

Recenzja rozprawy doktorskiej mgr inż. Magdaleny Peciak,
 "Application of Model Based System Engineering (MBSE) methods
 in designing hybrid and electric propulsion system for aircraft".

Promotorami Pracy są : dr. hab. inż. Wojciech Skarka, prof. PŚ. oraz Prof. Dr.-Ing. habil. Maik Gude z Uniwersytetu Technicznego w Dreźnie.

Recenzja została opracowana w odniesieniu do wymagań Art.187, ustawy z dnia 20 lipca 2018 r. „Prawo o szkolnictwie wyższym i nauce”

Rozprawę doktorską stanowi monografia naukowa, napisana w języku angielskim, składająca się z następujących, tworzących ciąg logiczny, rozdziałów:

- 1 *Introduction*
- 2 *Design process of aircraft with new propulsion system*
- 3 *Parametrised models of the subsystems*
- 4 *Analysis and modelling of the alternative propulsion systems*
- 5 *Alternative propulsion system arrangement*
- 6 *Conceptual design of a hydrogen fuel cell aircraft*
- 7 *Conclusion*
- Bibliography*
- Appendix*

We wstępie, stanowiącym pierwszy rozdział pracy, zdefiniowano jej cel i przedstawiono przegląd odnośnej literatury. Celem pracy było dostosowanie tradycyjnego procesu projektowania samolotów z napędem konwencjonalnym, który wykorzystuje dane historyczne, do projektowania samolotów z alternatywnymi układami napędowymi, w przypadku których dostępne dane historyczne są niewystarczające. Prace adaptacyjne odnosiły się do wstępnego etapu projektowania, tj. projektu koncepcyjnego. Aby osiągnąć postawiony cel, zaproponowane zostało zastosowanie tzw. modelowania wielodomenowego, wykorzystującego sparametryzowane modele podzespołów samolotu, stawiając hipotezę, iż takie podejście mogłoby wyeliminować potrzebę korzystania z danych historycznych.

Na podstawie studiów literaturowych scharakteryzowano tradycyjny proces projektowania oraz alternatywne systemy napędowe, najbardziej odpowiednie do zastosowania w lotnictwie.

W zakończeniu Wstępu został przedstawiony plan pracy.

W rozdziale drugim przedstawiono analizę zależności między wymaganiami stawianymi projektowanemu statkowi powietrznemu, siłami działającymi w locie oraz systemami składającymi się na statek powietrzny. Na podstawie tych rozważań zaproponowano adaptację dotychczas stosowanego procesu projektowania tak, by uwzględniał on specyfikę alternatywnych zespołów napędowych, mogących znaleźć zastosowanie w lotnictwie.

Biurowo Dziekana

wpłynęło dnia 30.09.2025.
 RD 511e/240/51/2025
 nr zał.

W rozdziale trzecim dokonano kategoryzacji systemów napędowych, istotnych dla lotnictwa ogólnego (GA) oraz dokonano analizy składających się na nie podsystemów, biorąc pod uwagę pełnione funkcje. Na podstawie tych rozważań wybrano odpowiednie modele parametryczne podsystemów z biblioteki Matlab/Simulink, uwzględniając parametry projektowe. Stanowiło to podstawę opracowania modeli zespołów napędowych, które to mogą być wykorzystane w kolejnych etapach procesu projektowania.

W rozdziale czwartym, w oparciu o sparametryzowane cząstkowe modele podsystemów wcześniej wygenerowanych, opracowano modele opisujące kompletne układy napędowe, wykorzystując Matlab/Simulink. Pod uwagę zostały wzięte następujące układy napędowe: całkowicie elektryczny, hybrydowy oraz wykorzystujący wodorowe ogniwa paliwowe. Modele takie umożliwiły oszacowanie osiązków tych zespołów w odniesieniu do przewidywanej misji. Osiągnięto to wiążąc, modele układów napędowych z modelem parametrycznym płatowca i parametrami otoczenia, zależnymi od misji.

W rozdziale piątym skoncentrowano się na możliwości analizy wpływu alternatywnych układów napędowych na geometrię płatowca i rozkład masy, wykorzystując sparametryzowany model samolotu, opracowany przy pomocy oprogramowania OpenVSP. Model taki umożliwił uproszczone wstępne szacowanie charakterystyk aerodynamicznych płatowca. Model ten i model alternatywnego układu napędowego łączą się poprzez pętlę iteracyjną, wynikającą z rozważań zamieszczonych w rozdziale 2.

W rozdziale szóstym przedstawiono przykładowe zastosowanie sposobu projektowania, omawianego w poprzednich rozdziałach, w odniesieniu do samolotu kategorii GA, z układem napędowym, wykorzystującym ogniwa wodorowe. Na podstawie wyników symulacji osiązków płatowca o wstępnie przyjętej geometrii oraz zespołu napędowego o parametrach ustalonych na podstawie tej geometrii i misji samolotu, zostały wybrane, komercyjnie dostępne elementy takiego zespołu. Uwzględniając ich parametry zmodyfikowano geometrię płatowca, zweryfikowano jego osiągi, a otrzymany wynik zaprezentowano w formie szkiców ukazujących geometrię płatowca i rozmieszczenie podzespołów układu napędowego w jego wnętrzu.

Spełnia to wymagania **p.3** Art.187 Ustawy.

Rozprawa została napisana w języku obcym i zostało do niej dołączone wymagane streszczenie w języku polski. Spełnia to wymagania **p.4**, Art.187 Ustawy.

Zapoznanie się z treścią rozdziałów 2-6 oraz cytowanych pozycji literaturowych, a także brak informacji dotyczących możliwości popełnienia plagiatu pozwala uznać, że przedstawiona praca reprezentuje ogólną wiedzę teoretyczną kandydata w dyscyplinie Inżynieria Mechaniczna oraz umiejętność samodzielnego prowadzenia pracy naukowej. Spełnia to wymagania **p.1**, Art.187 Ustawy.

Dotychczasowe doświadczenia w projektowaniu samolotów elektrycznych są wciąż zbyt małe, by stosowanie metody śledzenia trendów na etapie projektu koncepcyjnego było

efektywne. Doktorantka przedstawiła alternatywne podejście, polegające na wykorzystaniu narzędzia MBSD. Wykorzystując to narzędzie i posługując się programami MATLAB/Simulink, zostały opracowane sparametryzowane modele najbardziej obiecujących alternatywnych układów napędowych, tj. całkowicie elektrycznego, równoległego i szeregowego hybrydowego układu elektryczno-spalinowego oraz układu zawierającego wodorowe ogniwa paliwowe wspomagane akumulatorami. Modele te powiązано z modułami programu OpenVSP, opracowując w tym celu ogólny schemat logiki sterowania dla procesu projektowania koncepcyjnego, obejmującego zespół napędowy i płatowiec. Jako przykład ilustrujący stosowalność proponowanego podejścia, został wykonany projekt koncepcyjny samolotu mieszczącego się w klasie GA, z układem napędowym składającym się z wodorowych ogniw paliwowych, wspomaganych akumulatorami. Według recenzenta, spełnia to wymagania p.2. Art.187.

Biorąc pod uwagę powyższe, wnioskuję o dopuszczenie rozprawy do obrony.

Jednakże, praca zawiera kilka kontrowersyjnych stwierdzeń oraz zbyt ogólnych informacji, co wymaga wyjaśnień, które powinny stanowić jeden z elementów jej obrony.

1. W Pracy wykorzystane zostały terminy: *"historical data"*, *"classic design process"* oraz *"model-based design process for aircraft with alternative propulsion systems"*. Terminy te mogą być źródłem nieporozumień. Proszę o ich sprecyzowanie w kontekście Pracy i uwypuklenie różnic między dwoma ostatnimi.
2. W Pracy są zamieszczone dwa schematy postępowania: *"Conventional aircraft design process"* na rys.2.4 oraz *"Proposed adaptation of the aircraft design process for alternative propulsion"* na rys.2.5. Prosiłbym o wskazanie (a) istotnych różnic w kontekście przedstawionej Pracy, (b) przedstawienie, fizycznego diagramu przepływu danych, choćby przedstawienie informacji jakie dane (parametry) są wprowadzane na wejściu i otrzymywane na wyjściu faz projektowania zatytułowanych *"Requirement phase"*, *Conceptual Design Phase*, *"Preliminary Design Phase"*, *"Detailed Design Phase"* oraz *"Prototype Constructing and Testing"*, (c) uzasadnienie braku potrzeby wprowadzenia pętli iteracyjnych oraz dokonania analizy stateczności samolotu. Jeśli chodzi o brak iteracji, czy jest to jedynie pomyłka, gdyż dalej, w Rozdz.6, zawierającym przykład wykorzystania alternatywnego procesu projektowania, wskazuje Pani na ich wykorzystanie?
3. Jak pilot oddziałuje na zespół napędowy? Czy poprzez moduł *"Power Electronics"*, uwidoczony na rys.4.1-4.4?
4. Podobnie jak poprzednio, prosiłbym o przedstawianie fizycznego diagramu przepływu danych w odniesieniu do modeli na rys. 4.5 i 4.7-4.10.
5. Proszę o skomentowanie wyników przykładowego wykorzystania proponowanego przez Panią procesu projektowania, zamieszczonego w rozdziale szóstym. W szczególności prosiłbym o komentarz odnośnie przewidywanej wędrowki środka ciężkości, rozmieszczenia załogi i pasażerów, stateczności w locie, w tym

kierunkowej, konfiguracji podwozia i możliwości jego chowania ze względu na dostępną przestrzeń, przewidywanych wykrojów w kadłubie i ich konsekwencji, wyboru baterii z uwzględnieniem zakresu używalności, a także zarządzania ciepłem (chłodzenie/podgrzewania elementów układu napędowego, utrzymania temperatury w kabinie) i profilu startu (prędkości wznoszenia po oderwaniu się od ziemi).

Prof. P. Czarnocki

/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)