

Dr hab. inż. Andrzej Majka, prof. PRz  
Katedra Samolotów i Silników Lotniczych  
Politechnika Rzeszowska  
Al. Powstańców Warszawy 12, 35-959 Rzeszów  
Tel.: +48 17 865 16 04  
Tel. kom. +48 602 441 977  
[Andrzej.majka@prz.edu.pl](mailto:Andrzej.majka@prz.edu.pl)  
<http://www.prz.edu.pl/ksisl>

Rzeszów, 2020-08-31

## RECENZJA

Rozprawy doktorskiej

mgr inż. Witolda KLIMCZYKA

nt. „Aero-structural design and optimization of aircraft wings with stability constrains”

promotor: dr hab. inż. Tomasz GOETZENDORF-GRABOWSKI, prof. uczelni

### Podstawa formalna opracowania recenzji

Recenzję opracowano na prośbę Przewodniczącego Rady Naukowej Dyscypliny Inżynieria Mechaniczna Politechniki Warszawskiej, będącą konsekwencją Uchwały Rady Naukowej Dyscypliny z dnia 3.06.2020 r. (pismo o sygnaturze RNDIM/24/2020 z dnia 17.06.2020).

### Ocena wyboru tematu

Problematyka badawcza rozprawy doktorskiej mgr inż. Witolda Klimczyka odnosi się do bardzo interesującej i aktualnej tematyki związanej z nowoczesnym podejściem do zagadnienia projektowania i optymalizacji skrzydeł samolotowych z wykorzystaniem zaawansowanych analiz numerycznych. Wybrany element w postaci procesu projektowania skrzydeł przedstawiony został jako studium przypadku dla projektowania całego samolotu, pokazujące możliwości współczesnych narzędzi i metod pod kątem wykorzystania ich do automatyzacji procesu projektowania całego samolotu lub jego zespołów.

Projektowanie statków powietrznych jest złożonym procesem, który łączy różne dyscypliny w celu uzyskania syntetycznej wizji rozwiązania w ujęciu holistycznym. Wśród uwzględnianych dyscyplin, najważniejsze to aerodynamika, dynamika lotu, konstrukcja i napędy. Proces projektowania w ujęciu tradycyjnym składa się z trzech faz: projekt koncepcyjny, wstępny i szczegółowy, dosyć wyraźnie oddzielonych od siebie. Poprzedzone są one analizami przed-

konceptyjnymi, w ramach których opracowywany jest zbiór wymagań projektowych. W fazie projektu koncepcyjnego określana jest główna idea projektowanego statku powietrznego oraz ustalane są jego najważniejsze wymiary i cechy, a także wykazywana jest wykonalność projektu. Faza wstępna ma na celu określenie koncepcji projektowej na poziomie głównych zespołów. Projekt szczegółowy rozpoczyna się gdy koncepcja ogólna oraz najważniejsze wymiary i cechy projektowanego obiektu są już ustalone.

Proces projektowania obejmuje trzy główne operacje: analizę, syntezę i ocenę. Analiza to proces przewidywania ogólnie rozumianej efektywności lub zachowania się wariantów projektowych. Ocena to proces obliczania i porównywania przewidywanej efektywności dla każdego możliwego wariantu projektowego, w celu określenia ich deficytów. Synteza jest całościowym ujęciem projektu.

Proces projektowania współczesnych samolotów staje się coraz bardziej kapitałochłonny i czasochłonny. A koszty ewentualnych błędów, w szczególności popełnionych w fazie projektu koncepcyjnego, ze względu na ich konsekwencje, są bardzo wysokie. Dlatego stosowane metody i narzędzia są stale udoskonalane w celu zwiększenia ich efektywności i dokładności oraz redukcji czasu i kosztów całego procesu projektowania i budowy nowego samolotu. Krytycznym etapem jest faza koncepcyjna, w której odpowiednio dokładne wyniki muszą być dostępne jak najszybciej, aby wszelkie decyzje projektowe mogły być podejmowane na jak najwcześniejszym etapie prac.

Rozwój technik i metod projektowania związany był nieodłącznie z postępem w dziedzinie technik komputerowych i informatycznych. Do lat 60 XX wieku stosowane metody oparte były głównie na doświadczeniu konstruktorów, z niewielkim udziałem technik komputerowych. Do oceny projektu i jego optymalizacji stosowano pojedyncze, proste kryteria techniczne, łatwe do wyznaczenia, takie jak np. maksymalna masa startowa samolotu. Rozwijane metody miały charakter analitycznej lub quasi-analitycznej optymalizacji. Od lat 70 XX wieku zaczęto masowo stosować komputery do projektowania samolotów. Rozwijano zaawansowane metody numeryczne oraz komputerowe systemy projektowania. Jednym z przodujących ośrodków, tworzących i wykorzystujących opracowane metody i techniki komputerowe była amerykańska agencja lotniczo-kosmiczna NASA. Lata 80 XX wieku to okres radykalnych zmian w projektowaniu samolotów dzięki zastosowaniu technik ICT (Information and Communications Technology). Było to związane z pojawieniem się komputerów osobistych klasy PC, powszechnie dostępnych dla każdego uczestnika procesu projektowania. W latach 90 XX wieku zaczęto stosować nowoczesne metody projektowania wielokryterialnego, rozwinęły się też zaawansowane systemy wspomagania projektowania inżynierskiego (CAD, MES, CFD itp.).

Najnowszym trendem w nowoczesnym projektowaniu samolotów jest skupienie się na poszukiwaniu optymalnego rozwiązania projektowego poprzez kompromis w zakresie dyscyplin lub parametrów projektowych na etapie projektowania koncepcyjnego.

*Rzeka*

W rzeczywistości samolot jest systemem wielozadaniowym i wielocelowym, składającym się z mocno zintegrowanych i złożonych podsystemów, na które duży wpływ mają cechy strukturalne konstrukcji, aerodynamiczne, dotyczące systemu napędowego, awioniki i inne. Aby umożliwić uwzględnienie występujących sprzężeń, w latach 80-tych XX wieku opracowano koncepcję multidyscyplinarnej analizy (MDA - Multidisciplinary Analysis) i optymalizacji projektowej (MDO - Multidisciplinary Design Optimization). MDA oraz MDO pomagają dokonać dekompozycji zadania projektowego oraz przyspieszyć cały proces na etapie tworzenia koncepcji, skracając czas uzyskania rozwiązania optymalnego. Obecnie dominuje podejście łączące różne dyscypliny w analizie MDA i optymalnym projektowaniu MDO statków powietrznych, wykorzystując systemowe ujęcie zagadnienia (Systems Engineering).

W ciągu ostatnich dziesięcioleci wymagania dotyczące efektywności, bezpieczeństwa i ekologiczności nowo projektowanych samolotów ciągle rosną. W najbliższej przyszłości trudne dziś do uzyskania poziomy efektywności lub bezpieczeństwa będą jednak musiały zostać osiągnięte. Stanie się to dzięki dalszemu ulepszaniu i udoskonalaniu obecnych konfiguracji samolotów, a w dalszej perspektywie poprzez opracowywanie nowatorskich i często nietradycyjnych układów. Obecna wiedza i doświadczenie konstruktorskie będą niewystraczające do efektywnego wspomaganie tego procesu. Potrzebne będą nowe metody i narzędzia projektowania koncepcyjnego, które będą bardziej elastyczne i zdolne do wspierania projektowania zespołowego (collaborative design), mniej zależne od statystyk a w większy stopniu opierające się na analizach fizycznych i optymalizacji.

Dobrym przykładem jest wykorzystywanie podejścia o zmiennej wierności (multi-fidelity, MF), pozwalającego na poprawę wydajności metod MDO, dzięki zastosowaniu modeli zastępczych (surrogate models) tworzonych na podstawie wyników otrzymywanych z wykorzystaniem metod o niskiej wierności (low-fidelity, LF), poprawianych wynikami uzyskiwanymi przy użyciu pracochłonnych modeli o wysokiej wierności (high-fidelity, HF). Tradycyjne podejście do projektowania nie pozwala na otrzymanie wyniku charakteryzującego się dużą dokładnością, w realnym czasie. Poszukiwanie optymalnej postaci projektowanego samolotu z zastosowaniem podejścia MDO i modeli HF jest na obecnym etapie rozwoju techniki zadaniem praktycznie nierozwiązywalnym. Tylko zastosowanie nowoczesnych narzędzi i metod w ramach złożonej metodologii projektowania multidyscyplinarnego z wykorzystaniem podejścia multi-fidelity pozwoli na uzyskanie zadowalającego rozwiązania. Do niedawna zastosowanie odpowiednio dokładnych i efektywnych metod nie było możliwe ze względu na ograniczone moce obliczeniowe istniejących komputerów. Obecny postęp techniczny w zakresie sprzętowym jak i stosowanych algorytmów obliczeniowych pozwala na wykorzystywanie bardzo złożonych metodologii projektowych, umożliwiającących otrzymywanie rozwiązań w krótszym czasie, charakteryzujących się wyższą jakością.

W wymienionych aspektach tematyka podjęta w ramach rozprawy doktorskiej przez Pana Witolda Klimczyka bardzo dobrze wpisuje się w cele i zakresy najnowszych badań nad

nowoczesnymi metodami i narzędziami wykorzystywanymi w projektowaniu samolotów. Zastosowanie nowoczesnych metod i narzędzi inżynierskich należących do grupy MDO, a w szczególności podejścia multi-fidelity z wykorzystaniem modeli zastępczych, tworzonych w oparciu o metody zwane krigingiem, pozwala na otrzymanie rozwiązań charakteryzujących się bardzo dużą dokładnością, w akceptowalnym z punktu widzenia projektowego czasie. Prezentowane przez autora wyniki wskazują na dużą przydatność systemów składających się z zbioru metod i narzędzi zintegrowanych we wspólnym procesie minimalizującym, a w przyszłości eliminującym udział człowieka w poszukiwaniu optymalnej postaci konstrukcji.

### **Ocena merytoryczna**

Problem poszukiwania postaci konstrukcyjnej samolotu, spełniającej wiele wymagań wyrażonych w formie ograniczeń oraz najlepszej z punktu widzenia wielu, często rozbieżnych kryteriów jest bardzo złożony i wymaga zastosowania zaawansowanych metod i narzędzi. Przy tak dużej złożoności i wielowymiarowości rozwiązywanego zadania, ogromnej liczbie występujących sprzężeń, doświadczenie konstruktorskie grup decyzyjnych może okazać się niewystarczające. Dotyczy to w szczególności prac nad nowatorskimi i nietradycyjnymi układami.

Do niedawna nie stosowano kompleksowego podejścia do tematu zintegrowanego projektowania multidyscyplinarnego. Jednak rozwój technik obliczeniowych związany z rosnącymi możliwościami komputerów umożliwił dziś tworzenie zautomatyzowanych procedur projektowych, uwzględniających najważniejsze aspekty związane z projektowanym obiektem, pozwalających na otrzymanie wyników charakteryzujących się bardzo wysoką wiarygodnością.

Autor pracy dokonał syntetycznego przeglądu problematyki związanej z projektowaniem skrzydła samolotu, rozpoczynając od sformułowania najistotniejszych wymagań, które musi ono spełniać. Następnie dokonał przeglądu metod obliczeniowych wykorzystywanych do analiz MDO i MDA oraz tworzenia modeli surogatowych w optymalizacji opartej na podejściu o zmiennej wierności (MF). Przedstawione przykłady realizacji procedur optymalizacyjnych profilu, kształtu i końcówek skrzydła stanowią bardzo dobrą ilustrację zastosowania opisywanych metod i narzędzi w zautomatyzowanych procedurach wybranych zadań projektowych. Na podstawie dokonanych analiz i otrzymanych wyników potwierdzających przyjęte założenia autor sformułował wnioski oraz określił możliwe kierunki dalszych prac.

Strona metodologiczna pracy nie budzi zastrzeżeń. Na podstawie studiów literaturowych, autor określił występujące obecnie, najważniejsze aspekty i ograniczenia zautomatyzowanego procesu projektowania skrzydła samolotu. Następnie, autor precyzyjnie sformułował zakres podejmowanej tematyki, jako problem wyboru i zastosowania najbardziej obiecujących koncepcji odnoszących się do zagadnień optymalizacji projektowej. Przyjęta teza formułuje twierdzenie, że wykorzystanie współczesnych metod modelowania i wydajnych metod

i algorytmów optymalizacyjnych, pozwoli na zaprojektowanie skrzydła samolotu, charakteryzującego się lepszymi właściwościami, niż skrzydło zaprojektowane metodami tradycyjnymi. Wykonalność elementów procesu automatycznego projektowania wykazana została przykładami praktycznego zastosowania odpowiednio opracowanych procesów optymalizacyjnych. Przewaga procesu zautomatyzowanego nad procesem nadzorowanym przez człowieka wykazana została z uwzględnieniem liczby analizowanych przypadków, prowadzących do otrzymania rozwiązania optymalnego w bezstronnym procesie decyzyjnym. Oba zadania, analiza wykonalności i efektów zastosowanego podejścia stanowią walidację przyjętej koncepcji, która w pełni potwierdza przyjęte w tezie założenia.

Wszystkie prace zaplanowane do realizacji w ramach pracy doktorskiej miały charakter badawczy, ukierunkowany na poszerzenie wiedzy na temat metod i algorytmów optymalizacji, metod modelowania charakterystyk geometrycznych, aerodynamicznych, strukturalnych i dotyczących dynamiki lotu.

Pierwszym etapem prac była analiza wymagań formułowanych w odniesieniu do skrzydła samolotu na etapie projektu koncepcyjnego. W kolejnym etapie sformułowany został ogólny problem optymalizacyjny oraz określona została struktura procesu optymalizacji. Następnie autor dokonał przeglądu algorytmów optymalizacji oraz rodzajów modeli i metod modelowania wykorzystywanych wspólnie w projektowaniu samolotów. Wyróżnionymi przez autora aspektami były modele surogatowe, optymalizacja wielokryterialna, optymalizacja multidyscyplinarna oraz analiza czułości modelu, jako najbardziej obiecujące metody i narzędzie do wykorzystania w zautomatyzowanym systemie projektowania samolotu. Dalej autor omówił zagadnienie modelowania skrzydła samolotu, wychodząc od modelu geometrycznego, odwzorowującego kształt przekroju i kształt ogólny, przeszedł do modelu aerodynamicznego i zakończył charakterystyką modelu strukturalnego oraz modelu opisującego charakterystyki statecznościowe. Prace realizowane w tych etapach miały charakter analiz teoretycznych realizowanych z zastosowaniem metod badawczych teoretycznych.

Badania empiryczne z zastosowaniem analiz symulacyjnych autor przeprowadził w trakcie rozwiązywania trzech, cząstkowych zadań projektowych. Pierwsze zadanie dotyczyło projektu profilu skrzydła samolotu z uwzględnieniem uwarunkowań aerodynamicznych oraz ograniczeń geometrycznych, odwzorowujących uwarunkowania konstrukcyjne. Wychodząc od wykorzystania modelu o niskiej wierności (LF), przeszedł do modelu o wysokiej wierności (HF), żeby ostatecznie pokazać wykorzystanie podejścia o zmiennej wierności (MF), charakteryzującego się największą efektywnością i precyzją. Drugim analizowanym przykładem była optymalizacja kształtu skrzydła samolotu. W tym zadaniu autor podjął próbę zamodelowania struktury konstrukcyjnej skrzydła samolotu, odwzorowującej rzeczywiste rozwiązania. Jednak zastosowanie modelu aerodynamicznego należącego do klasy metod LF oraz duże uproszczenia w modelowaniu struktury konstrukcyjnej sprawiły, że otrzymane

wyniki są obarczone stosunkowo dużym błędem. Zastosowanie modeli klasy HF sprawi, że problem będzie praktycznie nierozwiązywalny. Jedynie podejście MF zapewni wymaganą dokładność wyników otrzymanych w akceptowalnym czasie. Przykład trzeci dotyczy optymalizacji końcówek skrzydła w postaci wingletów. Dla sformułowanego matematycznie problemu autor przeprowadził badania symulacyjne z zastosowaniem modelu klasy MF, tworząc model surogatowy na podstawie analiz LF i HF. Otrzymane wyniki wskazują na zbieżność rezultatów otrzymanych dla modeli HF i MF. Jednak nakład pracy związany otrzymaniem rozwiązania optymalnego dla modelu MF jest wielokrotnie mniejszy. Model LF nie nadaje się do optymalizacji tak złożonego problemu.

Projektowanie kształtów aerodynamicznych staje przed coraz większymi wyzwaniami, ze względu na rosnące wymagania dotyczące osiągow samolotów. Dlatego pojawiło się wiele metod analizy aerodynamicznej o wysokiej wierności, które pomagają w szczegółowym projektowaniu samolotu lub jego zespołów. Jednak metody analizy o wyższej dokładności zwykle wymagają większego nakładu obliczeniowego. Mimo, że moc obliczeniowa stosowanych komputerów bardzo wzrosła w ciągu ostatnich kilku dziesięcioleci, to jednak metody analizy o wysokiej dokładności nadal nie mogą być stosowane bezpośrednio do optymalizacji projektowej. Dlatego stosowanie modeli surogatowych stanowi atrakcyjne i efektywnie rozwiązanie tego problemu. Model zastępczy, który można nazwać „modelem modeli”, może jaśniej wyrazić związek między zmiennymi projektowymi a charakterystykami obiektu. Dzięki prostej strukturze i niewielkiemu zapotrzebowaniu obliczeniowemu, model surogatowy może być szeroko stosowany w procesie eksploracji przestrzeni projektowej i poszukiwaniu rozwiązania optymalnego. Dokładność aproksymacji modelu surogatowego jest bezpośrednio związana z liczbą miejsc próbkowania i złożonością funkcji rzeczywistej. W przypadku problemów wielowymiarowych potrzebna jest duża liczba miejsc próbkowania, aby uzyskać zadowalającą dokładność przybliżenia. Nakłady obliczeniowe na otrzymanie modeli zastępczych dla złożonych i wielowymiarowych problemów, często są bardzo duże. Dlatego poszukiwanie metod tworzenia modeli surogatowych o wysokiej precyzji z mniejszym kosztem obliczeniowym staje się kluczowym problemem.

Tradycyjne metody MF wykorzystują substytut różnic między modelem LF i HF jako model relacji, który wymaga analizy modelu LF i HF w tych samych miejscach próbkowania. W przypadku problemu wielowymiarowego jego koszt obliczeniowy jest nadal bardzo wysoki ze względu na nieefektywne wykorzystanie informacji wysokiej wierności. Zastosowanie metody co-kriging umożliwia w pełni wykorzystanie informacje o wysokiej wierności, co znacznie zmniejsza koszt obliczeniowy budowy modelu zastępczego oraz w założeniu zapewnienia wysoką dokładność aproksymacji. Wyniki uzyskane przez autora wskazują, że model co-kriging zapewnia wyższą dokładność aproksymacji przy użyciu tych samych próbek o wysokiej wierności i zbieżność z wykorzystaniem znacznie mniejszej liczby miejsc próbkowania HF. Model zastępczy wykorzystujący co-kriging zapewnia lepsze wyniki

projektowe przy zmniejszonych kosztach obliczeniowych, a poprawność modelu została zweryfikowana przez autora poprzez porównanie wyników optymalizacji z wynikami HF.

Przedstawione przez autora wyniki stanowią ważny krok w kierunku stworzenia zautomatyzowanych procedur optymalnego projektowania samolotów bądź ich zespołów, wykorzystujących metody zapewniające wymaganą dokładność oraz akceptowalny czas procesu obliczeniowego.

### **Uwagi szczegółowe**

Praca zawarta została na 143 stronach. Składa się z 5 rozdziałów merytorycznych, wstępu, podsumowania, streszczeń w języku polskim i angielskim, bibliografii oraz spisów tabel i rysunków a także zestawienia symboli i pojęć wykorzystywanych w pracy. Praca została napisana w języku angielskim.

Wstęp stanowi wprowadzenie w zagadnienia omawiane w pracy z krótką charakterystyką analizowanych problemów. Autor omówił w nim ogólny proces projektowania samolotu oraz wymagania do niego się odnoszące, scharakteryzował specyfikę projektowania skrzydła samolotu oraz przedstawił różnice pomiędzy tradycyjnym a zautomatyzowanym procesem projektowania. Rozdział kończy się sformułowaniem celów pracy, tezy oraz omówieniem struktury rozprawy doktorskiej.

Rozdział drugi stanowi przegląd metod obliczeniowych wykorzystywanych w projektowaniu samolotów. W początkowej części autor sformułował matematyczną postać zadania optymalizacji oraz omówił niezbędne kroki prowadzące do jego rozwiązania. Następnie autor scharakteryzował najbardziej perspektywiczne algorytmy modelowania, ze szczególnym zwróceniem uwagi na wykorzystanie modeli zastępczych i metody krigingu oraz co-krigingu do tworzenia modelu zastępczego o najlepszym dopasowaniu. Omawiając metody optymalizacji wielokryterialnej autor zaproponował metodę tworzenia zagregowanej funkcji celu. W części końcowej autor scharakteryzował metodologię optymalizacji multidyscyplinarnej oraz przedstawił sposób uwzględniania różnego rodzaju ograniczeń w procesie optymalizacji.

W rozdziale trzecim autor zaprezentował modele wykorzystywane do odwzorowywania charakterystyk aerodynamicznych, konstrukcyjnych i statecznościowych skrzydła samolotu. Ponieważ wszystkie modele wykorzystują charakterystyki geometryczne skrzydła, autor rozpoczął omawianie metod modelowania od opisu geometrii profilu a następnie całego skrzydła z wykorzystaniem różnych sposobów parametryzacji analizowanych cech geometrycznych. Szczególny problem stanowi tu opis geometrii struktury wewnętrznej skrzydła wykorzystywany w analizach MDO, ze względu na występowanie parametrów ciągłych i dyskretnych. Modele aerodynamiczne zostały sklasyfikowane w dwóch głównych grupach, z których pierwsza dotyczy modeli o wysokiej wierności, a druga modeli o niskiej wierności. Reprezentantem grupy HF, jest model bazujący na opisie przepływu

z wykorzystaniem równań Navira-Stokesa. Grupę LF reprezentuje model wykorzystuje metody panelowe, charakteryzujące się zdecydowanie niższym nakładem obliczeniowym, niezbędnym na uzyskanie wyniku rozwiązania. Modele wykorzystywane do analiz strukturalnych w przeważającej większości oparte są o Metodą Elementów Skończonych, wymagającą jednak precyzyjnego zdefiniowania geometrii wewnętrznej struktury konstrukcyjnej skrzydła. Powszechnie wykorzystuje się do tego systemy CAD. Modele statecznościowe zawierają tylko omówienie rodzajów charakterystyk które powinny być poddane analizie z bardzo ogólnym sformułowaniem matematycznym warunków oraz ograniczeń.

Rozdział czwarty zawiera sformułowanie problemu optymalizacji profilu skrzydła samolotu, dla przypadku jedno i wielokryterialnego oraz modelu LF, HF i surogatowego. Rozwiązanie poszukiwane było dla bardzo prostej formy kryterium optymalizacji w postaci współczynnika oporu aerodynamicznego dla wybranego współczynnika siły nośnej, dla optymalizacji jednokryterialnej. W przypadku optymalizacji wielokryterialnej kryterium stanowi funkcja zagregowana, otrzymana przez proste sumowanie współczynników oporu aerodynamicznego dla zadanych wartości współczynnika siły nośnej oraz wartości wag, dla każdego kryterium cząstkowego. Interesującym wynikiem jest zbiór Pareto przedstawiony na rysunku 4.10, pokazujący maksymalną możliwą redukcję współczynnika siły oporu. Zaproponowana struktura procesu optymalizacji dla modelu o zmiennej wierności, stanowi propozycję struktury systemu zautomatyzowanego projektowania wybranego zespołu samolotu. Zaprezentowane wyniki wskazują na uzasadnienie stosowania metod o zmiennej wierności, dla których rozwiązanie charakteryzuje się najwyższymi wartościami funkcji kryterialnej.

Rozdział piąty prezentuje wyniki studium przypadku optymalizacji MDO kształtu skrzydła samolotu z wykorzystaniem modeli o niskiej wierności (LF). W pierwszej części autor sformułował problem projektowy oraz określił metodologię wykorzystywaną do znalezienia optymalnego rozwiązania. Zaproponowana metoda opisu geometrii pozwala odwzorować kształt skrzydła o obrysie dwutrapezowym i zmiennym zwichrzeniu. Model strukturalny odwzorowuje tylko dźwigary i żebra i jest zbyt uproszczony aby właściwie odwzorować rzeczywistą pracę struktury nośnej skrzydła. Przedstawione wyniki należy traktować jako analizy jakościowe, pokazujące pewne tendencje zmian i wzajemne zależności. Dokładniejsze analizy wymagają zastosowania modeli o większej wierności.

Rozdział szósty omawia wyniki optymalizacji wingleatów skrzydła samolotu z wykorzystaniem modelu MF i geometrii odwzorowanej z wykorzystaniem systemu CAD. Kryterium optymalizacji jest stosunek siły nośnej do siły oporu, który powinien być jak największy. Kształt wingleta został sparametryzowany w środowisku systemu NX, przy wykorzystaniu 13 zmiennych. Właściwości aerodynamiczne skrzydła wraz z wingletem zostały odwzorowane z wykorzystaniem modelu LF (płyn nielepki) oraz modelu HF, zaimplementowanego w środowisku systemu ANSYS (płyn rzeczywisty). Modele surogatowe otrzymane zostały z użyciem krigingu oraz co-krigingu. Obliczenia nie uwzględniały analiz strukturalnych. Wyniki



wskazują, że zastosowanie co-krigingu pozwala na uzyskanie najlepszych rozwiązań dla całego zbioru analizowanych przypadków.

Rozdział siódmy zawiera podsumowanie badań zrealizowanych w ramach pracy doktorskiej, z omówieniem najważniejszych uwag i wniosków końcowych. Rozdział zawiera również propozycje kierunków dalszych badań.

Bibliografia zawiera 119 pozycji, właściwie dobranych pod względem merytorycznym i aktualności prezentowanych treści.

### **Ocena strony edytorskiej**

Praca napisana jest językiem poprawnym, precyzyjnym i zrozumiałym. Strona edytorska pracy spełnia najwyższe przyjęte standardy. Układ pracy jest przejrzysty, a podział treści rozprawy na rozdziały i podrozdziały oraz ich kolejność, nie budzą zastrzeżeń. Terminologia i pojęcia stosowane w pracy są poprawnie zdefiniowane. Materiały ilustracyjne oraz tabele zamieszczone w pracy w sposób właściwy i logiczny uzupełniają opisywane treści.

### **Uwagi krytyczne**

Uwagi krytyczne jakie można sformułować w stosunku do ocenianej pracy dotyczą głównie niewystarczającego omówienia zagadnień dotyczących zautomatyzowanego procesu projektowania. Autor pracy skoncentrował się głównie na ocenie metod i algorytmów modelowania charakterystyk skrzydła samolotu, nie przedstawiając wystarczająco precyzyjnie jak wyobraża sobie funkcjonowanie systemu projektowania automatycznego, który będzie je wykorzystywał.

Wnioski zawarte w pracy nie dają wystarczającej informacji o dokładności i efektywności realizowanych zadań obliczeniowych. Jak w każdym obliczeniach optymalizacyjnych, otrzymane rozwiązanie jest tylko przybliżeniem rozwiązania optymalnego. Brakuje informacji na temat kryteriów zakończenia obliczeń oraz szacowanej dokładności wyniku. Istotne znaczenie pod kątem wykorzystania metod i modeli w zautomatyzowanych systemach projektowych ma nakład obliczeniowy dla procesów optymalizacji wykorzystujących modele o różnym poziomie wierności. Takiej informacji również brakuje w pracy.

Zbyt duża część pracy skoncentrowana jest na analizach teoretycznych, dotyczących metod i modeli wykorzystywanych w projektowaniu skrzydeł samolotów, kosztem dokładniejszego i szerszego przedstawienia otrzymanych wyników.

### **Konkluzje**

Przedstawioną do recenzji pracę oceniam wysoko i uważam, że została wykonana na bardzo dobrym poziomie merytorycznym. Zawarte w niej treści dotyczą wybranych, złożonych problemów projektowania samolotu z wykorzystaniem zaawansowanym metod modelowania

i nowoczesnych narzędzi inżynierskich, pozwalających na automatyzację całego procesu oraz poprawiających jakość otrzymywanych wyników.

Treści merytoryczne zawarte w pracy świadczą o dużej dojrzałości naukowej i wiedzy merytorycznej Doktoranta.

Zaprezentowane w rozprawie wyniki badań są oryginalnym dorobkiem naukowym Doktoranta, a rezultaty pracy mogą zostać wykorzystane w praktyce projektowej. Zawarte w rozprawie badania i analizy są przeprowadzone na wysokim poziomie merytorycznym, a ich wyniki rozszerzają wiedzę z zakresu metodyki projektowania skrzydeł samolotów z wykorzystaniem zaawansowanych metod i narzędzi inżynierskich.

Reasumując, drobne uwagi krytyczne nie umniejszają wysokiej wartości merytorycznej pracy.

Na uwagę zasługują następujące elementy:

- uzasadnienie podjęcia tematu rozprawy, które wynika z wnikliwej analizy stanu wiedzy,
- trafne zdefiniowanie przedmiotu badań i celów rozprawy,
- wysoki poziom merytoryczny pracy i znajomość rozważanej tematyki,
- oryginalne i ciekawe wyniki badań symulacyjnych,
- umiejętność korzystania z literatury naukowej,
- przejrzysta i logicznie ułożona struktura pracy oraz jej cele i zakres.

Biorąc pod uwagę istotność i aktualność tematyki pracy doktorskiej, osiągnięte wyniki badawcze a także ich znaczenie naukowe oraz praktyczne stwierdzam, że rozprawa doktorska mgr inż. Witolda Klimczyka **spełnia warunki merytoryczne i formalne stawiane pracom doktorskim** i wnoszę o jej dopuszczenie do publicznej obrony.

*Marek Andrzej*