

RECENZJA

rozprawy doktorskiej mgra inż. Łukasza Kiskowiaka pt.: „Analiza Stateczności statycznej i dynamicznej samolotów z wykorzystaniem modeli skalowalnych”

Podstawę do opracowania recenzji pracy doktorskiej mgra inż. Łukasza Kiskowiaka stanowi pismo Prof. WAT dra hab. inż. Stanisława KACHELA dziekana Wydziału Mechatroniki i Lotnictwa WAT z dnia 12 lipca 2019 r.

Praca zawarta jest na 251 stronach i jest podzielona na 4 rozdziały poprzedzonych: spisem treści, wykazem ważniejszych oznaczeń, a w zakończeniu bibliografią liczącą 37 pozycji literaturowych związanych z tematem pracy. Uzupełnieniem pracy są 3 załączniki merytoryczne będące wynikiem zrealizowanych badań. Promotorem pracy jest Prof. dr hab. inż. Aleksander Olejnik.

1. Uwagi wstępne

Zapotrzebowanie na różnego rodzaju samolotów rozwija się niezwykle dynamicznie zatem niezbędne jest opanowanie metod ich projektowania. Różnorodność typów samolotów wymaga indywidualnego podejścia do ich projektowania. W procesie projektowania należy uwzględnić wielość kryteriów (aerodynamicznych, wytrzymałościowych, eksploatacyjnych, kosztowych i wielu innych) co pociąga za sobą konieczność wykonania szeregu nie tylko badań obliczeniowych z zastosowaniem metod CFD lecz również badań eksperymentalnych. Przeprowadzenie badań na obiektach rzeczywistych w fazie projektowania łączyłoby się z ogromnymi kosztami co istotnie redukuje się przez stosowanie metod numerycznych i badań na obiekcie skalownym i w następnym kroku następuje przeniesienie wyników badań na obiekt rzeczywisty, który między innymi musi spełniać kryteria stabilności ruchu. Głównym celem pracy jest analiza stateczności statycznej i dynamicznej nowo projektowanych samolotów.

2. Omówienie pracy

Proces projektowania samolotów jest procesem optymalizacji wielokryterialnej. Uwzględnienie wszystkich ograniczeń (wymagań konstrukcyjnych i eksploatacyjnych) na ogół nie jest możliwe do jednoczesnego spełnienia. Opracowaniu wstępnych koncepcji samolotu sprzyja przeprowadzenie badań na obiektach skalowanych. Badania te można przeprowadzić w tunelach aerodynamicznych jak również z użyciem nowoczesnych technik obliczeniowych numerycznej mechaniki płynów. Budowę modeli skalowanych istotnie ułatwia dostęp do materiałów kompozytowych (charakteryzujących się

modułowej wytwarzania elementów składowych samolotu skalowanego umożliwia badanie różnych konfiguracji samolotu w tunelach jak również w locie. Budowa modułowa przeto istotnie skraca czas wyboru właściwej konfiguracji, powoduje ograniczenia kosztów jak również utratę nowo zaprojektowanych samolotów. Szczególną zaś rolę modele te odgrywają w badaniu zachowania się samolotów w wyniku działania różnych zaburzeń co jest istotne dla zbadania stateczności statycznej i dynamicznej.

W rozdziale pierwszym Autor omawia zagadnienia związane z :

- spiralą projektowania,
- analizą stateczności samolotów,
- zastosowaniem liczb kryterialnych podobieństwa geometrycznego i dynamicznego,
- zastosowaniem nowoczesnych technologii w budowie samolotów skalowanych.

Analiza spirali projektowania pokazuje charakter iteracyjny dochodzenia do optymalnej wersji samolotu. Każdy projekt wymaga indywidualnego podejścia co wynika z przeznaczenia samolotu (samoloty pasażerskie, transportowe, bojowe itp.) i jego eksploatacji. Spełnienie wymagań budowy i eksploatacji statku powietrznego na etapie projektowania wiąże się z przeprowadzeniem następujących badań :

- numerycznej analizy z użyciem metod numerycznej mechaniki płynów,
- wykonanie badań modeli skalowanych w tunelach aerodynamicznych,
- analiza numeryczna stateczności statycznej i dynamicznej,
- w locie samolotów skalowanych.

W celu przeniesienia badań eksperymentalnych na samolocie skalowanym na obiekt rzeczywisty wykorzystuje się postać bezwymiarowa równań ruchu, która uzyskuje się przez wprowadzenie skal podobieństwa i liczb kryterialnych wynikających z równania Naviera-Stokesa (liczba Strouhala, Froude'a, Reynoldsa, Macha). Autor omówił znaczenie skal podobieństwa i liczb kryterialnych w prowadzonych badaniach eksperymentalnych.

Przeprowadzenie badań eksperymentalnych modeli skalowanych w różnych wariantach wymaga ich skonstruowania i wykonania. Przedstawione w pracy modele skalowane zostały zbudowane z udziałem Doktoranta. Doktorant szczegółowo opisał technologię budowy, stosowane materiały, metody obróbki na obrabiarkach wieloosiowych; ta część pracy doktorskiej pokazuje jak szerokie umiejętności konstrukcji modelu skalowanego posiada Autor. Rozdział pierwszy zamyka przedstawienie badań sześciu modeli skalowanych w locie, które zostały wykonane w ramach różnych projektów. Przeprowadzone rozważania teoretyczne i badania modeli skalowanych stały się podstawą do postawienia następującej tezy pracy doktorskiej:

Wykorzystanie modeli skalowanych do analiz stateczności statycznej i dynamicznej samolotu przyspiesza uzyskanie projektu technicznego w procesie spirali projektowania.

Do badania stateczności statków powietrznych Autor wykorzystuje narzędzia numerycznej mechaniki płynów. Podstawowymi równaniami są :

- równanie ruchu (zachowania pędu) Naviera-Stokesa,
- równanie zachowania masy,
- równanie zachowania energii.

Równania te ze względu na skomplikowany obszar, nieliniowość i niestacjonarność nie posiadają rozwiązania analitycznego. Stosowanie metod przybliżonych jak metoda objętości skończonych bazująca na wspomnianych równaniach zachowania na siatce dyskretnej. Szczególnie ważnym elementem obliczeń jest dobór właściwej siatki powierzchniowej i objętościowej. Wykorzystany przez

Autora pakiet programów metody objętości skończonych opiera się na siatkach niestrukturalnych, strukturalnych i hybrydowych. Ponieważ błędy obliczeniowe są istotnie związane ze średnicą elementu siatki i gradientem wektora prędkości, przeto ważne jest właściwe zagęszczanie siatki. Pakiet programów ANSYS zawiera programy do generacji siatek pozwalającym na pełne przygotowanie dyskretnego modelu samolotu z wykorzystaniem różnych typów elementów. Przygotowanie modelu obliczeniowego samolotu z zastosowaniem metod numerycznej mechaniki płynów do analizy aerodynamicznej wymaga opracowania modelu powierzchniowego. Autor wykorzystał w tym celu wspomagające oprogramowanie pakietów SIEMENS NX, Solid Edge i Catia. Inną metodą generacji powierzchni statku powietrznego (na przykład w przypadku braku dokumentacji projektowej) jest digitalizacja jego powierzchni wykorzystująca metody inżynierii odwrotnej.

Opanowanie przez Doktoranta znajomości pakietu programów ANSYS i programów do generacji siatek powierzchniowych modelu statku powietrznego stało się podstawą do wygenerowania samolotu OSA z usterzeniem typu V. Autor zwraca uwagę na wpływ zadawania kąta natarcia i ślizgu dla dwóch przypadków opływu samolotu dotyczącego oddziaływania lub jego braku z zewnętrznymi obiektami. Ma to istotny wpływ na umieszczenie początku układu współrzędnych, gdyż dla przypadku braku oddziaływania obiektów zewnętrznych stosuje się lokalny układ współrzędnych związany z samolotem zaś w przypadku interakcji opływu samolotu z obiektami zewnętrznymi siatka zawiera ruchomy obiekt wewnątrz domeny obliczeniowej. Ten drugi przypadek jest istotnie bardziej skomplikowany ze względu na potrzebę wymiany informacji na granicy siatek ruchomego i nieruchomego fragmentu siatki poprzez zastosowanie interpolacji.

Przepływ płynu lepkiego związany jest z istnieniem warstwy przyściennej będącej wynikiem oddziaływania sił lepkości na granicy ciało stałe i płyn, który w tym przypadku powietrzem. W warstwie tej prędkość wzrasta od wartości zerowej i przyjmuje się do ok. 0,99 prędkości dostatecznie daleko od ciała. Zatem szczególnie ważny jest sposób zagęszczania siatki w tym obszarze celem uniknięcia elementów zdegenerowanych. Wykorzystane przez Autora oprogramowanie ICEM CFD pozwala na generowanie siatki w warstwie przyściennej dla bardzo skomplikowanych kształtów brył. Wykorzystanie warunku symetrii statku powietrznego zmniejsza o połowę wielkość siatki co dalej pozwoliło na przyjęcie założenia o symetrii pola przepływu.

W wersji pokazanej na rys. 2.5 domena obliczeniowa posiada ok. 2,9 miliona komórek w obszarze o wymiarach 60*60*30m. Autor szczegółowo opisał zadawanie warunków brzegowych. Do obliczeń przyjęto stacjonarny i ustabilizowany charakter przepływu co wyklucza pojawienie się struktur niestacjonarnych (np. ścieżki wirów von Karmana).

Model geometryczny samolotu pozwala na badanie wpływu współczynników aerodynamicznych (charakterystyki aerodynamiczne) poszczególnych zespołów konstrukcyjnych samolotu. Strefy charakterystyczne samolotu OSA są przedstawione na rys. 2.6. Do obliczeń numerycznych istotne jest wprowadzenie układów współrzędnych i charakterystycznych kątów, składowych sił i momentu aerodynamicznego.

Bardzo ważnym etapem realizacji pracy Doktoranta jest wyznaczenie ilościowe przebiegu głównych charakterystyk aerodynamicznych samolotu OSA z usterzeniem typu V i bez usterzenia w opływie symetrycznym. Rysunki 2.8-2.13 uwiadamiają różnice pomiędzy tymi dwoma przypadkami w szczególności dla dużych kątów natarcia. W szerokim zakresie kąta natarcia jego wpływ na doskonałość aerodynamiczną jest względnie mały. Rysunki 2.14-2.16 przedstawiają wpływ podzespołów płatowca na wartości poszczególnych współczynników aerodynamicznych. Analiza przedstawionych przebiegów pokazuje istotny wpływ na wartość współczynnika siły oporu pochodzący od skrzydła i kadłuba co zwiększa się ze wzrostem kąta natarcia. Dalsze wykresy pokazują procentowy udział poszczególnych elementów konstrukcyjnych samolotu wraz ze wzrostem kąta natarcia od $\alpha=0^\circ$ do $\alpha=4^\circ$. Dalsze badania Autor przeprowadza badając charakterystyki samolotu OSA z usterzeniem klasycznym. Ze względu na inną budowę usterzenia liczba komórek

obliczeniowych jest nieco mniejsza i wynosi 2,7 miliona w domenie o tych samych wymiarach 60*60*30m. Podobnie jak poprzednio Autor dokonał podziału samolotu na strefy obliczeniowe, rys. 2.21, związane z konstrukcją samolotu celem przeprowadzenia analizy wpływu tych stref na charakterystyki aerodynamiczne. Wyniki swych obliczeń dla samolotu z usterzeniem poziomym i bez usterzenia przedstawia na rys. 2.22-2.32 w analogiczny sposób jak dla samolotu z usterzeniem typu V i bez usterzenia.

Przeprowadzone obliczenia stanowią podstawę do porównania charakterystyk aerodynamicznych samolotu OSA z usterzeniem typu V i usterzeniem poziomym. Charakterystyki dla obu wariantów Autor przedstawia na rys. 2.33-2.38. Znaczące różnice są widoczne w przebiegu charakterystyk współczynnika momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia jak również współczynnika momentu pochylającego w funkcji współczynnika siły nośnej samolotu. Znakomitą prezentacją wyników porównawczych jest przedstawienie mapy ciśnień i przebiegu linii prądu (rys.2.39-2.40) dla samolotu z usterzeniem typu V i usterzeniem poziomym dla trzech wybranych kątów natarcia $\alpha=0^0, 6^0, 12^0, 18^0, 22^0$ i 26^0 . Autor dla tych samych kątów natarcia przedstawić porównanie obszarów oderwań dla samolotu OSA z usterzeniem typu V i usterzeniem klasycznym. Wizualizację tę dopełniają porównania przebiegu linii prądu dla obydwu przypadków. Wizualizacja opływu samolotu dla tych dwóch przypadków pozwala wyodrębnić obszary oderwania przepływu i ich charakter oraz wielkości w zależności od kąta natarcia. Analiza wyników prowadzi do stwierdzenia o wyższej skuteczności usterzenia klasycznego przy dużych kątach natarcia. Ponadto w całym zakresie kątów natarcia usterzenie typu V opływane jest zaburzonym strumieniem spływającym ze skrzydła.

Przedstawienie porównania samolotu OSA z usterzeniem typu V i usterzeniem poziomym i szczegółowa analiza wszystkich charakterystyk aerodynamicznych świadczy o bardzo szerokiej wiedzy Doktoranta obejmującej umiejętność budowy i przygotowanie modeli skalowanych, opanowanie generowania siatek powierzchniowych i przestrzennych , przeprowadzenie obliczeń z użyciem nowoczesnych programów numerycznej mechaniki płynów i ich fizycznej interpretacji. Stanowi to wynik wielu lat intensywnej pracy.

Dalszym krokiem, związanym ze zwiększeniem pola wykorzystania samolotu OSA, była analiza numeryczna wpływu na charakterystyki aerodynamiczne i stateczność zabudowy pływaków. Podobnie jak poprzednio samolot podzielono na odpowiednie strefy wynikające z konstrukcji samolotu, rys. 2.47. Dla poprawienia stateczności w kanale wzdluznym Autor zaproponował powiększenie powierzchni nośnej przez dodanie elementów nośnych w tylnej części pływaków a ponadto dokonał zmiany położenia pływaków względem bryły kadłuba. Szczegółowa analiza charakterystyk aerodynamicznych samolotu wyposażonego w pływaki pozwoliła na ustalenie położenia pływaków względem samolotu zapewniającego zachowanie stateczności. Elementem końcowym potwierdzających słuszność przyjętych założeń projektowych jest porównanie charakterystyk wynikających z obliczeń teoretycznych z badaniami w tunelu aerodynamicznym. Porównania charakterystyk aerodynamicznych dla samolotu OSA z usterzeniem typu V i bez usterzenia otrzymanych z analizy numerycznej z charakterystykami otrzymanymi z badań w tunelu aerodynamicznym Autor zestawiał na rys. 2.57-2.62. W zakresie małych kątów natarcia charakterystyki te są zgodne, zaś największe rozbieżności widać dla wartości współczynnika momentu pochylającego. Autor wyjaśnia możliwe przyczyny tych rozbieżności dla dużych kątów natarcia.

Otrzymane charakterystyki będą wykorzystane do badania numerycznej analizy równowagi i stateczności dynamicznej statku powietrznego.

Spśród wielu zalet zastosowanej analizy numerycznej wyznaczania charakterystyk aerodynamicznych samolotu należy podkreślić fakt, że do jej *przeprowadzenia Autor musi posiadać niezwykle duże doświadczenie i umiejętności w szerokim zakresie o czym wspomniałem już*.

Następnym etapem badań Doktoranta jest numeryczna analiza stateczności dynamicznej samolotu co oznacza, że samolot jest stateczny dynamicznie jeśli w wyniku przypadkowego zaburzenia ruchu posiada zdolność do samodzielnego powrotu do warunków lotu przed zaburzeniem przy założeniu, że nie ma ingerencji pilota czy autopilota. Ponieważ stateczność dynamiczna obejmuje cały proces powrotu samolotu od chwili wystąpienia zaburzenia do ruchu niezaburzonego, przeto warunkiem koniecznym stateczności dynamicznej jest stateczność statyczna. Podstawowymi naturalnymi postaciami drgań sztywnego samolotu są :

- a) postaci oscylacyjne
 - oscylacje szybkie,
 - oscylacje fugoidalne,
 - holendrowanie,
- b) postaci nieoscylacyjne
 - spirala,
 - przechylenie samolotu.

Ważnym parametrem jest ustalenie położenia środka ciężkości samolotu mające znaczenie o wielkości i znaku momentu pochylającego wynikającego ze zmiany kąta natarcia. Znaczenie dla stateczności ma położenie ogniska aerodynamicznego względem środka masy [19]. Numeryczna analiza badania własności dynamicznych samolotu za pomocą programu STB-0880 wymaga wstępnego określenia wielu parametrów, których część pochodzi z uprzednio wyznaczonych charakterystyk aerodynamicznych samolotu OSA z usterzeniem typu V, będącym przedmiotem dalszych badań. Doktorant szczegółowo opisał kolejno wprowadzane dane. Wynikiem analizy numerycznej są częstości η i współczynniki tłumienia ξ odpowiadające postaciom naturalnych drgań samolotu OSA. Ruch zaburzony opisany jest macierzowym liniowym równaniem różniczkowym rzędu pierwszego, którego pierwiastki wszystkie ujemne pierwiastki oznaczają, że samolot jest stateczny dynamicznie. Otrzymane ujemne wartości pierwiastków świadczą o dobrym tłumieniu oscylacji szybkich, holendrowania i przechylania.

Program STB-0880 pozwala na analizę rozwiązania pełnego układu równań równowagi w podczas lotu.

Następnym krokiem w badaniach Doktoranta było przeprowadzenie badań doświadczalnych w różnych skalach modeli skalowanych w tunelach powietrznych Instytutu Lotnictwa i WAT oraz badań skalowanego samolotu OSA (skala 1:2) w locie. Wykorzystanie w szerokim zakresie polimerowych materiałów kompozytowych wzmacnianych włóknami pozwoliło Doktorantowi na osiągnięcie wyników. Przeprowadzone w szerokim zakresie badania tunelowych samolotu OSA w skali 1:2 jak również w locie, pozwoliło na uzyskanie informacji o lotnych charakterystykach ze szczególnym uwzględnieniem stateczności. Parametry modelu przeskalowanego zawarto w tabeli 4.1 i 4.2 a na rys.4.1 jego geometrię. *W rozdziale tym omówienie procesu produkcji modelu skalowanego dokumentuje ogromny wkład pracy będący wynikiem szerokiej wiedzy Doktoranta w zakresie budowy modeli skalowanych.*

Autor przeprowadził badania w tunelu aerodynamicznym w Instytucie Lotnictwa, którego średnica wynosiła 5 m zaś długość 6.5 m. Pozwoliło to na badanie modelu OSA w skali 1:2 w zakresie prędkości od 1m/s do 50m/s. Badania w Instytucie Techniki Lotniczej WAT przeprowadzono w tunelu małych prędkości, którego średnica wynosiła 1.1 m, przeto model wykonano w skali 1:12.

W obydwu przypadkach liczby Reynoldsa (w pierwszym $Re=1.54 \cdot 10^6$ zaś w drugim $0.205 \cdot 10^6$) były różne co wpłynęło na wartości współczynników aerodynamicznych pokazanych na rys.4.17-4.22.

Badania w locie modelu skalowanego poprzedza wiele czynności przygotowawczych i sprawdzających. Przeprowadzone loty pozwoliły na zebranie wielu danych szczegółowo opisanych w punkcie 4.5. Szereg niedoskonałości, które zaistniały w trakcie pierwszych prób, usunięto. Wyniki badania stateczności w locie w kanale podłużnym były poprawne, natomiast stateczność boczna modelu skalowanego z usterzeniem typu V nie była wystarczająca. Autor zwraca uwagę na wpływ strumienia zaśmigłowego na znaczne zmniejszenie stateczności bocznej i podłużnej. Niekorzystne charakterystyki modelu skalowanego były związane z cechami konstrukcyjnymi samolotu (między innymi : siła aerodynamiczna powyżej środka ciężkości, duża kabina, napęd pchający z osią ciągu powyżej środka ciężkości, usterzenie typu V na podniesionej belce ogonowej, opływ usterzenia silnie zaburzonym strumieniem zaśmigłowym). Te niekorzystne cechy (jak również przypuszczalnie większy opór aerodynamiczny) wynikające z badań doświadczalnych w tunelach aerodynamicznych oraz w locie skłoniły Doktoranta do zmiany usterzeni typu V na usterzenie klasyczne ze zwiększeniem jego cechy objętościowej. Ideą doboru nowego usterzenia było zmniejszenie wpływu strumienia zaśmigłowego. Dobre cechy aerodynamiczne ma usterzenie typu H oraz U, jednakże ich budowa będzie miała wpływ na masę usterzenia, skomplikowanie sterowania oraz technologię wykonania.

Z analizy Autora wynika konieczność zastosowania usterzenia klasycznego z dużym usterzeniem pionowym. Takie rozwiązanie przedstawiono na rys. 4.33. Rozwiązanie to (ze zwiększeniem cechy objętościowej) odznaczyło się pozytywnym wpływem na stateczność statyczną i dynamiczną modelu skalowanego. Ponadto w locie stwierdzono poprawę stateczności bocznej i charakterystyk korkociągowych.

3. Uwagi

W trakcie czytania pracy zauważyłem drobne nieścisłości językowe co nie umniejsza wartości wyników osiągniętych przez Autora. Często zdarza się, że badacze wykorzystujący analizę podobieństwa naprzemiennie piszą o liczbie Froude'a lub Freuda; ta druga nazwa właściwa jest jednak dla zupełnie innego obszaru badawczego niezwiązanego z mechaniką płynów.

Dzisiaj rzadko się zdarza, aby młode pokolenie badaczy używało jednostki ciśnienia kg/m^2 w miejsce N/m^2 (np. str. 179₁₀).

4. Podsumowanie

Doktorant dokonał szczegółowej analizy literatury przedmiotu i własnych doświadczeń sformułował tezę swojej pracy :

Wykorzystanie modeli skalowanych do analiz stateczności statycznej i dynamicznej samolotu przyspiesza uzyskanie projektu technicznego w procesie spirali projektowania.

Postawioną tezę Doktorant udowodnił w pełni dokonując porównawczej analizy modeli skalowanych z usterzeniem typu V, bez usterzenia i z usterzeniem statycznym wskazując na newralgiczne obszary opływu (strefy oderwań) samolotu skalowanego. W następnym kroku Doktorant przeprowadził badania eksperymentalne samolotu skalowanego (w skali 1:2 i 1:12) w tunelach aerodynamicznych w celu porównania charakterystyk aerodynamicznych i w ostatnim etapie badanie modelu skalowanego w locie. ***Każdy etap badań modelu skalowanego wymagał nie***

tylko szerokiej wiedzy i umiejętności posługiwania się metodami numerycznej mechaniki płynów lecz również ogromnego nakładu pracy.

Doktorant wykazał przydatność metod analizy numerycznej i doświadczalnej do badania stateczności statycznej i dynamicznej samolotu w oparciu o modele skalowane. Całość dokonań Autora pokazuje w jednoznaczny sposób ważność postawionej tezy co ma istotne znaczenie praktyczne w obniżeniu kosztów projektowania samolotu a w fazie testowania ogranicza utratę nowoprojektowanych modeli zaś w szczególności utratę zdrowia lub życia pilotów biorących udział w doświadczeniach.

Przeprowadzone badania jednoznacznie świadczą o wysokich umiejętnościach Doktoranta do prowadzenia badań naukowych zaś wnioski końcowe pracy wskazują na szereg problemów do dalszych kierunków badań.

W moim przekonaniu rozprawa doktorska mgra inż. Łukasza Kiskowiaka spełnia w sposób **nadmiarowy** wymogi Ustawy o Stopniach i Tytule Naukowym i wnoszę do Rady Wydziału Mechatroniki i Lotnictwa WAT o dopuszczenie mgra inż. Łukasza Kiskowiaka do publicznej obrony recenzowanej pracy. Jednocześnie uważam osiągnięcia zaprezentowane w rozprawie doktorskiej za wybitne i stawiam wniosek o jej wyróżnienie.

A handwritten signature in blue ink, appearing to read 'Michał Kiskowiak', is centered on the page.