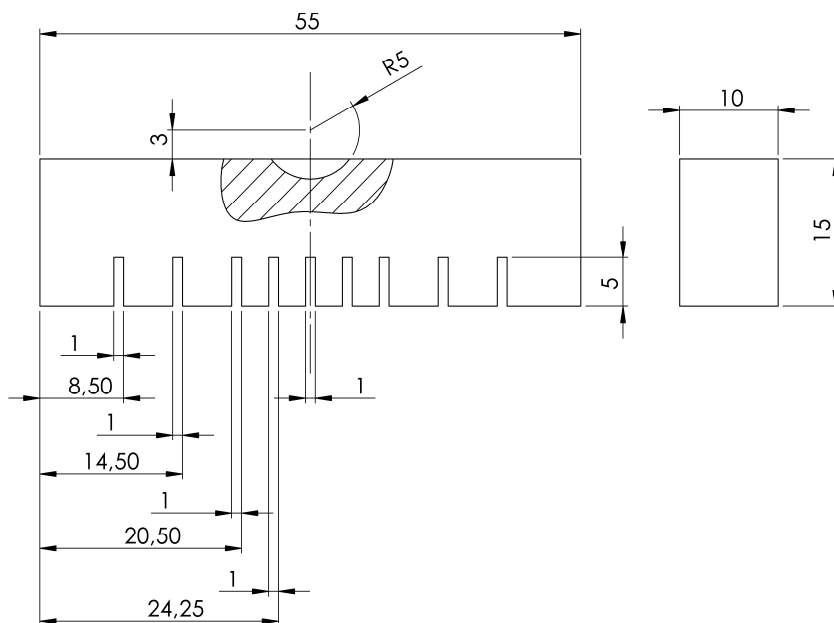
T – odległość pistoletu APS 125–130 mm – moc 38,5kW.

4. **Czy próbki były poddane starzeniu?** – NIE.

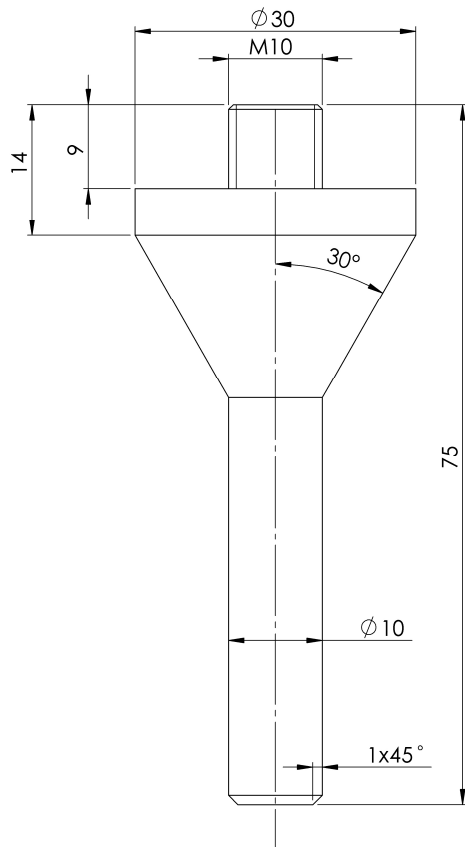
Załącznik 2. Dokumentacja rysunkowa uchwytu, do badania próbek, z pokryciem TBC przy zginaniu.



Cześć dolna uchwytu

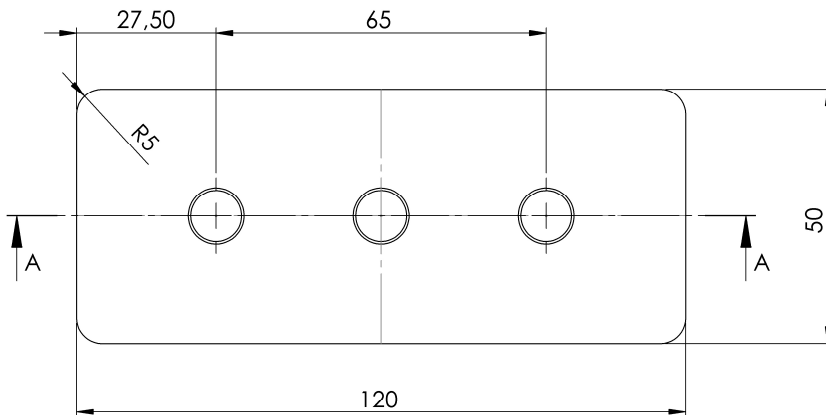
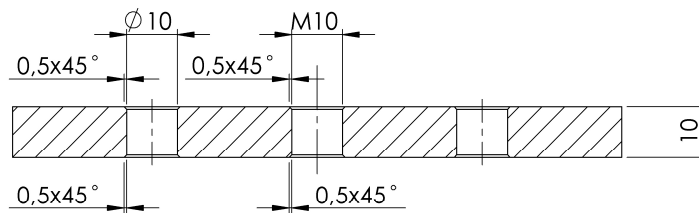


Część górna uchwytu

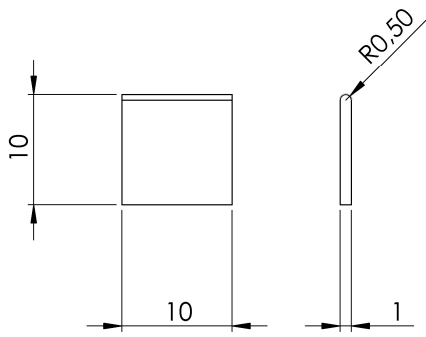


Mocowanie stolika

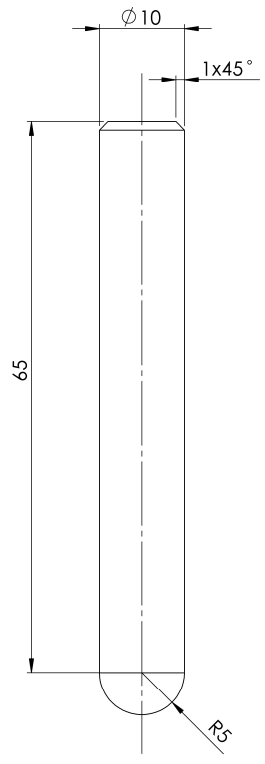
PRZEKRÓJ A-A
SKALA 1 : 1



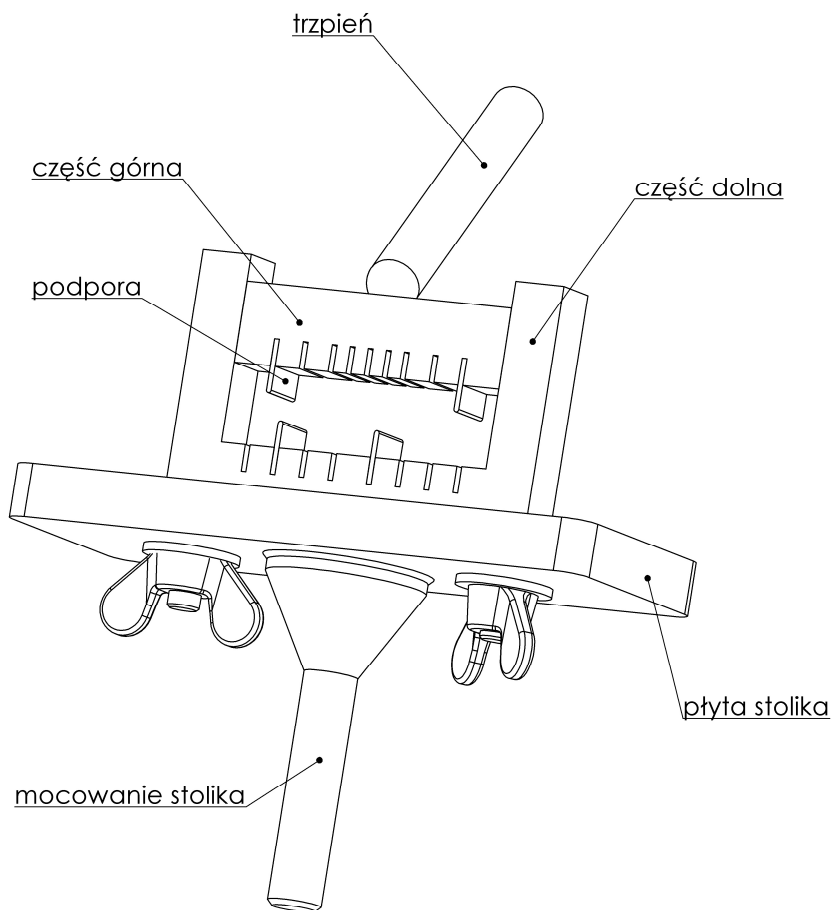
Płyta stolika



Podpora próbki



Trzpień



Złożenie uchwytu