

Politechnika Krakowska
im. Tadeusza Kościuszki w Krakowie
Wydział Inżynierii Elektrycznej i Komputerowej
Katedra Automatyki i Informatyki

Recenzent: Prof. dr hab. inż. Janusz Goldasz

Kraków, 20-03-2025

RECENZJA

rozprawy doktorskiej mgr inż. Pauliny Zenowicz

pt.

**“COMPARATIVE ANALYSIS OF THE DRONE CONFIGURATION
IN TERMS OF STABILITY CRITERIA”**

Promotor pracy: Prof. dr hab. inż. Wojciech Moczulski

Podstawa prawna oceny:

Pismo nr RDIME.512.22.2024 Rady Dyscypliny Inżynieria Mechaniczna Politechniki Śląskiej z dnia 18/12/2024 r.

1. CEL I ZAKRES ROZPRAWY

W Rozdziale 1.7 Autorka sformułowała główną tezę pracy:

- Możliwe jest dokonanie wyboru konfiguracji części ogonowej danego bezzałogowego statku powietrznego (BSP), optymalnej pod względem spełnienia kryterium stateczności. Wybór ten uwzględnia typowe profile lotu oraz warunki ich wykonywania wynikające z przeznaczenia rozpatrywanego BSP. Proces optymalizacji może opierać się na wynikach uzyskanych zarówno metodami symulacyjnymi, jak i analitycznymi.

W tymże Rozdziale Autorka określa także cel pracy, jakim jest rozwinięcie oryginalnych metod projektowania i symulacji bezzałogowych statków powietrznych m.in. w celu poprawy zdolności ich adaptacji do różnych warunków lotu.

Podjęty przez Doktorantkę problem badawczy dotyczy problematyki określenia właściwości lotnych BSP na wczesnym etapie ich projektowanie przy użyciu zaawansowanych metod i narzędzi numerycznych. Takie podejście do problematyki projektowania BSP może przyczynić się do znacznego skrócenia procesu rozwoju BSP, a w szczególności do przeprowadzenia analiz aerodynamicznych w warunkach trudnych lub wręcz niemożliwych do przeprowadzenia z użyciem standardowych metod, np. w tunelu aerodynamicznym.

2. ANALIZA ZAWARTOŚCI ROZPRAWY I SPOSÓB JEJ MERYTORYCZNEGO PRZEDSTAWIENIA

Recenzowana praca została napisana w języku angielskim. Wyniki badań Doktorantki zostały

Biuro Dziekana

wpłynęło dnia 21.03.2025
RDIME.512.22.2025
nr zał.

udokumentowane na 118 stronach rozprawy zawierającej: 7 rozdziałów, bibliografię, spisy tabel i rysunków oraz streszczenia w języku polskim i angielskim. W spisie literatury znalazł się 1 referat współautorski Doktorantki opublikowany w materiałach konferencyjnych w 2024 r.

Rozdział 1 (*Introduction*) zawiera omówienie klasyfikacji BSP wg źródeł literaturowych czy regulacji polskich/międzynarodowych. Autorka w Rozdziale 1.3 opisuje reprezentatywne platformy BSP z uwzględnieniem takich kryteriów jak: zasięg, pułap, moc napędu, długość lotu. W Rozdziale 1.6 omawia główny cel rozprawy, a w Rozdziale 1.7 prezentuje jej główną tezę.

W **Rozdziale 2** (*Subject of the research*) Autorka skupia się omówieniu wybranego przez siebie obiektu badań, tj. bezzałogowego statku powietrznego o wydłużonej wytrzymałości typu Twin Stratos. W Rozdziale 2.1 zawarta jest ogólna charakterystyka dronów z rodziny Twin Stratos, w tym parametry wybranej przez Autorkę konfiguracji oraz przykładowe scenariusze lotu, a w Rozdziale 2.2 wymienione są zastosowania tejże platformy.

W **Rozdziale 3** (*Review of the state of art*) Autorka przeprowadza analizę obecnego stanu wiedzy w obszarze stabilności statków powietrznych. Podaje podstawowe informacje i pojęcia obowiązujące w tym obszarze, w tym definicje stabilności (stateczności) statycznej i dynamicznej. Szczegółowo opisuje typy stateczności BSP (wzdłużnej, poprzecznej, kierunkowej) oraz techniki ich oceny. W następnej kolejności analizowane przez Autorkę są typy konstrukcji ogonowych BSP oraz ich wpływ na stabilność statku powietrznego w różnych fazach lotu. Znaczna część tego Rozdziału jest poświęcona metodom badania stabilności. W Rozdziale 3.4 opisano metody numeryczne (bardzo pobieżnie), analityczne (ze szczególnym uwzględnieniem metody liniowej analizy stabilności) oraz doświadczalne.

Materiał zawarty w **Rozdziale 4** (*Analysis methodology*) dotyczy zaprezentowanej w rozprawie metodyki badania stateczności statycznej BSP. Zaprezentowana w Rozdziale metodyka została opracowana celem przeprowadzenia analizy stateczności badanego drona oraz określenia optymalnej konfiguracji części ogonowej. Autorka określiła stałe i zmienne parametry dla rozważanych konfiguracji usterzenia (zob. Rozdział 4.2) i przedstawiła je zbiorczo w tabeli 8. Zmianom miała podlegać konstrukcja części ogonowej. Układ napędowy, płaty, śmigła pozostawały niezmiennicze. W każdej badanej konfiguracji usterzenia zastosowano ten sam profil aerodynamiczny. Rozdział 4.3 poświęcony jest określaniu rozkładu mas, środków ciężkości oraz prędkości lotu, a w Rozdziale 4.4 przedstawiono metodykę wyznaczania sił i momentów sił działających na badany obiekt z uwzględnieniem takich czynników jak: profil aerodynamiczny, prędkość i gęstość powietrza. Modele badanych wariantów konstrukcji części ogonowej przedstawiono zbiorczo w tabeli 10. Następnie, Rozdział 4.6 zawiera materiał poświęcony metodyce badania stabilności z uwzględnieniem analizy sił i momentów działających na badany obiekt. Szczególną uwagę zwraca Autorka na kryteria stateczności statycznej (zob. Rys. 41), tj. współczynnik momentu pochylającego (*pitching moment coefficient*), współczynnik siły nośnej (*lift coefficient*), współczynnik oporu aerodynamicznego (*drag coefficient*), położenie środka aerodynamicznego (*aerodynamic center position*), margines stabilności (*stability margin*). Opisana w Rozdziale metoda ewaluacji polega na przypisaniu oceny w skali 1-10 dla każdego z kryteriów, a następnie obliczeniu średniej ważonej z uwzględnieniem wag procentowych wg znaczenia każdego kryterium.

Rozdział 5 (*Preparing the computing environment to verify the methodology*) zawiera procedury przygotowania modelu i środowiska obliczeniowego do analizy numerycznych przy użyciu oprogramowania Ansys CFX oraz XFLR5. W procedurze uwzględniono m.in. prędkość lotu i kąt

natarcia. Wspomniane oprogramowanie wykorzystano do uzyskania obliczenia współczynników siły nośnej i oporu aerodynamicznego dla rozważanych konfiguracji usterzenia. Kolejne etapy procedury obliczeniowej zawierały m.in. definicję modelu bazowego, stworzenie modelu odpowiadającego badanemu wariantowi usterzenia, dyskretyzację geometrii modelu, ustalenie warunków brzegowych, określenie parametrów analizy i solvera, obliczenia oraz przetworzenie danych wyjściowych (*post-processing*). Do przeprowadzenia symulacji w środowisku Ansys CFX został wykorzystany model turbulencji typu *k-ε* przy założeniu przepływu poddźwiękowego. Etap końcowy obliczeń w tym środowisku obejmował odczyt składowych sił działających na badany model drona. Z kolei, obliczenia przeprowadzone w środowisku XFLR5 dotyczyły dwuwymiarowej analizy samego profilu skrzydła oraz usterzenia. Do obliczeń wykorzystano moduł XFoil i metodę *3D Panel*. Kolejne etapy obliczeń przy użyciu tego pakietu dotyczyły przygotowania geometrii (profilu) skrzydła i usterzenia, zdefiniowanie zakresu analizy (z uwzględnieniem zakresu zmian liczby Reynoldsa, kąta natarcia), wyznaczenie środka ciężkości modelu, określenie rozkładu mas, momentów bezwładności, dyskretyzację modelu, definicję medium oraz obliczenia i przetworzenie wyników obliczeń. Rozdział 5 kończy opis procedury analitycznej obejmującej dane z testów w locie przy uwzględnieniu takich parametrów jak: prędkość lotu, kierunek i prędkość wiatru, masa własna, typ napędu, wielkość śmigła, kąt natarcia oraz prędkość startu. Otrzymane dane zawierały parametry lotu (prędkość, wysokość, kąt natarcia, kąt ślizgu), odczyty czujników (siły i momenty działające na statek, reakcje sterów) oraz reakcje obiektu na zakłócenia (zmienne warunki atmosferyczne, manewry sterowania). Dane analizowano z użyciem równań przedstawionych w Rozdziale 3.4.1 w celu oszacowania sił i momentów działających na BSP oraz oceny stateczności statycznej poprzez badanie kątów natarcia, ślizgu i ich odpowiedzi na zakłócenia. Dostarczone przez pilota dane posłużyły do obliczeń współczynników siły nośnej (CL), oporu (CD) i momentu (CM).

Rozdział 6 (*Results of analyses carried out according to the developed methodology*) zawiera opis wyników obliczeń otrzymanych przy użyciu metodyki opisanej w Rozdziale 5. Obliczenia (konfiguracji części ogonowej) miały charakter porównawczy i obejmowały oszacowanie błędu statystycznego analiz oraz numeryczne wyznaczenie optymalnej konfiguracji usterzenia. Uwzględniono również ocenę stateczności na podstawie subiektywnych opinii pilota i testu Harpera-Coopera oraz porównanie wyników z rzeczywistym demonstratorem obiektu. Analiza przeprowadzona przez Autorkę polegała na porównaniu wyników uzyskanych w środowiskach XFLR5 i Ansys CFX dla krytycznych warunków lotu oraz ocenie rozbieżności wyników w zależności od zastosowanego środowiska obliczeniowego. Wybór odpowiedniego środowiska dokonano na podstawie wyników dla tych samych parametrów lotu, określonych dla trzech krytycznych stanów wyznaczonych przez konstruktorów BSP TS17 na podstawie jego obwiedni obciążeń, oraz jednego statecznego stanu lotu poziomego. Analiza lotu poziomego dla różnych konfiguracji wymagała wyznaczenia kąta natarcia, przy którym moment pochylający wzdłuż rozpiętości skrzydeł wynosi zero. Ze względu na rozbieżności w wynikach dla różnych warunków lotu, postanowiono przeprowadzić dodatkową analizę na podstawie parametrów lotu testowanego demonstratora z usterzeniem typu A. W celu porównania wyników rzeczywistych z numerycznymi, odwzorowano obiekt testowy uwzględniając jego kształt, położenie środka ciężkości i osprzęt. Analizę przeprowadzono w środowiskach obliczeniowych XFLR5 i Ansys CFX z uwagi na brak danych dot. oporu aerodynamicznego i siły nośnej obiektu podczas lotu. Parametry te wyznaczono analitycznie na podstawie wyników testów. Na ich podstawie przeprowadzono aproksymację siły nośnej, oporu aerodynamicznego oraz momentów pochylających dla trzech prób. Dzięki tym danym, a także danym z lotów, takim jak prędkość, kąt natarcia i inne parametry, przeprowadzono numeryczne analizy aerodynamiczne w obu środowiskach obliczeniowych. Tym razem analiza wykazała stosunkowo niewielkie rozbieżności. Na podstawie wyników obliczeń oraz oceny pilota, określono finalnie

optymalną konfigurację pod kątem stateczności lotu. Oceny przyznano na podstawie wartości uzyskanych przez badane prototypy podczas przeprowadzonych testów.

Jako optymalną pod względem stateczności lotu przyjęto jedną z badanych konfiguracji z usterzeniem typu A.

Rozdział 7 (*Summary*) zawiera podsumowanie i porównanie wyników symulacji uzyskanych przy pomocy obu narzędzi obliczeniowych (XFLR5 oraz Ansys CFX) oraz krótkie omówienie kierunku dalszych badań. W planach Autorki jest, m.in. stworzenie narzędzi do automatyzacji analizy stabilności w środowisku Ansys czy przeprowadzenie testów aerodynamicznych celem weryfikacji wyników badań numerycznych.

3. OCENA MERYTORYCZNA

Praca obejmuje analizę porównawczą różnych konfiguracji usterzenia BSP TS17 pod kątem stateczności lotu. W rozprawie Autorka proponuje m.in. określone procedury realizacji symulacji numerycznych i obliczeń analitycznych i stosuje je w kontekście oceny stateczności badanego wariantu konstrukcyjnego części ogonowej BSP.

W świetle otrzymanych przez Doktorantkę wyników badań główną tezę pracy mogę uznać za potwierdzoną. Doktorantka sprawnie posługuje się wybranymi przez siebie inżynierskim pakietami obliczeniowymi (Ansys CFX, XFLR5). Obszerny, choć nieco powierzchowny, przegląd literatury świadczy o znajomości badanych zagadnień. Potrafi zaplanować, złożone badania doświadczalne i numeryczne. Umiejętnie interpretuje otrzymane wyniki. Wskazane jest jednak przy tym, aby opisując przeprowadzone czynności, podawała pełne i szczegółowe informacje, zwłaszcza w odniesieniu do jakości siatki oraz używanych algorytmów numerycznych

Biorąc pod uwagę całokształt pracy, jej złożoność i otrzymane wyniki nie kwestionuję faktu osiągnięcia przez Doktoranta określonych przezeń celów. Fakt posiadania przez Doktorantkę umiejętności posługiwania się wybranymi przez siebie narzędziami obliczeniowymi CFD nie ulega wątpliwości. Podobnie, nie budzi zastrzeżeń fakt posiadania przez nią szerokiej wiedzy z obszaru dotyczącego BSP.

Moim zdaniem, praca ma istotny walor poznawczy. Należy docenić podjęcie problematyki określenia właściwości lotnych BSP na wczesnym etapie ich projektowania przy użyciu zaawansowanych metod i narzędzi numerycznych, co (po udoskonaleniu) może przyczynić się do znacznego skrócenia czasu rozwoju BSP.

Uwagi merytoryczne zawarte są w Rozdziale 4 niniejszej recenzji.

4. UWAGI

4.1. Uwagi redakcyjne

Lista uwag:

- Praca (napisana w j. ang.) zawiera liczne usterki interpunkcyjne i językowe (także gramatyczne). Najprawdopodobniej tekst rozprawy nie został sprawdzony przez tłumacza.
- Brakuje w pracy wykazu zmiennych, spisu rysunków oraz tabel.

- Numeracja rysunków powinna być wg konwencji 'Fig. X.Y', gdzie X oznacza nr rozdziału, a Y – kolejny nr ilustracji w danym rozdziale.
- Słaba jakość rys. 2, 6, 38, 49, 51, 65, 66, 67, 70, 71, 72, 73, 74, 78, 88, 112, 113, 114. Niektóre z ilustracji są wręcz nieczytelne. Należało zastanowić się nad zmianą rozdzielczości i inną formą przedstawienia wyników lub wręcz ograniczeniem ilości danych na ilustracjach.
- Niektóre wyrażenia matematyczne zamieszczone w pracy (np. na str. 92) nie są numerowane, co utrudnia odniesienie się do nich.
- W wykazie literatury brakuje autorów pozycji pt. „Fundamentals of aerodynamics” oraz „Introduction to flight” (czy jest to J. Anderson?).
- Opisywanie warunków analizy poprzez wklejanie do pracy zrzutów ekranowych z programów komputerowych jest mocno kontrowersyjne zwłaszcza, biorąc pod uwagę fakt, iż niektóre z nich są nieczytelne. Znacznie lepszym rozwiązaniem, nawet przy dużej liczbie parametrów wejściowych i opcji, byłoby odwołanie się do nich w tekście rozprawy.

Ogólnie, rozprawa została zredagowana stosunkowo poprawnie z wymienionymi powyżej zastrzeżeniami.

4.2. Uwagi merytoryczne

Lista uwag:

- Str. 60, rys. 52 – Wymiary domeny modelu CFD (Ansys CFX) można było przedstawić w formacie typu $10d$, gdzie d – rozmiar modelu wzdłuż osi układu współrzędnych, a poprzedzająca literę d liczba oznacza mnożnik.
- Str. 62 – Na jakiej podstawie zdecydowano, że długość krawędzi elementu na powierzchni wynosi 5 mm? Czy nie lepiej byłoby wykonać klasyczną analizę wrażliwości siatki na wynik i przedstawić otrzymane dane w tabeli albo na wykresie. Pozwoliłoby to ocenić prawidłowość wyboru siatki i wielkość element(ów).
- Str. 62 – Brakuje informacji dot. jakości siatki modelu CFD (*orthogonal quality, skewness, aspect ratio*), co mocno utrudnia ocenę otrzymanych przez Autorkę wyników.
- Str. 64, tabela 13 – Dlaczego użyto 20 warstw inflacyjnych? Lepszym rozwiązaniem byłoby podanie także wartości wskaźnika y^+ , którego Autorka nie wyznaczyła.
- Str. 64 – Zawarto niepełne dane dotyczące wybranych metod numerycznych. Jakiego typu algorytm został użyty w obliczeniach: *pressure-based solver* czy *density-based solver*?
- Str. 66 – Czy badany przepływ jest ściśliwy/nieściśliwy? Termin *subsonic* (przepływy poddźwiękowe) odnosi się do przepływów z liczbą Macha $Ma < 1$. W ten zakres wchodzi zarówno przepływy ściśliwe jak i nieściśliwe. Uważam, że należało podać wartość liczby Macha, aby rozwiać pojawiające się wątpliwości.
- Str. 66 – Dlaczego wybrano model turbulencji *k-e* z z opcją *scalable wall function*? Autorka uzasadnia swój wybór, powołując się na ogólne źródła literaturowe, ale warto było, moim zdaniem, przeprowadzić własne badania. Czy chociażby na etapie badań wstępnych porównano otrzymane wyniki z innymi modelami turbulencji, np. powszechnie stosowanym w aerodynamice modelem Spalarta-Allmarasa?

- Str. 67 – Dlaczego intensywność turbulencji na wlocie/wylocie wynosi 5% (są to wartości domyślne!)?
- Str. 70, rys. 66 – Co oznacza termin *Pressure TSA*? Mapa rozkładu ciśnień na w/w rysunku jest nieczytelna.
- Str. 70 – Co oznacza równanie zamieszczone na dole strony? Równanie nie jest ponumerowane i brak odsyłacza do odpowiedniego równania (do Rozdziału 3?).
- Str. 71 – Autorka bardzo pobieżnie opisuje program XFLR5. W szczególności, tylko wymienia z nazwy 3 zaimplementowane tam metody analizy i krótko je opisuje. Brakuje chociażby odsyłaczy do odpowiednich pozycji literaturowych.
- Str. 73 – Dlaczego obliczenia w środowisku XFLR5 wykonano w tak szerokim zakresie zmienności liczby Reynoldsa od 5000 do 10000000 (zob. Uwaga ogólna 2 poniżej)?
- Str. 74 – Co oznacza termin *Batch analysis*? Czy chodzi o analizę wsadową (*batch analysis*)?
- Str. 74 – Co przedstawia rys. 73?
- Str. 84 – Brak opisu pomiaru parametrów lotu (warunki pomiaru, czujniki, dokładność, częstotliwość próbkowania, szczegóły dotyczące systemu akwizycji danych, itp. – zob. także Uwaga ogólna 6).
- Str. 87, tabela 18 – Dlaczego warunki krytyczne I, II i III zamieszczone w tej tabeli nie są tożsame z warunkami krytycznymi w tabeli 15 na str. 64? Czy nie jest logicznym wniosek, iż w sytuacji gdy dane wejściowe użyte do przeprowadzenia analizy są różne, to błąd (delta) będzie duży?
- Str. 90 – tabela 26 – W jaki sposób Autorka otrzymała wyniki zamieszczone w w/w tabeli? Konieczne jest objaśnienie procedury obliczeń.
- Str. 91 – Jest zaskakujące, że wyniki zawarte w tabelach 28 i 29 na str. 91 są zbieżne w dobrym/ bardzo dobrym stopniu, biorąc pod uwagę wcześniejsze (duże) rozbieżności. Moim zdaniem, niezwykle trudno jest uzyskać tak dobrą zgodność symulacji z pomiarami wykonywanymi nawet w tunelu aerodynamicznym.
- Str. 92 – Jak jest znaczenie wzorów zamieszczonych na w/w stronie?
- Str. 93-101 – Wykresy zamieszczone na w/w stronach pracy są skomentowane bardzo pobieżnie.
- Str. 101 – Wg jakich kryteriów analizowanym konfiguracjom przyznawano punkty w skali 1-5? Jeśli zastosowane kryteria były obiektywne, to należało podać wartości progowe parametrów, na podstawie których była przeprowadzona ocena. Analogicznie, jeśli kryteria były subiektywne, należało podać podstawy oceny. Autorka omawia skalę Coopera-Harpera (punktacja 1-10), ale jej tu nie stosuje.
- Str. 106 – Rys. 113 jest bardzo nieczytelny, a zamieszczone tam wykresy są pobieżnie opisane.

Uwaga ogólna 1 – Analiza stanu wiedzy przeprowadzona przez Autorkę w Rozdziale 3 zasadniczo ogranicza się do przedstawienia podstawowych pojęć dotyczących szeroko pojętej tematyki stateczności BSP. Prawidłowo przeprowadzona analiza obecnego stanu wiedzy powinna wykazać istnienie obszarów (luk) badawczych, których uzupełnienie jest celem prowadzonych prac.

Uwaga ogólna 2 – W niewystarczającym stopniu zostały opisane w pracy zastosowane modele numeryczne. Autorka ogranicza się w większości przypadków do wymienienia haseł i niekiedy pobieżnego opisu.

Uwaga ogólna 3 – Ogólna uwaga dotycząca programu XFLR5 na podstawie prezentacji Andre Deperrois “Theoretical limitations and shortcomings of XFLR5”: *XFLR5 is an analysis tool for airfoils, wings and planes operating at low Reynolds Numbers. Recommendations: 1) whatever the flow conditions, do not expect accuracy of XFLR5 results, 2) restrict the modelling and analysis to the conditions which have just been described, 3) use XFLR5 to get orders of magnitude, trends, and to understand sensitivity to design parameters*. Proszę zatem Doktorantkę o ustosunkowanie się do w/w stwierdzeń w kontekście uzyskanych wyników. Przykładowo, zamieszczone w tabelach 18-23 wyniki otrzymane przez Autorkę przy użyciu programu XFLR5 znacznie się różnią od danych otrzymanych z wykorzystaniem Ansys CFX. Czy zatem przeprowadzona w ten sposób analiza porównawcza była celowa?

Uwaga ogólna 4 – Dane wejściowe do analizy CFD przy użyciu oprogramowania Ansys CFX (tabela 15) nie są tożsame z przyjętymi parametrami powietrza w środowisku XFLR5 (rys. 82) – inna gęstość, temperatura i wysokość. Czy zatem uprawione jest oczekiwanie zgodności wyników biorąc pod uwagę inne parametry medium?

Uwaga ogólna 5 – Badany BSP TS17 jest w skali 1:7. Jak uzyskane wyniki mogą się przekładać na zachowanie obiektu rzeczywistego w kontekście podobieństwa przepływu i liczb kryterialnych?

Uwaga ogólna 6 – Poważną usterką jest brak jakiegokolwiek informacji dot. użytych czujników i konfiguracji toru pomiarowego (w części testowej), metod rejestracji i przetwarzania danych pomiarowych, etc.

5. KONKLUZJA

Pomimo wymienionych uprzednio zastrzeżeń, recenzowana przeze mnie rozprawa mgr inż. Pauliny Zenowicz spełnia wymagania stawiana pracom doktorskim.

Autorka postawiła interesującą tezę dotyczącą optymalizacji części ogonowej BSP pod kątem stateczności, opierając się na metodach symulacyjnych i analitycznych. Temat ten jest istotny, ponieważ może przyczynić się do rozwoju technologii BSP (bezzałogowych statków powietrznych) i skrócenia procesu ich projektowania.

Uważam, że cel pracy został generalnie osiągnięty, a postawiona przez Autorkę w Rozdziale 1.7 główna teza pracy, udowodniona. Przedstawione w pracy wyniki licznych symulacji potwierdzają jej zasadność. Co więcej, treść rozprawy, jednoznacznie wskazuje, iż tematyka rozprawy jest bardzo dobrze znana Autorce. Treść rozprawy pokazuje jednocześnie zdolność Autorki do prowadzenia złożonych badań naukowych i jej umiejętność kompleksowego rozwiązywania problemów badawczych. Żałować można, że dorobek publikacyjny Doktorantki jest niewielki i, zasadniczo, sprowadza się do 1 cytowanej niepunktowanej pracy współautorskiej z promotorem zamieszczonej w materiałach konferencyjnych w 2024 r., co może sugerować ograniczoną lub nieskuteczną aktywność publikacyjną.

Moim zdaniem, przedstawione w rozprawie wyniki spełniają wymagania stawiane przez obowiązującą aktualnie **Ustawę z dnia 20 lipca 2018 r. – Prawo o szkolnictwie wyższym i nauce**

(Dz. U. 20.04.2023 r., poz. 742). Recenzowana przeze mnie rozprawa doktorska może służyć zatem za podstawę do rozpatrzenia wniosku o nadanie Autorce stopnia doktora nauk technicznych w dyscyplinie Inżynieria Mechaniczna.

Prof. J. Gołdasz

/podpis odręczny/

*wyłączenie jawności w zakresie danych osobowych oraz ochrony prywatności osoby fizycznej na podstawie art. 5 ust. 2 ustawy z dnia 6 września 2001 r. o dostępie do informacji publicznej (tj. Dz.U. z 2016 r., poz. 1764)