

Dr hab. inż. Cezary SZCZEPAŃSKI
Sieć Badawcza Łukasiewicz – Instytut Lotnictwa
Profesor

Recenzja rozprawy doktorskiej mgr inż. Dariusza MIEDZIŃSKIEGO
p.t. „OPTIMALIZACJA PROCESU STEROWANIA POCISKIEM
RAKietOWYM WYPOSAŻONYM W GAZODYNAMICZNY MODUŁ
STERUJĄCY”

Recenzja rozprawy doktorskiej mgr inż. Dariusza Miedzińskiego pod tytułem „Optymalizacja procesu sterowania pociskiem rakietyowym wyposażonym w gazodynamiczny moduł sterowania” została wykonana na podstawie uchwały nr 249/III-IM/2025 Rady Naukowej Dyscypliny Inżynieria Mechaniczna Politechniki Warszawskiej z dnia 08.10.2025 oraz pisma z dnia 20.10.2025.

Przedstawiona mi do recenzji rozprawa zawiera dziewięć rozdziałów, streszczenia polskie i angielskie, wykazy literatury, skrótów i oznaczeń, spisy rysunków, tabel i algorytmów. Przedstawiona została na 140 stronach, z czego 104 strony to treść części zasadniczej rozprawy. Wykaz zacytowanej literatury liczy 154 pozycje.

W początkowym, rozdziale zatytułowanym „Wstęp”, Autor przedstawia systematykę układów sterowania lotem rakiet, z uwzględnieniem rakiet kategorii ziemia-ziemia. Omawia pokrótce zalety i ograniczenia układów wykorzystujących do sterowania lotem rakiet silniki korekcyjne na paliwo stałe.

Na podstawie przeprowadzonej analizy Autor formułuje problem badawczy, jaki rozwiąże podczas realizacji pracy. Polega on na opracowaniu algorytmu sterowania pociskiem rakietyowym klasy ziemia-ziemia, wyposażonym w gazodynamiczny moduł sterujący, bazujący na rakietyowych silnikach korekcyjnych na materiał stały. Algorytm

ten miałby za zadanie minimalizację błędu trafienia w cel naziemny o znanym, stałym położeniu, przy minimalizacji zużytej na ten cel energii.

Do rozwiązania tak sformułowanego problemu badawczego Autor zaproponował wykorzystanie metod optymalizacji do wyznaczania czasów i kierunków odpalania silników korekcyjnych. By móc wykorzystać metody optymalizacji dla układów ciągłych w przypadku sterowania impulsowego, zastosował podejście polegające na zamianie układu impulsowego na ciągły, dla którego optymalizował funkcję sterującą, a następnie dyskretyzował ją, wyznaczając kierunki i czasy odpaleń silników korekcyjnych. Podejście to, wraz z modelem matematycznym rakiety tworzy jej otwarty system sterowania. Pozwala to na wyznaczenie szeregu trajektorii referencyjnych dla różnych warunków początkowych i odpowiadających im odpaleń silników korekcyjnych. Do zmniejszenia błędu trafienia, w końcowej fazie lotu rakiety Autor proponuje zastosowanie jednej z klasycznych metod sterowania lotem pocisków rakietowych.

W rozdziale 2, zatytułowanym „Przegląd dotychczasowych rozwiązań”, Autor przedstawia systemy sterowania rakiet wykorzystujące silniki korekcyjne oraz omawia metody sterowania optymalnego i ich zastosowanie do sterowania lotem rakiet. Na koniec wymienia zalety metody zaproponowanej przez niego do zaplanowanych badań, a także jej ograniczone możliwości wykonywania obliczeń w czasie rzeczywistym.

Rozdział 3, zgodnie ze swoim tytułem „Problem badawczy”, rozwija przedstawienie tego zagadnienia ze Wstępu. Szczegółowo omówiono tu poszczególne etapy badań i stosowane podczas nich metody. Na końcu rozdziału Autor sformułował tezę w postaci: „Wykorzystanie metod optymalizacji do wyznaczania parametrów sterowania rakieta oraz sterowanie z wykorzystaniem bazy danych pozwoli skuteczniej i efektywniej naprowadzać raketę na cel stacyjny”.

Zaproponowane przez Autora cel pracy i problem badawczy wraz z metodami ich osiągnięcia są poprawne metodycznie i opierają się na sprawdzonych metodach i narzędziach wykorzystywanych w teorii sterowania obiektami ruchomymi, w tym raketami. Metody badawcze zostały twórczo zaadaptowane dla potrzeb rozwiązania sformułowanego zadania i zaplanowanych badań, uwzględniających posiadane zasoby i doświadczenie.

Rozdział 4 „Model symulacyjny rakiety” poświęcony jest opracowaniu tytułowego modelu, będącego podstawowym elementem wyjściowym dla zaproponowanej metody sterowania lotem rakiety.

W poszczególnych podrozdziałach przedstawiono szczegółowo opracowane modele matematyczne rakiety, wyrzutni oddziałującej na nią w fazie wystrzelenia i otoczenia działającego na raketę podczas całego lotu. Ponadto opisano model układu bezwładnościowego nawigacji, będącego podstawowym sensorem określającym odchylenie rakiety od zakładanej trajektorii. W modelu generowane są macierz sygnałów odpaleń poszczególnych silników korekcyjnych i bieżące położenie środka ciężkości, będące wejściami do modelu układu sterowania. Na wyjściu z modelu układu sterowania znajdują się siły i momenty wytworzone przez ten układ.

Przedstawiony model symulacyjny ma strukturę modułową umożliwiającą zastosowanie go do różnego typu rakiet poruszających się w środowisku atmosfery ziemskiej lub innym, zdefiniowanym odpowiednim modelem. Stanowi efektywne narzędzie badawcze, możliwe do wykorzystania nie tylko w recenzowanej pracy, ale i w innych, dalszych badaniach.

Kolejny, 5 rozdział „Badania poligonowe Rakietowej Platformy Badawczej” zawiera zgodnie ze swoim tytułem opis przeprowadzonych badań rakiety wykonanej w ramach projektu „Opracowanie gazodynamicznego modułu sterującego, precyzyjnego naprowadzania dla pocisku raketowego”. Badania przeprowadzono dla Rakietowej Platformy Testowej (RPT) ORION, opisanej szczegółowo w pracy. Wyniki przeprowadzonych badań Autor wykorzystał do weryfikacji i walidacji opracowanego modelu symulacyjnego rakiety.

Rozdział zawiera szczegółowe dane dotyczące badanego obiektu, silników korekcyjnych, sensorów bezwładnościowego układu nawigacji. W przypadku charakterystyk aerodynamicznych przedstawionych na Rysunku 5.2 (e) i (g) brak doprecyzowania o jaką prędkość kątową tu chodzi. Dane te wykorzystano do symulacji mającej na celu weryfikację modelu symulacyjnego.

Wyniki symulacji przedstawiono w kolejnym podrozdziale. Zawierają one wyniki symulacji oraz ich porównanie z wybraną trajektorią. Uzyskane wyniki symulacji wykazują dużą zbieżność z rezultatami rozwiązań równań ruchu, co obrazują rysunki 5.5 (i) do (l). Niewielki rozmiar tych rysunków pozwala na jakościowe potwierdzenie stwierdzeń Autora w opisie uzyskanych wyników. Wskazane byłoby przedstawienie tych przebiegów w większym formacie, umożliwiającym dokładniejszą analizę. Na

stronie 58 pojawia się stwierdzenie: „maksymalna prędkość wirowania wyniosła ponad 4,7Hz”. Prędkości kątowej nie określa się w [Hz] a w [rad/s], zgodnie z obowiązującymi zasadami. Dobrą praktyką jest także przedstawianie wysokości lotu statków powietrznych w wartościach dodatnich, a nie jako parametru z, mającego oczywiście wartości ujemne. Brakuje w tym podrozdziale komentarza Autora, czy przedstawione wyniki symulacji są jedynymi, jakie dokonał czy też są wybranym, typowym przypadkiem dla wielu przeanalizowanych w ten sposób.

Kolejny podrozdział Autor poświęca opracowaniu bazowego algorytmu sterującego lotem rakiety. Ma on na celu „przetestowanie opracowanego modułu sterującego”. Algorytm ten składa się z trzech części: ekstrapolującej dane nawigacyjne, algorytmu naprowadzania wykorzystującego metodę nawigacji proporcjonalnej oraz algorytmu wyboru silnika korekcyjnego. Autor szczegółowo opisał algorytm bazowy oraz przedstawił wyniki symulacji, które potwierdziły poprawność działania zastosowanego modułu sterującego lotem rakiety.

Następny podrozdział zawiera opis i analizę walidacji opracowanego modelu symulacyjnego. Walidację przeprowadzono na podstawie dwu strzelań rakiet ORION. Autor szczegółowo omawia przeprowadzone badania symulacyjne po uwzględnieniu uzyskanych wyników strzelań oraz zmiany wprowadzone do opracowanego modelu symulacyjnego. Całe postępowanie zostało wykonane zgodnie ze sztuką i dobrymi praktykami i doprowadzało do stwierdzenia o pozytywnej walidacji opracowanego modelu symulacyjnego.

Ostatni podrozdział przedstawia wyznaczenie efektywności modułu sterującego rakiety. Autor opisuje sposób określenia tej efektywności oraz pokazuje wyniki otrzymanych symulacji. Potwierdzają one zasadność i poprawność wprowadzenia sterowania do rakiet, co pozwoliło znacznie zwiększyć precyzję trafienia w zadany cel. Uzyskany wynik dla tych symulacji będzie wynikiem bazowym dla badań układu zaproponowanego przez Doktoranta.

Rozdział 6 „Optymalizacja” rozpoczyna część zasadniczą pracy poświęconą rozwiązaniu problemu badawczego sformułowanego przez Doktoranta.

Rozważania Autor rozpoczyna od opisanego założeń upraszczających oraz bardzo wiarygodnego, na podstawie przeprowadzonych symulacji, uzasadnienia poprawności ich wprowadzenia. Następnie określa funkcje kosztu jaką przyjęto do optymalizacji procesu sterowania lotem rakiety. Jest to minimalizacja energii układu sterowania zużytej na trafienie w cel. Do przeprowadzenia zaplanowanych badań

Autor wybrał otwarte oprogramowanie IPOPT (Interior Point OPTimizer) z programem ADOL-C do automatycznego różniczkowania funkcji. Środowisko to działa w języku C++ i z tego powodu Autor musiał przepisać oprogramowanie modelu symulacyjnego ze środowiska Simulink na C++. Wyniki działania programów w obu wersjach przedstawiono wraz z potwierdzeniem poprawności całej operacji.

Zadanie optymalizacji Autor zdecydował przeprowadzić w dwu wariantach bezpośrednim i pośrednim. W metodzie bezpośredniej było to zagadnienie programowania nieliniowego rozwiązywane bezpośrednio z wykorzystaniem gradientu funkcji celu. W metodzie pośredniej wykorzystał teorię sterowania optymalnego, a właściwie zasadę maksimum Pontriagina, do uzyskania wzoru na gradient funkcji celu. Następnie Doktorant szczegółowo opisał wykonane badania symulacyjne.

Dla metody bezpośredniej, w celu zbadania wpływu obu elementów składowych funkcji jakości wykonał badania dla funkcji składającej się tylko z elementu związanego z dokładnością trafienia w cel i wykorzystał je jako dane wejściowe do badań dla kompletnej funkcji uwzględniającej wydatkowaną energię sterowania. Część druga, dla kompletnej funkcji, nie dała oczekiwanych efektów, gdyż ze względu na złożoność i czasochłonność obliczeń nie uzyskano zakładanej dokładności trafienia w cel. Traktując obie części jako całość uzyskano oczywiście zakładaną dokładność trafienia. Autor podaje tu zależność, według której można wyznaczyć wartość zużytej energii do sterowania, jednak nie podaje żadnego przykładu takiego wyliczenia. Warto by było poznać takie wyliczenia i na ich podstawie ocenić, czy optymalizacja tego kryterium ma istotne znaczenie dla praktycznej realizacji postawionego w pracy zadania. Czy wydatkowana energia na sterowanie bez jej minimalizacji jest istotnie większa niż przy włączonym module minimalizacji? Szczególnie dla rakiet jednorazowego użytku jest to istotna informacja.

W metodzie pośredniej wykorzystano do oceny jakości sterowania gradient funkcji celu, wyznaczony z wykorzystaniem teorii sterowania optymalnego. Schemat pozostałych badań był identyczny jak dla metody bezpośredniej. Wyniki uzyskane dla metody pośredniej były bardzo zbliżone do tych z metody bezpośredniej, jednak uzyskano je w znacznie krótszym czasie. Z tego względu Autor zdecydował się do dalszych badań wykorzystywać metodę pośrednią, co jest słuszną decyzją.

Rozdział 7 zatytułowany „Dyskretyzacja”, poświęcony jest przekształceniu ciągu sterowań uzyskanego w wyniku obliczeń optymalizacyjnych – dwu parametrów sterujących w postaci ciągów w dwu płaszczyznach prostopadłych rakiety niezbędnych

do trafienia w cel - na dyskretne impulsy działania silników korekcyjnych. Wynikiem końcowych tych działań jest sekwencja czasów i kierunków odpaleń silników korekcyjnych. Efektem działania dyskretyzacji było znaczne pogorszenie celności rakiet, jednak uzyskano wyniki, w praktyce, bardzo dobre, gdyż mieszczące się w odległości 10m od celu. Autor dążąc do polepszenia celności trafiań przeprowadził optymalizację czasów i kierunków odpaleń poszczególnych silników korekcyjnych. Jako funkcję celu przyjął celność trafiań, a jej gradient wyznaczył za pomocą różniczkowania automatycznego, jak w poprzednich optymalizacjach. Symulację przeprowadził dla tych samych przypadków, które wcześniej dyskretyzował. Uzyskane wyniki nieco polepszyły celność, o około 0,5m, co potwierdza poprawność zaproponowanych procedur dyskretyzacji.

W rozdziale 8 „Algorytm sterowania”, Doktorant zaproponował bardzo ciekawe rozwiązanie zamknięcia pętli sterowania lotem rakiety. Polega ono na wykorzystaniu bazy danych rozwiązań uzyskanej podczas optymalizacji. System sterowania lotem rakiety, mając dostęp do takiej bazy danych oraz informacje o stanie lotu z sensorów pokładowych i układu nawigacji, będzie wybierać z bazy najlepsze w danej chwili rozwiązanie. Pozwoli to połączyć zalety optymalizacji nieliniowej dającej rozwiązania dokładne, ale w długim czasie, dla układu otwartego, z korzyściami sterowania w układzie zamkniętym.

Dla osiągnięcia celów badawczych pracy Autor przeprowadził symulacje 944 przypadków strzelań rakiet opisanych w poprzednich rozdziałach, dla metody pośredniej. Wyniki zebrał w bazie danych trajektorii i danych lotów rakiet. Zawartość i parametry elementów bazy zostały bardzo jasno przedstawione i omówione na początku rozdziału.

Algorytm sterowania lotem rakiety w układzie zamkniętym zaproponowany przez Doktoranta składa się z czterech podstawowych kroków:

1. Zapisanie w pamięci trajektorii wznoszącej.
2. Wybór trajektorii referencyjnej z bazy danych.
3. Sterowanie w układzie otwartym.
4. Korekta w fazie naprowadzania (ostatniej) według metody nawigacji proporcjonalnej.

Przeprowadził on analizę wyników symulacji dla różnych wysokości lotu, na których algorytm sterowania proporcjonalnego przejmie sterowanie. Wyznaczył najlepszą

taką wartość, dla której uzyskał polepszenie jakości sterowania i celności trafień w stosunku do innych metod sterowania lotem rakiet za pomocą silników korekcyjnych.

Autor sprawdził także wpływ wielkości bazy danych na celność trafień, określając go ilościowo, co pozwala na minimalizację jej wielkości i oszczędności pomieści komputera pokładowego rakiety. Stwierdził ograniczony wpływ wielkości bazy danych na celność trafienia.

Jako ostatni parametr wpływający na jakość trafiań w cel Autor przebadął liczbę silników korekcyjnych. Wyzначył tu liczbę tych silników istotnie polepszających jakość trafiań w cel.

Przeprowadzone badania wpływu parametrów układu sterowania rakiet mają bardzo duże znaczenie, gdyż pozwalają zastosować opracowane metody i algorytmy do opracowania rozwiązań praktycznych rakiet klasy ziemia – ziemia. Opracowanie ich i weryfikacja jest istotnym osiągnięciem Autora i wkładem w rozwój układów sterowania tego typu rakiet.

Ostatni rozdział 9 „Podsumowanie” zawiera zwięzły opis przeprowadzonych badań, podsumowanie uzyskanych wyników, potwierdzających realizację założonej tezy i rozwiązanie problemu badawczego sformułowanego na początku pracy. Autor określił także kierunek i zakres przyszłych badań związanych z możliwym wprowadzeniem opracowanej metody optymalizacji do modernizacji rakiet kalibru 122mm, będących w posiadaniu Sił Zbrojnych RP.

Podsumowując zawartość merytoryczną pracy, należy stwierdzić, że Autor przedstawił oryginalne rozwiązanie problemu naukowego optymalizacji sterowania pociskiem raketowym wyposażonym w gazodynamiczny moduł sterujący. Tym samym zrealizował w pełni zaplanowane badania osiągając zakładane cele naukowe oraz wykazał się wiedzą z zakresu systemów sterowania rakiet, a także umiejętnością samodzielnego prowadzenia pracy naukowej.

Zastosowane metody badawcze są adekwatne do problemu, jaki został rozwiązany. Doktorant zastosował je prawidłowo, wykazując głęboką wiedzę w zakresie metod sterowania optymalnego. Literatura cytowana w pracy dobrana została prawidłowo i odzwierciedla bieżący stan wiedzy w obszarze sterowania lotem rakiet.

Pod względem redaktorskim, praca została napisana starannie chociaż Autor nie uniknął drobnych błędów, np. na stronie 76 pojawia się „krok czasowy integracji”

zamiast „krok czasowy całkowania”. Nie umniejsza to jednak wysokiej oceny strony redakcyjnej pracy.

Podsumowując, oceniam poziom pracy jako spełniający w całym zakresie wymagania stawiane przed rozprawami doktorskimi. Autor w pełni wykazał się umiejętnością formułowania celu naukowego badań, znajomością metodyki prowadzenia badań naukowych oraz zdolnością do wyciągania wniosków, popartą znajomością ogólnej wiedzy teoretycznej w dyscyplinie objętej przedstawioną rozprawą. Tematyka pracy wchodzi w zakres dyscypliny inżynieria mechaniczna.

Na tej podstawie wnioskuję o dopuszczenie Autora do publicznej obrony przedstawionej pracy jako rozprawy doktorskiej.

Dr hab. inż. Cezary Szczepański
Profesor Łukasiewicz – Instytut Lotnictwa

Warszawa, 19.04.2026