



Prof. dr hab. inż. Waldemar Kuczyński
Politechnika Koszalińska
Wydział Inżynierii Mechanicznej i Energetyki
Katedra Energetyki
75 – 620 Koszalin, ul. Raławicka 15-17
Tel. 94 3478-420, 437
email: waldemar.kuczynski@tu.koszalin.pl



Koszalin 06.12.2024

RECENZJA

rozprawy doktorskiej mgra inż. Dariusza Olczaka pt.:
„Optimization of cooling systems for gas turbines based on analysis of internally cooled turbine airfoils”

Recenzję wykonano na zlecenie Przewodniczącego Rady Naukowej Dyscypliny Inżynieria Mechaniczna Politechniki Warszawskiej, prof. dr hab. Roberta Sitnika, w oparciu o pismo nr RN-DIM.521.15.2024 z dnia 14.10.2024 r. i uchwały nr 777/II-IM/2024 Przewodniczącego Rady Naukowej Dyscypliny Inżynieria Mechaniczna Politechniki Warszawskiej z dnia 09.10.2024.

Rozprawa doktorska powstała i została zredagowana pod kierunkiem
dr hab. inż. Macieja Jaworskiego prof. Politechniki Warszawskiej

Recenzję wykonano zgodnie z wytycznymi podanymi z przesłanymi dokumentami do opracowania recenzji

1. Tytuł i przedmiot rozprawy doktorskiej

Tytuł rozprawy doktorskiej brzmi: *Optimization of cooling systems for gas turbines based on analysis of internally cooled turbine airfoils*, a jej przedmiotem jest opracowanie metod i poprawy efektywności systemów chłodzenia turbin gazowych na etapie ich projektowania. W procesie tym uwzględniono analizę statystyczną dotyczącą określenia zakresów niepewności poprawności przeprowadzonych działań. W ramach pracy opracowano model o charakterze uproszczonym mający na celu umożliwienie wykonanie obliczeń pola temperatur materiału (metal), z którego wykonano łopatkę turbiny. W tym celu wykorzystano empiryczne korelacje opisujące metody chłodzenia wewnątrz i na zewnątrz materiału konstrukcyjnego. Zastosowano również modelowanie wykorzystywane do obliczeń wymiany ciepła, oparte o lokalne jednostkowe bilanse strumieni ciepła. Metoda ta miała na celu optymalizację modelowania typowych schematów chłodzenia turbin, co miało na celu identyfikację obniżenia ilości wykorzystywanego chłodziwa przy jednoczesnym osiągnięciu wymagań temperaturowych. Natomiast analiza statystyczna rozpatrywanych parametrów projektowych modelowania obliczeń temperatury metalu, zostały rozpatrzone za

pomocą dwuwymiarowej analizy termicznej, a optymalizacja przestrzeni projektowej, przy wykorzystaniu jednowymiarowej. Działania te przeprowadzono również na modelu przepływowo-termicznym przystosowanym do rzeczywistej łopatki turbiny gazowej, w tym przypadku pierwszego stopnia wysokociśnieniowej turbiny silnika *Energy Efficient Engine*, w zakresie minimalizacji masowego natężenia przyływu chłodziwa.

W opracowaniu przedstawiono również propozycję tzw. metody uczenia maszynowego, w oparciu o dane eksperymentalne z zastosowaniem chłodzenia powietrzem. Przeprowadzono analizę dokładności oraz tworzenia korelacji w odniesieniu do tradycyjnych metod wykorzystywanych w tym obszarze projektowym.

W założeniu, uzyskane wyniki mają spowodować zwiększenie efektywności i wytrzymałości systemów chłodzenia turbin, zwiększając ich wydajność i niezawodność na wczesnym etapie projektowania.

Podany tytuł rozprawy doktorskiej, tematycznie odpowiada przyjętym założeniom przedstawionym w jej skróconym powyżej opisie.

2. Struktura redakcyjna (układu) pracy

Rozprawę doktorską zredagowano w postaci zwartej publikacji Wydawnictwa Politechniki Warszawskiej na 148 stronach w języku angielskim. Redakcja w tym języku powoduje, że nie będąc *native speaker*, Recenzent nie jest w stanie ocenić poprawności stylistycznej oraz gramatycznej w odpowiednim stopniu.

Natomiast pod względem układu opracowanie zawiera ona **Streszczenie** w języku angielskim i polskim, spis treści, wykaz oznaczeń, wykaz pozycji bibliograficznych, rysunków oraz tabel. W załączniku umieszczono przykładowy kod obliczeniowy stworzony w programie Python v3.12.3., wykorzystany w procesie symulacji obliczeniowych. Treść opracowania zawarta jest w 6 rozdziałach, gdzie ostatni to **Podsumowanie** i propozycja dalszych badań.

W **Rozdziale 1 Introduction**, opisano problem związany z koniecznością chłodzenia turbin gazowych wykorzystywanych w szerokim zakresie ich stosowalności, obejmujący m.in. obszar energetyczny, lotniczy i transportowy. Szczegółowo te informacje podano w **podroz. 1.1. Need for cooling in turbine airfoils**, gdzie umieszczono podstawowe zależności obliczeniowe oraz wykresy dotyczące określenia sprawności tego typu urządzeń. **Podroz. 1.2. Turbine cooling mechanisms**, zawiera informacje dotyczące metod chłodzenia łopatek turbin, z uwzględnieniem procesów zachodzących wewnątrz materiału z jakiego są wykonane **podroz. 1.2.1. Internal cooling methods** oraz na ich powierzchniach **podroz. 1.2.2. External cooling methods**. W pierwszym przypadku opisano różne metody rozwiązań konstrukcji wewnętrznych turbin mających charakter turbulizatorów, zwiększających powierzchnię wymiany ciepła. Typowo mają one postać tzw. żeber, prętów o różnym ułożeniu, co powoduje różnego typu procesy wymiany ciepła mające wpływ na intensyfikację wzrostu wartości współczynnika przenikania ciepła między chłodziwem a chłodzoną częścią.

W przypadku metod chłodzenia powierzchni łopatek, stosuje się metodę zmniejszenia obciążenia cieplnego między główną ścieżką gazu a chłodzoną częścią. Osiąga się to za pomocą chłodzenia cienką warstwą czynnika termodynamicznego, tzw. chłodzenia mgłowego. W swojej najprostszej formie metoda ta próbuje utworzyć warstwę chłodziwa oddzielającą ściankę komponentu od głównej ścieżki przepływu gazu na powierzchni łopatki.

W **podroz. 1.2.3. Characteristic locations**, przedstawiono informacje o rozkładzie pól chłodzenia powierzchni i wnętrza łopatek turbin. Istotnym elementem jest tworzenie się niestabilności przepływu chłodziwa w śladach aerodynamicznych powstających na końcówkach łopatek, ale również w przestrzeniach między nimi. Powoduje to wzrost naprężeń termicznych i mechanicznych zarówno na powierzchni jak i wewnątrz tych elementów turbin. **Podroz. 1.2.4. Materials and coatings**, to przegląd stanu wiedzy z zakresu proponowanych obecnie nowych rozwiązań materiałowych w wytwarzaniu turbin gazowych, a **podroz. 1.2.5. Impact of additive manufacturing**, w sposób szczególny nawiązuje do tej tematyki uwzględniając najnowsze obecnie trendy w zakresie wytwarzania addytywnego w postaci druku 3D z proszków metali elementów maszyn i urządzeń w tym łopatek turbin. Kolejny **podroz. 1.3. Turbine**

cooling systems design, opisuje analityczne i sprzężone metody modelowania procesu wymiany ciepła w turbinach gazowych (**podroz. 1.3.1. Analytical methods and Conjugated Heat Transfer**). W związku z dużym stopniem skomplikowania tego zagadnienia wskazuje się tutaj konieczność zastosowania najnowszych metod obliczeniowych opartych o oprogramowanie typu CFD. Koniecznym jest w tej sferze przyjąć odpowiednie założenia projektowe, które sprawią uzyskanie poprawnych wyników, a o czym napisano w **podroz. 1.3.2. Design parameters**. Uzyskanie dużej zgodności wyników modelowania z wynikami eksperymentalnymi, związane jest z koniecznością przeprowadzenia optymalizacji tego procesu. Zagadnienia te przedstawiono w **podroz. 1.4. Turbine cooling systems optimization**, analizując cele takiej optymalizacji (**podroz. 1.4.1. Optimization objectives**) i metody (**podroz. 1.4.2. Optimization methods**).

Podroz. 1.5. Statement of research, zawiera informację o celu tej rozprawy doktorskiej, który podzielono na 5 elementów. Głównym zadaniem jest zaproponowanie metody analizy i optymalizacji układu chłodzenia na wczesnym etapie projektowania turbin z uwzględnieniem analizy statystycznej dotyczącej niepewności dokładności uzyskanych wyników. Szczegółowe cele przedstawiono w **podroz. 1.5.1. Development of simplified heat transfer analysis methods**, wskazując na opracowanie uproszczonego modelu obliczenia rozkładu temperatury metalu oraz ciśnień chłodziwa w profilu turbiny. Proces wymiany ciepła opisano tutaj za pomocą modelu 1D lokalnych bilansów ciepła. **Podroz. 1.5.2. Study of cooling system optimization process**, zaproponowano wykonanie trzech przykładów procesu optymalizacji modeli jednowymiarowych odpowiadającym typowym schematom chłodzenia. Pierwszy przypadek odpowiada modyfikacji wewnętrznej struktury kanału chłodzącego. Drugi, dostosowaniu wzoru uderzenia. Trzeci dotyczy redystrybucji układu chłodzenia powierzchni łopatki. Do każdego z przypadków zastosowano algorytmy optymalizacji oparte na ograniczeniach, ewolucyjne i wyszukiwania bezpośredniego, aby zminimalizować ilość zużytego chłodziwa i spełnić wymagania dotyczące temperatury. Uzyskane wyniki przedstawiono w rozdziale 2 tego opracowania. **Podroz. 1.5.3. Investigation of impact of boundary condition variation**, zaproponowano statystyczne rozpatrzenie wpływu niepewności procesu chłodzenia profilu w zakresie określenia niepewności aleatorycznych i epistemicznych. Obejmują one zmienność wynikającą z produkcji profilu i niepewności warunków brzegowych. Zmienności te mogą mieć duży wpływ na ogólną temperaturę profilu. Wpływ zmienności przekłada się na parametry projektu, w tym wymianę ciepła, przepływ chłodziwa i jego skuteczności. Zaproponowano rozszerzenie prostego 1D modelu wymiany ciepła o efekty 2D, a także zastosowanie na rzeczywistej łopatce turbiny wysokociśnieniowej Energy Efficient Engine (E3) stopnia 1. Ponadto analizę wymiany ciepła 1D dostosowywano do oceny propagacji niepewności w temperaturze metalu profilu. Wyniki przedstawiono w rozdziale 4. **Podroz. 1.5.4. Proposal of an improvement of an existing turbine airfoil architecture**, to propozycja dopasowania modelu łopatki rzeczywistej turbiny wysokociśnieniowej Energy Efficient Engine (E3) stopnia 1, w celu uzyskania reprezentatywnej prognozy temperatury, a następnie konfigurowania procesu optymalizacji. W rezultacie proponowane są ulepszenia projektu, z punktu widzenia minimalizacji przepływu masy chłodziwa. Wyniki te stanowią podstawę rozdziału 5. **Podroz. 1.5.5. Machine learning for film cooling data correlation** przedstawia propozycję zastosowania tzw. metody uczenia maszynowego z zastosowaniem sieci neuronowych dla korelacji uzyskanych danych. Metoda ta jest alternatywną w opisie procesów o dużym stopniu skomplikowania, jakim jest m.in. modelowanie wymiany ciepła w warunkach dynamicznych. Podejście to może umożliwić uproszczenie tej analizy i zwiększyć dokładność uzyskania wartości oczekiwanych oraz uproszczenie ich tworzenia w porównaniu z korelacjami empirycznymi dostępnymi w literaturze tematu. Wyniki przedstawiono w rozdziale 6.

Rozdział 2 Optimization of cooling mechanisms, zawiera informacje dotyczące metod chłodzenia turbiny analizowane w odniesieniu do przeglądu literatury zawartej w Rozdziale 1. Sposób ten opiera się na uproszczonym analitycznym opisie modelowania wymiany ciepła mający dać możliwość predykcji pola temperatur części turbiny. W kolejnym kroku w oparciu o uzyskane wyniki, przeprowadza się optymalizację systemów chłodzenia w odniesieniu do zastosowanego czynnika chłodniczego. Proces optymalizacji realizuje się w następujących krokach testowych:

1. Wewnętrzne chłodzenie konwekcyjne i optymalizacja przekroju kanałów chłodzących
2. Chłodniczy strumień „uderzeniowy” i optymalizacja



3. Kanał serpentynowy z chłodzeniem warstwowym i optymalizacja rozwiązania chłodzenia warstwowego

Przeprowadzone działania opisano w kolejnych podrozdziałach i tak w **podroz. 2.1. General approach and data sources**, opisano podstawowe dane przyjęte w modelowaniu o charakterze jednowymiarowym, dla danej lokalizacji rozpatrywanego elementu turbiny. Uzyskane korelacje wykorzystywane są do określenia współczynników wymiany ciepła, temperatury czynnika chłodniczego i ogólnych parametrów procesu wymiany ciepła. Następnie określono stałe warunki brzegowe tak, aby były one możliwe dla zastosowani w istniejących na rynku turbinach. W tym przypadku wykorzystano ogólnie dostępne dane silnika NASA E3 S1B, które wraz z trzema rozpatrywanymi przypadkami umieszczono w Tabeli 2.

Opisana w rozdziale 1 uproszczona metoda optymalizacji chłodzenia, zakłada konieczność utrzymania temperatury wymiany ciepła poniżej wartości progowej, powyżej której dochodzi do zjawisk kawitacyjnych. Zjawisko to uważane jest za czynnik ograniczający żywotność profilu łopatek turbiny. **Podrozdz. 2.2. Internal cooling passages case**, opisuje pierwszy uproszczony model wymiany ciepła stosowany do modelowania sieci wewnętrznych kanałów chłodzących profilu. W ogólnym zastosowaniu rozpatruje się stan z jednym wlotem i wylotem kanału chłodzącego, natomiast w algorytmie optymalizacji tworzy się jednolitą siatkę modelowania. Podrozdziałach 2.2.1. do 2.2.5. opisano poszczególne kroki modelowania, a w podrozdz. 2.2.6. przedstawiono podsumowanie tych działań. **Podrozdz. 2.2.1. Model network Boundary conditions**, to wyszczególnione warunki brzegowe modelu, dla stworzonej sieci chłodziwa reprezentowanej przez kombinację węzłów i elementów. Węzły zawierają informacje o lokalnym ciśnieniu powietrza i temperaturze, podczas gdy elementy zawierają informacje o masowym natężeniu przepływu. **Podrozdz. 2.2.2. Flow rates and pressure losses**, podano charakterystyczne zależności do obliczeń w zakresie identyfikacji masowego natężenia przepływu chłodziwa i spadku jego ciśnienia, **podrozdz. 2.2.3. Heat balance** błędnie opisany jako 2.2.1 i w dalszej numeracji tak utrzymane, to bilans cieplny dla propozycji jednowymiarowego modelu obliczeniowego, **podrozdz. 2.2.4. Convection correlations**, to wykaz stosowanych w opisie konwekcyjnej wymiany ciepła podstawowych korelacji obliczeniowych, **podrozdz. 2.2.5. Solution procedure**, przedstawia metodologię jednowymiarowego modelowania wymiany ciepła wykonywanej za pomocą GE Flow Simulator™. **Podrozdz. 2.2.6. Optimization procedure**, opisano procedurę wykonanej optymalizacji dla uzyskanych wyników modelowania. Zdefiniowano 5 kryteriów odnoszących się do przekroju kanałów chłodzących, kolejnych kroków obliczeniowych wymiany ciepła dla identyfikacji współczynnika wymiany ciepła w wewnętrznych kanałach chłodzących oraz temperaturę czynnika chłodzącego, identyfikacji za pomocą bilansu cieplnego uzyskanego w modelu wartości temperatury metalu w każdym węźle obliczeniowym, weryfikacji tej temperatury w odniesieniu do największej możliwej zdefiniowanej, jako graniczna dla wytrzymałości cieplnej metalu. Ostatnim kryterium jest stwierdzenie osiągnięcia T_{max} , dla której odnotowuje się całkowite masowe natężenie przepływu czynnika chłodniczego i przyjmuje osiągnięcie funkcji celu natomiast, jeśli dojdzie do przekroczenia T_{max} , to pojawia się konieczności powtórzenia kroków obliczeniowych. W obliczeniach rozpatruje się warunki przepływu niedławionego ($M < 1$), jak i dławionego. Przedstawiono procedurę obliczeniową oraz wartości brzegowe. Algorytm obliczeniowy implementowany jest w pakiecie oprogramowania GE Automated Process and Optimization Workbench (APOW), opartym na Javie, zawierającym kilka algorytmów optymalizacji z otwartej literatury. **W podrozdz. 2.2.7. Optimization results**, umieszczono wyniki optymalizacji w postaci zależności graficznej masowego natężenia przepływu czynnika chłodniczego, przekroju kanału i temperatury od kolejnych kroków obliczeniowych. Analizę uznano za zbieżną po 1000 iteracjach, wykonanych w ciągu około 30 minut obliczeń. W oparciu o uzyskane wyniki zaproponowano zależność obliczeniową dla ogólnej miary odległości od maksymalnej temperatury metalu. Omówienie uzyskanych wyników zamieszczono w **podrozdz. 2.2.8 Discussion**, konsekwentnie mylnie oznaczając jako 2.2.6.

Podrozdział 2.3. Impingement pattern optimization, to analiza drugiego rozpatrywanego przypadku optymalizacji uproszczonego modelu cieplno-przepływowego w zakresie identyfikacji zakresu jego oddziaływania w obszarze chłodzenia. Metodę tę zazwyczaj stosuje się w łopatkach kierowniczych (stojana) profilu lotniczego i realizowane jest za pomocą perforowanych wkładek. Pozwala to na zastosowanie modelu o źródle chłodziwa mającego kontakt z wieloma komorami z jednoczesnym pojedynczym odpły-

wem chłodziwa. W kolejnych podrozdziałach opisano, co następuje. **Podrozdz. 2.3.1. Flow rates and heat transfer**, to wskazanie, że przyjęto takie same parametry jak opisano w podrozdziale 2.2.1. (błędnie podano 2.3.1.) z rozwiązanymi równaniami przepływu ściśliwego i sprzężonymi z ocenami wymiany ciepła modelu jednowymiarowego. **Podrozdział 2.3.2. Jet impingement correlation**, to opis korelacji opracowanej przez Florschuetza, stosowanej do obliczenia współczynnika przejmowania ciepła czynnika chłodzącego podczas przepływu w układzie perforowanym (wielootworowym) tzw. strumieniu uderzeniowym. **Podrozdz. Optimization settings**, opisano zakres optymalizacji dla rozpatrywanego zagadnienia w zakresie podobnym jak opisano to w podrozdz. 2.2.6. W tym przypadku wykorzystano metodę adaptacji Global Intermediate i Covariance Matrix i algorytm Nelder-Mead. W **podrozdz. 2.3.4. Optimization results**, przedstawiono wyniki optymalizacji w postaci graficznych zależności masowego natężenia przepływu chłodziwa, liczby otworów wstrzeliwania chłodziwa i liczby wykonanych iteracji. Następnie porównano początkową obliczoną i zoptymalizowaną liczbę otworów przepływu czynnika chłodniczego, współczynnika przejmowania ciepła i temperatury metalu. Następnie w **podrozdz. 2.3.1.** a powinno być **2.3.5.** przedstawiono dyskusję dotyczącą uzyskanych wyników.

W **podrozdziale 2.4. Film cooling case**, omówiono trzeci przypadek optymalizacji uproszczonego modelu przepływowo/cieplnego stosowanego do obliczeń chłodzenia profilu turbiny za pomocą wytworzenia cienkiej błony z czynnika chłodniczego. Metoda ta jest szeroko stosowana w najnowszych turbinach i może być łączona z innymi sposobami chłodzenia. W rozpatrywanym przypadku otwory chłodzące do chłodzenia błonowego dodano do „serpentyńowego” kanału wewnętrznego opisanego powyżej. W układzie takim, każdy węzeł ciśnienie/temperatura zawiera dodatkowy element przepływu połączony z węzłem warunków brzegowych dla analizy w danym rozpatrywanym miejscu łopatki turbiny. W **podrozdz. 2.4.1. Flow rates and heat transfer**, podano, że przyjęto te same założenia obliczeniowe jak w poprzednich 2 przypadkach. **Podrozdz. 2.4.2. Film cooling correlations**, przedstawiono podstawowe dostępne w literaturze przedmiotu zależności do obliczeń, a w szczególności korelacje Colbana. Następnie w **podrozdz. 2.4.3. Optimization settings**, warunki optymalizacji uzyskanych obliczeń. W tym przypadku wyszczególniono 9 takich parametrów oraz przedstawiono schematycznie algorytm obliczeniowy z uwzględnieniem konieczności wykonania kolejnych iteracji. Użyto tej samej kombinacji rozwiązań, co w przypadku poprzednim, stosując podejście hybrydowe (ewolucyjny + algorytm Nelder-Meada). W **podrozdz. 2.4.4. Optimization results**, w formie zależności graficznych masowego natężenia przepływu chłodziwa, temperatury metalu, liczby otworów chłodzących od liczby kolejnych iteracji przedstawiono wyniki optymalizacji. W tej samej formie przedstawiono również zoptymalizowaną liczbę otworów chłodzących. **Podrozdz. 2.4.5. Discussion**, to dyskusja dotycząca uzyskanych wyników w tym podrozdziale.

Podrozdział 2.5. Summary, obejmuje w swojej treści podsumowanie przeprowadzonych badań modelowych przedstawionych w rozdziale 2. Ujęto te informacje w 3 zwięzłych punktach.

Rozdział 3 Analysis of the sensitivity of internally cooled turbine blade to input data variation, zaproponowano rozszerzenie modeli obliczeniowych przedstawionych w rozdziale 2. Celem tego działania było dostosowanie zaproponowanej metody obliczeniowej do parametrów profilu turbiny E3 HPT, aby następnie zbadać go pod kątem dokładności uzyskanych wyników w zakresie wrażliwości parametrów wejściowych i wyjściowych końcowego rozkładu pola temperatury. Zrealizowano to na drodze przebadania typowych niepewności obliczeniowych wielkości wejściowych chłodzenia turbiny, następnie stworzenie uproszczonego modelu analitycznego przepływowo-cieplnego dla silnika NASA E3 S1B. Metodę tę rozpatrzono dla dwóch wariantów, podejścia termicznego jedno i dwuwymiarowego modelu obliczeniowego oraz dopasowania wyników do wartości opisanych w projekcie w odniesieniu do całkowitych przepływów czynnika chłodzącego i reakcji termicznej powierzchni łopatek turbiny. Badania zakończono analizą wrażliwości modelu w odniesieniu do niepewności uzyskanych wyników wybranych zmian pól temperatury metalu, z którego wykonano profil. W kolejnych podrozdziałach przedstawiono metodologię oraz uzyskane wyniki i dyskusję. W **podrozdz. 3.1. Turbine cooling uncertainties**, w oparciu o analizę literatury zaproponowano rozwiązania związane z identyfikacją niepewności obliczeń chłodzenia turbiny z uwzględnieniem podejścia aleatorycznego i epistemicznego. Niepewności epistemiczne reprezentują założenia, uproszczenia lub braki w tym, co jest znane i mogą zostać zredukowane poprzez poprawę wie-

dzy lub rozdzielczości modelu. Niepewności losowe reprezentują zmienność właściwości fizycznych lub procesów. Ich wpływ na wytwarzane części można zmniejszyć poprzez pomiar krytycznych parametrów i usunięcie niezgodnych części, ale jako takich nie można ich wyeliminować. Treść tego rozdziału skupia się na niepewnościach losowych występujących w profilach turbin i ich wpływie na temperaturę i żywotność turbiny. **Podrozdz. 3.2. Input variation impact study**, dotyczący badania niepewności warunków brzegowych wejściowych podzielono na 4 podrozdziały. **Podrozdz. 3.2.1. Stage 1 blade geometry and boundary conditions**, to propozycja dwuwymiarowego modelu wymiany ciepła podczas chłodzenia turbiny opisującego wpływ parametrów wejściowych na temperaturę pracy turbiny. Geometria i zewnętrzne warunki brzegowe oparto na łopatkę HPT 1 silnika energooszczędnego (E3), według wytycznych NASA. Wartości warunków brzegowych podano w tabeli 10, a uzyskane wyniki badań w postaci zależności graficznych. **Podrozdz. 3.2.2. Flow analysis setup**, to graficzna konfiguracja analizy przepływu, **Podrozdz. 3.2.3. Thermal analysis setup**, przedstawia analizę cieplną, a **Podrozdz. 3.2.4. Input variation sensitivity study**, jest analizą statystyczną uzyskanych wyników pod względem ich zgodności. Podsumowanie zawarto w **podrozdz. 3.2.5**. Struktura tego rozdziału jest taka sama, jak rozdziału 2 odnoszącego się do jednowymiarowego modelu obliczeniowego.

Następny **podrozdz. 3.3. Uncertainty Quantification**, traktuje o ilościowym ujęciu niepewności wykonanych badań opisanych w rozdziale 2. Zastosowano tutaj metodę Monte Carlo and Latin, a następnie rozważono aspekt związany z analizą konfiguracji przepływu i wymiany ciepła (**podrozdz. 3.3.1. Flow and thermal analysis setup**), analizę przyjętych warunków brzegowych (**podrozdz. 3.3.2. Boundary conditions**) oraz ujęcia ilościowego niepewności wykonanych pomiarów (**podrozdz. 3.3.3. Uncertainty quantification setup**), gdzie zastosowano pakiet oprogramowania Optimal Latin Hypercube. Obliczenia i przetwarzanie końcowe wyników wykonano przy użyciu pakietu oprogramowania do projektowania probabilistycznego GE APOWTM v5.6.8. Uzyskane wyniki obliczeń umieszczono w **podrozdz. 3.3.4. Uncertainty quantification results**, w formie graficznych zależności. Dyskusję dotyczącą opisanych powyżej zagadnień umieszczono w **podrozdz. 3.3.5. Discussion**.

Rozdział 4. Improvement proposal of an existing turbine airfoil, zawiera propozycje udoskonalenia profilu turbiny w oparciu o opisane w rozdziałach 2 i 3 metody modelowania chłodzenia. Opisano tutaj proces optymalizacji łopatki z realizacji etapu 1 silnika E3 (S1B), mający na celu zmniejszenie ilości chłodziwa przy jednoczesnym zapewnieniu, że temperatury metalu pozostaną poniżej zdolności cieplnej materiału. W kolejnych **podrozdz. 4.1. – 4.5.** umieszczono informacje dotyczące kształtu geometrycznego łopatki, warunków brzegowych procesu optymalizacji, warunków modelowania przepływu chłodziwa i procesu wymiany ciepła, konfiguracji procesu optymalizacji, uzyskane wyniki w postaci graficznych zależności. W **podrozdz. 4.6.** zamieszczono podsumowanie informacji zamieszczonych w tym rozdziale.

Rozdział 5. Machine learning for film cooling correlations, jest opisem propozycji zastosowania w modelowaniu procesu chłodzenia tzw. *uczenia maszynowego*. Ze względu na stopień skomplikowania opisu matematycznego zjawisk przepływowych oraz cieplnych, wykorzystanie metody tzw. samo uczenia się algorytmów obliczeniowych jest w pełni zasadne. Wykorzystuje się tutaj metodę sieci neuronowych mających dać odpowiedź o stopniu dopasowania tworzonych korelacji opisujących analizowane zjawisko. Zastosowaną metodę opisano w **podrozdz. 5.1.**, gdzie syntetycznie przedstawiono założenia stworzonej sieci. **Podrozdz. 5.2. Training procedure**, opisano zastosowaną metodę, a w **podrozdz. 5.3. Results** przedstawiono uzyskane wyniki modelowania.

Rozdział 6. Conclusions and Future Work, zawiera wnioski z przeprowadzonych prac (**podrozdz. 6.1. Conclusions**), wyszczególnione główne osiągnięcia uzyskane dzięki przeprowadzonym badaniom (**podrozdz. 6.2. Major accomplishments**) oraz propozycje dalszych prac (**podrozdz. 6.3. Future work**).

Następnie w **Rozdziale 7 Bibliography** umieszczono wykaz pozycji bibliograficznych, które posłużyły do zredagowania tej rozprawy doktorskiej. Zawiera on 138 publikacji, spośród których znajdują się monografie i artykuły, niestety nie ma wśród nich żadnej pozycji autora tego opracowania. Niemniej pod względem merytorycznym oraz liczby jest to odpowiedni wykaz.

W kolejnym **Rozdziale 8. List of figures**, umieszczono wykaz rysunków oraz w **Rozdziale 9. List of tables**, tabel.

Opracowanie kończy się dwoma załącznikami tj.: **10. Appendix A Colban film cooling curve implementation in Flow Simulator Controller element (Created in Python v3.12.3)** oraz **11. Appendix B Neural network for film cooling correlation. Created in Python v3.12.3**, gdzie umieszczono przykładowe kody obliczeniowe stworzone w oprogramowaniu Python.

Oceniając strukturę redakcyjną opracowania, mimo błędów w numeracji jednego rozdziału stwierdzam, że jest ona poprawna. Błędna numeracja dotyczy Rozdziału 2, gdzie od str.50, mylnie użyto ponownie notacji 2.2.1., zamiast 2.2.3. i konsekwentnie do końca rozdziału powieliła się tę pomyłkę.

3. Cel i zastosowane metody

W przedstawionym do oceny opracowaniu nie umieszczono w sposób klarowny w postaci osobnego rozdziału informacji o celu realizacji prowadzonych badań. Wiedzę o tym czytelnik musi sam wysnuć na podstawie informacji zawartych w poszczególnych rozdziałach. Z treści zawartych w poszczególnych częściach opracowania wynika, że podstawowym celem jest wykonanie optymalizacji kształtu turbiny lotniczej, co związane jest z propozycją modyfikacji jej konstrukcji. Zastosowane metody mające doprowadzić do spełnienia tych założeń zostały oparte o gotowe modele obliczeniowe dostępne w literaturze przedmiotu.

W odniesieniu do postawionych wymogów opisanych w piśmie przewodnim do opracowania recenzji, brakuje jasno postawionego celu tej pracy. Został on jednak zawarty w sposób dyskretny w treści tego opracowania. Zastosowane metody w postaci jedno i dwuwymiarowych modeli obliczeniowych opisujących zjawiska przepływowe oraz wymianę ciepła należy uznać za prawidłowe.

4. Omówienie wyników badań

Przedstawione w opracowaniu wyniki badań ogólnie dotyczą zagadnień modelowania procesów cieplno/przepływowych w tym przypadku w odniesieniu do profili turbin wykorzystywanych w lotnictwie. W kolejnych rozdziałach omówiono możliwość wykorzystania modeli jedno i dwuwymiarowych w celu optymalizacji kształtu profili łopatek i pozostałych elementów składowych turbin. Modyfikacja ta ma na celu zwiększenie sprawności procesu chłodzenia materiału, z jakiego wykonuje się te urządzenia. Istotnym jest uzyskanie parametrów termicznych gwarantujących nieprzekroczenie wartości krytycznych, mogących prowadzić do uszkodzeń lub zniszczenia turbiny. Ważnym elementem w przeprowadzonym i opisanym w pracy procesem modelowania jest propozycja zastosowania tzw. *uczenia maszynowego*, opartego o wykorzystanie sieci neuronowych. Zastosowanie tej metody gwarantuje optymalizację procesu obliczeniowego w każdym kolejnym kroku iteracyjnym, co prowadzi do uzyskania propozycji zoptymalizowanego kształtu turbiny.

Przeprowadzenie badań w odniesieniu do rzeczywistego obiektu, jakim jest silnik E3 (S1B) rozpatrywany w tej pracy, wskazuje na aplikacyjny charakter możliwości wykorzystania uzyskanych wyników.

W zakresie dyskusyjnym, rodzą się następujące refleksje:

1. W jakim zakresie Doktorant wykorzystał gotowe modele obliczeniowe innych autorów, podanych w opracowaniu, implementujące je do gotowych solverów obliczeniowych?
2. Jaki jest wkład własny w modelowanie, które zostało wykonane w celu optymalizacji kształtu profilu turbiny pod względem parametrów chłodzenia?
3. Ostatni rozdział dotyczący zastosowania uczenia maszynowego, wydaje się być propozycją autorstwa Doktoranta, czy też przyjęto ją z literatury?
4. W zakresie uczenia maszynowego opisanego w Rozdziale 5, wskazanym jest rozszerzenie podanych w nim informacji. W szczególności dotyczy to metody tworzenia sieci neuronowych i zaimplementowania do warunków cieplno-przepływowych możliwości ich progresu. Kolejnym rodzą-

cym się tutaj pytaniem jest, w jaki sposób należy interpretować informacje podane w podrozdziale 5.2. dotyczące Procedury szkolenia lub samoszkolenia systemu? Czy wskazny tutaj model ML jest autorskim Doktoranta i czy rzeczywiście współczynnik Pearsona o wartości $R = 0.99$ może być stosowany do turbin tej konstrukcji, czy też jedynie do tej jednej rozpatrywanej w rozprawie doktorskiej?

Powyższe uwagi mają charakter dyskusyjny i Recenzent liczy na ich rozwinięcie podczas publicznej obrony.

5. Podsumowanie

Podsumowując, należy stwierdzić, że przedstawiona do recenzji praca doktorska nie wykazuje nieprawidłowości, o których jest mowa w wytycznych Przewodniczącego Rady Naukowej Dyscypliny Inżynieria Mechaniczna Politechniki Warszawskiej. Analiza przedstawionego do oceny materiału wskazuje również na jego aplikacyjny charakter, co jest koniecznym do spełnienia w przypadku doktoratu wdrożeniowego. Poszukiwanie wszelkich metod usprawnienia procesu odbioru energii cieplnej z łopatek oraz całego profilu turbin stosowanych w technice lotniczej jest jak najbardziej wskazane. Optymalizacja zjawisk cieplno-przepływowych, mających m.in. za zadanie określenie wartości takich parametrów jak masowe natężenie przepływu chłodziwa (tutaj powietrza) i jego temperatury w takim zakresie, aby utrzymać ciągłość strugi i odpowiednie pole temperatury powierzchni jest fundamentalne w funkcjonowaniu tego typu urządzeń. W tym zakresie należy stwierdzić, że przedstawiona do oceny rozprawa doktorska stanowi próbę oryginalnego rozwiązania problemu naukowego.

6. Ocena pracy i wniosek końcowy

Biorąc pod uwagę przedstawione do oceny opracowanie jego treść i cechy merytoryczne, stwierdzam, że spełnia ono wymogi dysertacji doktorskiej. Określony zakres tematyczny, sposób realizacji przyjętych metod badawczych wskazuje na osiągnięcie przez Autora odpowiednich kompetencji wymaganych zapisami ustawy dla osób ubiegających się o stopień naukowy doktora.

Należy podkreślić, że rozpatrywana tematyka ma charakter aplikacyjny i wpisuje się w zakres tematyczny związany z inżynierią mechaniczną.

Podsumowując stwierdzam, że przedłożona mi do oceny praca zawiera oryginalne ujęcie problemu naukowego i świadczy o opanowaniu przez jej Autora **mgra inż. Dariusza Olczaka** naukowych metod doświadczalnych i obliczeniowych, stosowanych w **dyscyplinie inżynieria mechaniczna**, a tym samym wyczerpuje warunki określone w art. 187 Ustawy z dnia 20 lipca 2018 r. Prawo o szkolnictwie wyższym i nauce (tj. Dz.U.2018 poz. 1668 z późn. zm.) co uzasadnia **dopuszczenie** jej do publicznej obrony o co wnioskuję.

Wolb. Kowalski