

Dr hab. inż. Paweł Flaszynski, prof. IMP PAN
Zakład Aerodynamiki
Instytut Maszyn Przepływowych
im. Roberta Szewalskiego
Polskiej Akademii Nauk
Tel: 58 6995 268
E-mail:pflaszyn@imp.gda.pl

Gdańsk, 2023-05-04

Recenzja pracy doktorskiej

mgra inż. Przemysław Sebastian Drężka

pt.: „Surrogate Model-based Aerodynamic Optimization of Aircraft
Engine Air-intake Duct”

Recenzja pracy doktorskiej została przygotowana na podstawie decyzji Rady Naukowej Dyscypliny Inżynieria Mechaniczna Politechniki Warszawskiej oraz pisma, nr RNDIM/521/9/2023 z dnia 10.02.2023, przesłanego przez Pana prof. dr hab. inż. Roberta Sitnika, Przewodniczącego Rady Naukowej Dyscypliny Inżynieria Mechaniczna.

1. Charakterystyka pracy i uwagi ogólne

Praca doktorska Pana mgra inż. Przemysław Sebastian Drężka jest napisana w języku angielskim i została zredagowana na 125 stronach. Materiał dyskutowany w pracy ujęto w 6 rozdziałach, które są poprzedzone spisem rysunków, tabel, symboli i skrótów wykorzystanych w pracy. Po ostatnim rozdziale zamieszczono spis literatury zawierający 202 pozycje.

W pierwszym rozdziale Doktorant przedstawia motywację realizowanej pracy i istotę analizowanego problemu. Zasadniczym celem pracy jest opracowanie modelu wykorzystywanego w procesie optymalizacji i poprawy efektywności aerodynamicznej układu dolotowego silnika lotniczego. Odpowiednio ukształtowany kanał dolotowy ma bardzo duży wpływ na warunki pracy sprężarki, a w konsekwencji całego silnika. Zakrzywienie kanału dolotowego wpływa na silnie nierównomierny rozkład przepływu w kierunku obwodowym. Obwodowa zmienność wartości i kierunku prędkości nie tylko obniża sprawność sprężarki, ale przede wszystkim istotnie wpływa na zakres jej charakterystyki i stan dynamiczny całego układu. Wobec rozwijającego się transportu lotniczego, zarówno w zakresie niskich prędkości jak i naddźwiękowych, wybór i wykorzystanie efektywnych metod optymalizacji jest jednym z kluczowych problemów, przed jakimi stoją współczesne centra projektowe. Ponadto, biorąc pod uwagę cele strategiczne, jakie dla lotnictwa wyznacza ACARE (Advisory Council for Aviation Research in Europe) w dokumencie „Flight Path 2050 Europe’s Vision for Aviation” oraz obecne wymagania dotyczące redukcji emisji dwutlenku węgla, dwutlenku siarki, tlenków azotu i sadzy, poprawa sprawności całego układu przepływowego ma szczególne znaczenie. Sektor lotniczy charakteryzuje się ciągłym wzrostem rozwoju, przyrostem liczby realizowanych lotów oraz wzrostem liczby pasażerów. Ostatnio publikowane dane statystyczne wskazują, że pomimo silnego zahamowania spowodowanego pandemią Covid-19, zainteresowanie transportem lotniczym bardzo szybko się regeneruje i udział tej formy transportu w globalnym rynku jest znaczący i notuje kilku procentowy przyrost rocznie. Zatem dobór optymalnych geometrii układów dolotowych i wzrost efektywności energetycznej

napędów lotniczych może istotnie zredukować zanieczyszczenie atmosfery. Doktorant w swojej pracy definiuje poniższe cele:

- analiza i wybór spośród dostępnych metod, które mogą być wykorzystane w procesie optymalizacji kształtu układu dolotowego napędu lotniczego w zakresie prędkości poddźwiękowych,
- integracja wybranych komponentów i opracowanie algorytmu wspierającego proces projektowania i poszukiwania rozwiązania zagadnień ze złożonymi funkcjami celu,
- ocena wykonalności systemu optymalizacji w celu znalezienia rozwiązań projektowych wykraczających poza metody konwencjonalne.

Wobec powyższego można stwierdzić, że wybrana tematyka ma istotne znaczenie poznawcze i aplikacyjne oraz spełnia kryteria prac w ramach dyscypliny „inżynieria mechaniczna”.

Wstępem do przeprowadzonych obliczeń i przedstawionych w pracy wyników jest przegląd i analiza metod wykorzystywanych w procesie optymalizacji, w ramach zagadnień dotyczących poszukiwania wysokosprawnych układów aerodynamicznych. Obecny stan wiedzy został przedstawiony w rozdziale 2, gdzie Doktorant prezentuje różne metody w aspekcie optymalizacji aerodynamicznej kształtu. W pierwszej części rozdziału zostały wymienione i scharakteryzowane metody gradientowe i bezgradientowe. W dalszej części przegląd skoncentrowany jest na metodach z wykorzystaniem modeli zastępczych. Doktorant przedstawił szeroki zakres prac, w których wykorzystywane są różne modele zastępcze, a głównie są to: Polynomial Response Surfaces, Radial Basis Functions, Artificial Neural Networks oraz Kriging. Jednocześnie wskazuje na popularność metody Kriging wynikającą z jej zalet, możliwości interpolacji złożonych funkcji oraz cech wspierających efektywną optymalizację globalną. Ta metoda jest wykorzystywana w opracowanym przez Doktoranta algorytmie optymalizacji układu dolotowego. Kolejne podrozdziały zawierają charakterystykę metod optymalizacji wielokryterialnej oraz przegląd technik parametryzacji geometrii. Parametryzacja geometrii jest istotnym elementem każdego procesu optymalizacji układów przepływowych, a poprawność interpolacji geometrii oraz jej modyfikacji w automatycznym procesie poszukiwania rozwiązania jest kluczowym elementem umożliwiającym redukcję czasu i kosztów obliczeń. Ponadto każda zmiana geometrii w analizie przepływu wiąże się z koniecznością adaptacji siatki obliczeniowej, jeśli wykorzystywane są tzw. metody siatkowe, czyli umożliwiające rozwiązywanie uśrednionych równań Navier-Stokesa (metody RANS). Ze względu na wpływ jakości siatki obliczeniowej na uzyskiwane rozwiązanie, modyfikacja lub regeneracja siatki w trakcie optymalizacji kształtu układu przepływowego jest niezwykle istotnym problemem, który może wpływać na skuteczność całego procesu. W podsumowaniu rozdziału Doktorant przedstawił schemat algorytmu jaki wykorzystał w swojej pracy do rozwiązania zadania optymalizacji. Sformułowanie matematyczne poszczególnych jego elementów zostało zamieszczone w rozdziale 3, a dotyczy to metod: Optimal Latin Hypercube, Universal Kriging oraz Radial Basis Functions wykorzystywane w modyfikacji (morfiningu) siatki obliczeniowej.

Zastosowanie zaproponowanej metody do optymalizacji kształtu wlotu silnika samolotu I-31T przedstawiono w rozdziale 4 i 5. Geometria wlotu samolotu I-31T, która została zaprojektowana w Instytucie Lotnictwa w ramach projektu CleanSky o akronimie ESPOSA, gdzie celem była wymiana silnika tłokowego na turbinowy. Ta geometria jest traktowana jako początkowa w procesie optymalizacji przedstawionym w pracy doktorskiej.

Celem optymalizacji przedstawionej w rozdziale 4 jest minimalizacja współczynnika strat ciśnienia i współczynnika nierównomierności ciśnienia całkowitego DC_{60} w przekroju wylotowym układu dolotowego dla wybranego punktu pracy. Oba współczynniki występują z

tym samym współczynnikiem wagi w sformułowaniu funkcji celu. Zmiana geometrii jest realizowana poprzez zmianę położenia 6 punktów kontrolnych w dwóch kierunkach. Ze względu na założenie symetrii geometrii skrajne punkty przemieszczają się jednakowo, co w efekcie daje 8 zmiennych projektowych. Obliczenia przepływu trójwymiarowego były wykonywane metodą RANS programem ANSYS CFX 18.0. W ramach walidacji modelu obliczeniowego Doktorant wykonał obliczenia przepływu w kanale typu U-turn i porównał wyniki z danymi eksperymentalnymi dostępnymi w literaturze. Następnie ocenił wpływ siatki obliczeniowej i porównał modele turbulencji, konkludując, że najlepszą zgodność uzyskano dla modelu $k-\omega$ SST. Niestety nie jest jasne jakie kryterium zadecydowało o tym wyborze, gdyż w oparciu o przebieg krzywych na wykresach Fig. 18 ten wybór nie jest jednoznaczny. W efekcie optymalizacji poprawiono współczynnik strat ciśnienia oraz współczynnik DC_{60} o 2.3% i 3.0%. Interesujący wyniki prezentujący wpływ zmiany geometrii został przedstawiony na rys. 26, gdzie zamieszczono wykres „Pressure drop improvement” wskazujący na istotną poprawę w końcowej części kanału. Jednak wobec braku informacji o całkowitym spadku ciśnienia interpretacja podanej wartości bezwzględnej jest utrudniona. Warto byłoby rozważyć zdefiniowanie wielkości referencyjnej. Można stwierdzić, że uzyskano interesujące wyniki, ale niestety zabrakło szerszej dyskusji wskazującej przyczyny pozytywnych zmian, np. rozkład prędkości, czy redukcji stref oderwania (jeśli istnieją).

W kolejnym rozdziale zostało przedstawione rozszerzone zagadnienie, gdzie optymalizację wykonano dla trzech punktów pracy. Dodatkowo, w porównaniu z poprzednim przypadkiem została zwiększona liczba punktów kontrolnych, których współrzędne zmieniają się w zdefiniowanym zakresie. Ostatecznie liczba zmiennych projektowych wynosi 12. Dyskusja wyników optymalizacji poprzedzona jest interesującą analizą wrażliwości rozwiązania na wartości poszczególnych zmiennych. Wyraźny i dominujący wpływ ma zmienna x_{11} , która charakteryzuje zmianę położenia horyzontalnego punktu kontrolnego leżącego w środkowej części kanału nawrotnego. Zastanawiający jest bardzo mały wpływ sąsiednich punktów w tym samym przekroju, co oznacza silną zmianę kształtu przekroju, a nie położenia tego przekroju. Interesujące wyniki uzyskano dla przeprowadzonego porównania wpływu ilości zmiennych w oparciu o przeprowadzoną analizę wrażliwości. Okazało się, że wyniki dla zredukowanej przestrzeni zmiennych projektowych są bardzo zbliżone dla pełnowymiarowej i uzyskano prawie taką samą poprawę efektywności aerodynamicznej. Na końcu zamieszczono krótką analizę wyników dla poszczególnych warunków pracy i porównano z konfiguracją bazową. Na rys. 41 pokazano ciśnienia całkowite, a na rys. 42 współczynnik strat ciśnienia. Na obu rysunkach widać ogólny trend zmian, ale niestety szczegóły nie są czytelne. Z kolei na rys. 43, Doktorant porównał linie prądu wyznaczone prawdopodobnie (to nie jest napisane wprost) dla składowych prędkości leżących w analizowanym przekroju. Doktorant stwierdza, że w efekcie optymalizacji przepływu wtórne w górnej części kanału zostały wyeliminowane. Aby to jednoznacznie stwierdzić warto byłoby wyznaczyć rozkład wirowości wzdłużnej w tym przekroju, lub podobny obraz linii prądu w pewnej odległości za wybranym przekrojem. Biorąc pod uwagę zmianę kształtu kanału w tej części i większe nachylenie ścian kanału w kierunku pionowym niż w przypadku referencyjnym, składowa prędkości pionowa przyjmuje prawdopodobnie większe wartości, co może prowadzić do mylnego wniosku dotyczącego braku istnienia tych wirów.

Ostatni rozdział zawiera podsumowanie wykonanych prac, wnioski potwierdzające tezę i zrealizowane cele. Doktorant wskazuje także słabsze strony prowadzonych badań lub formułuje nowe pytania, które mogą być podstawą dalszych prac.

2. Uwagi szczegółowe

Praca jest napisana czytelnie i starannie. Niemniej jednak, poza uwagami ogólnymi zawartymi w pierwszej części recenzji nasuwają się poniższe spostrzeżenia i pytania.

1. Na str. 64 stwierdzono, że w trakcie walidacji modelu najlepszą zgodność uzyskano dla modelu turbulencji $k-\omega$ SST i ten model jest wykorzystywany w dalszej części pracy. Proszę o uzasadnienie tego wyboru.
2. Czy zdeformowana siatka obliczeniowa w przypadku skrajnych zmian geometrii wpływała na proces zbieżności obliczeń przepływu i jakie kryteria zbieżności przyjęto dla tych obliczeń? Jak zachowywał się proces jeśli nie uzyskiwano zbieżności rozwiązania? Czy te przypadki były automatycznie eliminowane?
3. W jaki sposób były inicjalizowane obliczenia przepływu? Czy zakładano równomierny rozkład prędkości i ciśnienia, czy korzystano z istniejących rozwiązań dla konfiguracji o podobnej geometrii?
4. Jaki jest czas potrzebny na wykonanie prezentowanej optymalizacji dla zagadnień Case1 i Case2, oraz jaki wpływ ma redukcja ilości zmiennych w przypadku Case2?
5. Kształt geometrii referencyjnej i zmodyfikowanych w procesie optymalizacji (Case1 i Case2) sugeruje istnienie oderwania na wewnętrznym łuku w przekroju przed sprężarką. Proszę o analizę prędkości w tym przekroju i wskazanie czy istnieje strefa przepływu powrotnego, czy jej nie ma.
6. Wykres na Fig. 26 wskazuje na największą poprawę w końcowej części układu wylotowego, pomiędzy przekrojami 11 i 13. Czy wobec tej informacji można byłoby zmodyfikować siatkę obliczeniową tak, aby zwiększyć jej zagęszczenie w tej strefie i zredukować w części wlotowej, a przez to zmniejszyć wrażliwość rozwiązania na ewentualny wpływ siatki obliczeniowej w strefie potencjalnego oderwania warstwy przyściennej?
7. Analiza wrażliwości rozwiązania na wybrane zmienne wskazuje wyraźny wpływ „X₁₁” (Fig.35). Proszę o wyjaśnienie jak ta zmiana wpływa na strukturę przepływu (np. w przekroju, w którym położony jest punkt kontrolny) i dlaczego wpływ „X₉” jest tak mały.
8. Z opisu warunków brzegowych w pracy wynika, że na wlocie założono równomierny rozkład ciśnienia całkowitego. Czy przeprowadzono analizę wpływu nierównomierności przepływu na wlocie do kanału lub wpływ wlotowej warstwy przyściennej rozwijającej się na elementach poprzedzających kanał wlotowy do silnika?
9. Na rys. 43 pokazano linie prądu wskazując na brak dwóch wirów w górnej części kanału. Czy ten obraz się zmieni jeśli linie prądu reprezentujące przepływ wtórny zostaną wyświetlone w przekroju kontrolnym lekko nachylonym tak, aby kierunek przepływu głównego był prostopadły (lub bliski 90°) w górnej części kanału (*at twelve o'clock*)? Proszę o pokazanie wirowości wzdłużnej (prostopadłej do wylotu) w przekroju „przed sprężarką” i w dwóch dowolnie wybranych przekrojach przed wylotem z obszaru obliczeniowego.

3. Podsumowanie

Podsumowując pozytywnie oceniam pracę doktorską Pana mgra inż. Przemysława Drężka i uważam, że zawiera interesujące i wartościowe wyniki wykonanych obliczeń. Doktorant osiągnął założone cele swojej pracy doktorskiej i opracował algorytm wykorzystywany w procesie optymalizacji kształtu układu wlotowego silnika lotniczego, gdzie kryterium jest redukcja strat ciśnienia i poprawa równomierności przepływu w przekroju wylotowym. Algorytm wykorzystuje zalety modelu zastępczego typu Kriging oraz techniki morfowania (adaptacji) siatek obliczeniowych opartej na zastosowaniu funkcji radialnych. Wykorzystanie zaproponowanej metody umożliwia efektywne poszukiwanie sprawnych układów przepływowych, a sama metoda po odpowiedniej implementacji może być stosowana także w rozwiązywaniu innych zadań optymalizacji. Prezentowane wyniki obliczeń przepływu wskazują duży potencjał badawczy rozważanych układów dolotowych i poprawy ich efektywności, a w konsekwencji poprawy sprawności oraz trwałości całego silnika.

Uważam, że praca doktorska Pana mgra inż. Przemysława Drężka pt.: „Surrogate Model-based Aerodynamic Optimization of Aircraft Engine Air-intake Duct” w pełni odpowiada warunkom określonym w Ustawie o Stopniach Naukowych i Tytule Naukowym stawiane rozprawom doktorskim i wnoszę o dopuszczenie jej do publicznej obrony.

