

K58wn=)07/50/2026

dr hab. inż. Mirosław Bocian, prof. uczelni
Katedra Mechaniki, Inżynierii Materiałowej
i Biomedycznej
Politechnika Wroclawska,
ul. Wybrzeże Wyspiańskiego 27
50-370 Wrocław

Wrocław 28.01.2026 r.

RECENZJA

rozprawy doktorskiej mgr. inż. Macieja Cichockiego

pod tytułem

Badania nad identyfikacją parametrów lotu rakiety poprzez pomiary pola ciśnienia na korpusie w czasie rzeczywistym

Opis identyfikacyjny: praca papierowa w miękkiej oprawie, stron 132, pozycji literatury 96.

Promotor rozprawy doktorskiej: dr hab. inż. Jan Kindracki, prof. uczelni.

Promotor pomocniczy: dr inż. Dariusz Sokołowski.

Zlecniodawca: Przewodniczący Rady Dyscypliny Naukowej „Inżynieria Mechaniczna” dr hab. inż. Marek Wojtyra, prof. uczelni z Politechniki Warszawskiej w Warszawie.

INFORMACJE WSTĘPNE

Rozprawa zawiera streszczenie w języku polskim i angielskim, spis treści, 7 numerowanych rozdziałów z podrozdziałami zawierającymi wnioski i bibliografię. Przedstawione do oceny opracowanie naukowe stanowi pracę pisemną w j. polskim (zgodnie z art. 187.3. Ustawy). W ocenie recenzenta, ubiegający się o nadanie stopnia doktora przedstawił zgodnie z art. 186 ust. 1. pkt. 3 lit. a Ustawy co najmniej jeden artykuł naukowy oraz pracę pisemną, w której zaprezentował oryginalne rozwiązanie problemu naukowego dotyczącego badań nad identyfikacją parametrów lotu rakiety poprzez pomiary pola ciśnienia na korpusie w czasie rzeczywistym.

OCENA WYBORU TEMATYKI I ZAKRESU PRACY

Doktorant jako cel pracy postawił sobie „zastosowanie pomiarów ciśnień na korpusie rakiety do identyfikacji wybranych parametrów lotu”. W pracy przedstawił dogłębną analizę możliwości stosowania tej metody w szerokich zakresach prędkości, kątów natarcia, ślizgu na różnych wysokościach.

Sterowanie raketami w większości przypadków opiera się na Inercyjnej Jednostce Pomiarowej (IMU), jednak nie wyłącznie. Jest to spowodowane dużymi problemami z całkowaniem sygnałów dostarczanych przez IMU, które często obciążone są dużymi szumami i problemami z dobraniem stałych całkowania. W efekcie systemy tego typu muszą być wspomagane dodatkowymi czujnikami takimi jak GPS lub czujnikami ciśnienia. Dodatkowo, ze względu na konieczność optymalizacji miejsca i masy układu sterowania, dużej szybkości przetwarzania i analizy danych oraz przy dużej prędkości rakiet, zmusza konstruktorów do poszukiwania innych innowacyjnych metod pozwalających na bardzo szybkie i jak najdokładniejsze wyznaczenie orientacji rakiety przy dużych przeciążeniach, by zachować stabilność lotu.

Doktorant w pracy analizuje, czy wykorzystanie pomiaru pola ciśnienia na korpusie rakiety pozwoli na otrzymanie wystarczających informacji o kącie natarcia, a tym samym, możliwości optymalizacji toru jej lotu.

Autor skupił się na rozwiązaniu, które może znaleźć zastosowanie w skali małoseryjnej, a dodatkowo być ekonomiczne pod względem kosztów wytworzenia i w pełni spełniać swoje zadanie. Poprzez swoje badania proponuje rozszerzyć wiedzę z zakresu metod prowadzenia pomiarów w locie i możliwości sterowania raketami w locie z dużymi prędkościami o dużych zdolnościach manewrowych. Wymaga to odpowiedniego podejścia do programu badań i przyjęcia tezy.

Doktorant tezę w pracy sformułował następująco: **„Dla wysokomanewrowego pocisku raketowego poruszającego się z pewną naddźwiękową liczbą Macha M_0 , możliwe jest wyznaczenie kąta natarcia lotu α w oparciu o pomiary ciśnienia statycznego w kilku punktach na zewnętrznym korpusie pocisku”**

Przyjęta teza w pracy jest argumentacyjna, której założenia realizuje przez różnego rodzaju techniki badawcze, takie jak testy poligonowe, obliczenia metodą CFD i obliczenia analityczne. Jej słuszność dowodzi przyjmując następujący zakres badań:

- Przegląd metod sterowania raketami w atmosferze.
- Analiza możliwości stosowania do sterowania raketami systemu bazującego na sensorach pneumatycznych typu FADS.

- Modelowanie CFD w celu zebrania informacji o rozkładzie ciśnień na korpusie rakiety przy różnych parametrach prędkości lotu, kąta natarcia i kąta ślizgu.
- Opracowanie odpowiedniego układu pomiarowego spełniającego stawiane wymagania.
- Badania w tunelu aerodynamicznym modelu rakiety z układem pomiarowym ciśnień.
- Analiza algorytmów oraz ich korekta w celu poprawy dokładności obliczeń.
- Przeprowadzenie symulacji lotu w zakresie poddźwiękowym i naddźwiękowym w celu kalibracji modelu aerodynamicznego.
- Przeprowadzenie badań na obiekcie rzeczywistym z prędkościami poddźwiękowymi.
- Kalibracja i analiza osiągniętych dokładności wyników.

Zaprezentowana innowacyjność badań wpłynęła pozytywnie na końcowy rezultat pracy. Rezultat ten wynika z logicznego ciągu chronologicznie następujących po sobie rozdziałów pracy, a mianowicie:

Streszczenie wprowadza czytelnika w przedmiot pracy, jej główne założenia i strukturę.

Rozdział 1. wprowadzenie dotyczące motywacji i kontekstu pracy

Rozdział 2. wprowadza przegląd literatury.

- 2.1. opisany został rozwój techniki raketowej w Polsce. Metody sterowania raketami w atmosferze, zdolność manewrowania oraz metody wyznaczania kątów orientacji przestrzennej w lotnictwie. Ujęto także rodzaje czujników do tego stosowanych, ich wady i zalety.
- 2.2. w podrozdziale zostały opisane sensory pneumatyczne typu FADS, ich zalety i wady oraz obszary zastosowań.
- 2.3. przedstawiono opis potrzeb rynkowych i koncepcji zastosowania FADS w rakiecie.

Rozdział 3. przedstawia jasno i klarownie tezę pracy i główne jej cele.

Rozdział 4. zawiera opis metody badań, a mianowicie:

- 4.1 opisano jak wykonano modelowanie CFD, sposób generowania siatki obliczeniowej za pomocą oprogramowania Fluent Mesher. Przedstawiono zastosowany model turbulencji i podano uzasadnienie jego zastosowania. Dodano informację o danych niezbędnych do przeprowadzenia symulacji komputerowej oraz w jaki sposób wykonywano obliczenia na superkomputerze, a także zakres i kroki zmian poszczególnych obliczeń symulacyjnych.
- 4.2 W podrozdziale autor umieścił informacje o dostępnym do badań tunelu aerodynamicznym i jego możliwościach. W ten sposób

uzasadnia pewne modyfikacje modelu do badań tunelowych oraz opisuje rozmieszczenie otworków pomiarowych na elementach modelu rakiety. Wypisuje także elementy układu pomiarowego oraz jego parametry i konfigurację. Autor przedstawił klarownie w tabeli plan badań tunelowych.

4.3 zestawiono opis działania układu pomiarowego z dokładnym opisem budowy sensora i poszczególnych czujników ciśnienia ich parametrami, zaletami i wadami. Dodano opisy wymaganych zmian budowy zasady działania całości układu pomiarowego.

4.4 w tym podrozdziale został przedstawiony algorytm obliczeniowy z możliwymi dodatkowymi modyfikacjami korygującymi w celu poprawy dokładności obliczeń. Pokazano kolejne kroki obliczeniowe ze stosowanymi równaniami jako kompletny proces obliczeniowy.

Rozdział 5. odnosi się uzyskanych rezultatów.

5.1 przedstawiono wyniki CFD, gdzie na wykresach są wartości współczynnika c_p dla wybranych liczb Macha. Na następnych stronach porównano dane tunelowe z danymi uzyskanymi z symulacji CFD.

5.2 autor w tym podpunkcie pokazuje w jaki sposób przeprowadza kalibrację, która jest zależna od doboru punktów na korpusie rakiety. Pokazano także, że takie dobranie parametrów kalibracyjnych zapewni odpowiednią dokładność wyznaczenia parametrów przepływu w modelowanym zakresie liczb Macha.

5.3 w tym podrozdziale przedstawione są symulacje w oprogramowaniu Matlab Simulink, które pozwoliły na dokładne zamodelowanie lotu rakiety z informacjami o współczynnikach aerodynamicznych, przeciążeniach, prędkościach liniowych i kątowych oraz pozycji względem ziemi, a to pozwoliło na oszacowanie wydajności prowadzonej kalibracji. Na rysunkach przedstawiono wyniki symulacji działania zaprojektowanego sensora przy symulowanych szumach, a także bez zaburzeń przy wyznaczeniu kąta natarcia, ślizgu, prędkości i ciśnienia statycznego dla lotu poddźwiękowego. Wykonano także symulacje lotu naddźwiękowego, ale w tym przypadku wykorzystano do symulacji informacje z IMU z rzeczywistego lotu rakiety. Przedstawiono wykresy odczytu ciśnienia statycznego przez algorytm, liczby Macha, ciśnienia, kąta natarcia i ślizgu.

5.4 przedstawiono badania w locie układu FADS. Dokonano pomiarów ciśnień i odczyty IMU. Na podstawie tych danych

przeprowadzono symulację po skalibrowaniu na naddźwiękowe prędkości w oparciu o dane rzeczywiste IMU, punktów rzeczywistych i syntetycznych.

Rozdział 6. autor przedstawia wnioski i podsumowanie. Wykazuje na jakiej podstawie jego teza zawarta w pracy została udowodniona. Pokazuje logiczną kolejność działań i efekty tych działań zmierzające do zweryfikowania założonych celów. Uzasadnia proces obliczeniowy i proces testów na obiektach rzeczywistych. Nie unika uwag krytycznych i opisuje trudności, które powodowały pewne ustępstwa i konieczność zmian metod badawczych. W podsumowaniu jasno i klarownie, w sposób zwarty potwierdza zgodność badań i testów z oczekiwaniami przeprowadzonego procesu analityczno-koncepcyjnego, funkcjonalności projektowanego urządzenia i wykonanych badań.

Rozdział 7. rozdział ten zawiera wykaz literatury cytowanej w pracy

Wybór tej tematyki oceniam jako trafny i ważny naukowo, tym bardziej, że została ona wygenerowana przez Autora w ramach zainteresowań zawodowych. Dysertacja wpisuje się w zakres dyscypliny naukowej „Inżynieria Mechaniczna” o pokaźnych walorach naukowych i aplikacyjnych z ukierunkowaniem na obszary związane z aeronautyką i kosmologią.

UWAGI O ROZPRAWIE, PYTANIA MERYTORYCZNE I ZAGADNIENIA DYSKUSYJNE

Rozprawa napisana jest zrozumiałym językiem nie wykraczająca poza normy edytorskie. Nie dostrzeżono większych błędów, zaś niektóre z nich przedstawiono w dalszej części recenzji. Szczególnie należy podkreślić duży zakres badań symulacyjnych wymagających dużych mocy obliczeniowych i specjalnych metod, a także bardzo trudne do przeprowadzenia badania poligonowe, których organizacja, a następnie wyłuskanie jak największej ilości danych, (choć nie zawsze próby były w pełni udane), wymagało dużej determinacji. Rysunki oraz tabele są wykonane odpowiednio i odzwierciedlają szeroki program badań i obliczeń. Zakres analizy danych cechuje się dużym nakładem pracy przez, co autor opracowania bezkolizyjnie dostosował obliczenia do testów poligonowych.

Zdaniem recenzenta, bardzo dużą wartością tej rozprawy są zastosowane badania poligonowe, co jest wyjątkowe ze względu na dostęp, koszty, wiedzę i umiejętności doktoranta. Cennym elementem są obliczenia CFD, których obróbka wymaga

odpowiedniej wiedzy, dużych mocy obliczeniowych i umiejętności interpretowania wyników. Tego typu badania pozwalają na nowe spojrzenie w kwestii sterowania raketami poddźwiękowymi jak i naddźwiękowymi odczytując dane z przepływu wokół geometrii rakiety.

Uwagi krytyczne, polemiczne i komentarze:

Strona 41.

Opisane równania lepkości turbulentnej wirów – brak opisu równań. Co znaczą poszczególne człony i symbole? w jakim celu zostały te wzory tutaj zaprezentowane? Program obliczeniowy analizuje i prezentuje te wartości – może należało tylko wyjaśnić co jest uwzględnione w równaniach.

Stron 52

Rys. 2. jest mało czytelny, trudno rozpoznać co jest na zdjęciach, brak podstawowego opisu elementów.

Strona 53.

Rys. 22 brak jest opisu. Czy nie można było zrobić lepsze zbliżenie by wyraźnie pokazać elementy składowe?

Strona 53.

Na rysunku 23 pewne elementy są zbędne lub należało dokonać ich przeredagowania.

Strona 68.

Rys. 30. co to jest „beta fe”? Niejasny jest schemat funkcji i algorytmów przetwarzania. Proszę o wyjaśnienie, jak przebiega przetwarzanie w poszczególnych iteracjach.

Strona 89.

Na rysunku 40 mało czytelne wykresy. Proszę o ich omówienie i interpretacje. Rodzi się także tutaj pytanie: Czy symulacja lotu w oprogramowaniu Matlab Simulink była przeprowadzana przez autora? czy została ona zapożyczona? Proszę podać co uwzględniała symulacja i jakie były jej ograniczenia?

Strona 113.

Na rysunku 60 należy dokonać korekty podpisu pod rysunkiem – błędny opis.

Strona 121.

We wnioskach i w podsumowaniu doktorant mówi o błędzie w szacowaniu kąta ślizgu i kąta natarcia do 6%. Czy taki błąd pozwoli na zachowanie wystarczającej skuteczności w precyzji kierowania? Omówić jak można to korygować?

Strona 121.

Czy podniesienie częstotliwości próbkowania pomiarów ciśnienia w sensorze FADS istotnie może zwiększyć dokładność wyliczania kąta ślizgu i kąta natarcia?

Strona 124.

Proszę o wyjaśnienie: W jaki sposób można poprawić dokładność wyznaczania liczby Macha w locie poddźwiękowym celem zmniejszenia błędu poniżej 1%?

Drobne uwagi o charakterze redakcyjnym:

Drobne uwagi redakcyjne zostały zaznaczone w tekście i przekazane autorowi. Recenzent podkreśla, że wyżej wymienione uwagi mają za zadanie wskazać autorowi bardziej uważne podejście do pisania prac naukowych, dokładniejszej korekty ale należy traktować je jako wskazówki, co nie umniejsza charakteru twórczego pracy oraz osiągniętego celu przez doktoranta.

PODSUMOWANIE

Twórczy wkład mgr. inż. Macieja Cichockiego w zakresie dyscypliny naukowej dotyczy części numerycznej i eksperymentalnej. Należy podkreślić dużą liczbę przeprowadzonych symulacji numerycznych, umiejętność wykorzystania przy obliczeniach superkomputera, a także przeprowadzenia badań eksperymentalnych, które wykonano w tunelu aerodynamicznym i w rzeczywistych warunkach poligonowych co czyni tą pracę interesującą. Eksperymenty tego typu są bardzo cenne, ze względu na ich złożoność i stopień trudności w realizacji, w tym ograniczenia natury formalnej. Po dokładnym zapoznaniu się z dziełem doktoranta pt.: „Badania nad identyfikacją parametrów lotu rakiety poprzez pomiary pola ciśnienia na korpusie w czasie rzeczywistym” można sformułować następujące osiągnięcia i wnioski:

1. Temat jest bardzo istotny ze względu na sytuację geopolityczną.
2. Możliwe jest wykonanie prawidłowego pomiaru ciśnienia statycznego na obwodzie rakiety.
3. Pomiar ciśnienia jest możliwy przy pomocy prostych i tanich czujników ciśnienia oferowanych przez różne firmy.
4. Na podstawie kalibracji sensora jest możliwe uzyskanie poprawnych informacji o kącie natarcia, kącie ślizgu i prędkości.
5. Wykazano, że dla lotów poddźwiękowych umieszczenie czujników w obrębie „noska” jest optymalne.
6. Wyniki badań w locie dla reżimu poddźwiękowego potwierdziły poprawne działanie układu pomiarowego i algorytmu.

7. Wykazano duże możliwości analizy przy wspomaganii się w fazie projektowania symulacjami CFD, testów tunelowych i testów rzeczywistych w dochodzeniu do optymalnych rozwiązań układów FADS.
8. Na podstawie uzyskanych małych błędów wartości odchyień kątów od rzeczywistych potwierdzono przydatność systemu FADS w systemach raketowych.

W oparciu o ocenę rozprawy doktorskiej recenzent stwierdza, że Doktorant wykazał się umiejętnością samodzielnego prowadzenia prac naukowych, doboru metod badawczych, opracowania wyników badań, formułowania wniosków oraz trafnego doboru piśmiennictwa do tematu badawczego.

Ze względu na bardzo szeroki zakres badań numerycznych połączonych ściśle z testami w tunelu aerodynamicznym oraz testami poligonowymi, dużą trudnością samego zagadnienia i istotnym wkładem w zastosowanie alternatywnych technik pomiarowych w celu opracowania algorytmów sterowania raket **wnioskuję o wyróżnienie tej pracy doktorskiej**. Zaprojektowanie, zbudowanie a następnie przetestowanie działania systemu FADS przez autora jest dowodem na szeroką i specjalistyczną wiedzę w opisywanych zagadnieniach, a zarazem wskazuje na umiejętność przeniesienia wiedzy teoretycznej na działanie systemów w realnym środowisku, pokazuje to istotny wkład doktoranta w dyscyplinę Inżynieria Mechaniczna.

WNIOSEK o dopuszczenie do publicznej obrony

Biorąc powyższe pod uwagę, recenzent stwierdza, że rozprawa doktorska Pana mgr. inż. Macieja Cichockiego spełnia wymagania określone w art. 187 ustawy z dnia 20 lipca 2018 r. Prawo o szkolnictwie wyższym i nauce (Dz.U. 2024 poz. 1571 t.j.) i **wnioskuje do Rady Dyscypliny Naukowej Inżynieria Mechaniczna Politechniki Warszawskiej o dopuszczenie jej do publicznej obrony.**


.....