

Poszerzone streszczenie pracy doktorskiej

Application of Model Based System Engineering
(MBSE) methods in designing hybrid and electric
propulsion system for aircraft

mgr inż. Magdalena Peciak

Promotorzy: Dr hab. inż. Prof. PŚ Wojciech Skarka, Prof. Dr.-Ing. Maik Gude

Politechnika Śląska

Wydział Mechaniczny Technologiczny

Katedra Podstaw Konstrukcji Maszyn

Technische Universität Dresden

Fakultät Maschinenwesen

Institut für Leichtbau und Kunststofftechnik

Gliwice/Dresden 2025

1. Wstęp

Analizując emisje CO₂ w transporcie, należy zauważyć, że samoloty nie są największymi emitentami, ale w przeciwieństwie do innych form transportu, samoloty emitują zanieczyszczenia na wysokości, a tym samym przyczyniają się do powstawania chmur cirrus. Chmury te działają jak koc: z jednej strony zmniejszają ilość ciepła dostarczanego przez Słońce, a z drugiej zapobiegają wypromieniowaniu nadmiaru ciepła z powierzchni Ziemi, co jest szczególnie ważne w nocy. Z tego powodu konieczne jest wprowadzenie bezemisyjnych i niskoemisyjnych systemów napędowych w lotnictwie.

Chociaż duże samoloty pasażerskie odpowiadają za prawie wszystkie emisje, lotnictwo ogólne (GA) jest lepszym punktem wyjścia do wprowadzania zmian i opracowywania nowych rozwiązań w lotnictwie, niż miało to miejsce w przeszłości. Wynika to z większej różnorodności samolotów GA i elastyczności w projektowaniu. Ponadto obecny poziom rozwoju niektórych alternatywnych komponentów napędowych i ich charakterystyka, zwłaszcza w odniesieniu do masy, pozwala na ich zastosowanie tylko w mniejszych samolotach.

Jednym z problemów związanych z wykorzystaniem alternatywnych układów napędowych w lotnictwie jest brak danych historycznych, na których opiera się konwencjonalny proces projektowania statków powietrznych oraz potrzeba integracji nowych parametrów charakteryzujących alternatywne układy napędowe. Z tego powodu projektowanie statku powietrznego od podstaw dla nowego systemu napędowego jest procesem długotrwałym i kosztownym. Ponadto, szczególnie w przypadku napędów hybrydowych, kolejnym aspektem do przeanalizowania jest strategia zasilania, która bezpośrednio wpływa na zasięg i osiągi samolotu. Strategia ta określa, w jaki sposób różne źródła energii przyczyniają się do napędzania śmigieł, w stałym tempie lub zmieniając się w zależności od fazy lotu i czynników, takich jak dostępny poziom energii.

2. Znaczenie i cele

Ponad 100 lat historii lotnictwa umożliwiło zgromadzenie obszernej bazy danych różnych modeli samolotów. Zebrane w ten sposób dane umożliwiły określenie odpowiednich współczynników i parametrów wykorzystywanych przy projektowaniu nowych samolotów, zgodnie z opisem Gudmundsson'a i Raymer'a [1, 2]. Jednak wiedza i doświadczenie zdobyte do tej pory mają zastosowanie tylko do samolotów o napędzie konwencjonalnym z danym układem samolotu. W przypadku samolotów z napędem alternatywnym dysponujemy bardzo małą liczbą modeli, które pozwoliłyby nam opracować odpowiednie współczynniki i zakresy parametrów projektowych dla samolotów reprezentujących różne klasy.

W związku z tą sytuacją, projektowanie samolotów o napędzie alternatywnym napotyka następujące problemy:

- brak wystarczających danych historycznych do prawidłowego oszacowania i doboru parametrów na wstępnym etapie fazy projektowania koncepcyjnego,
- jak uwzględnić nowe i dodatkowe parametry wynikające z nowego systemu napędowego i jak wpłynie to na proces projektowania,
- który układ napędowy najlepiej pasowałby do wymaganych osiągnięć i jakie parametry powinny mieć inne podsystemy systemu napędowego,

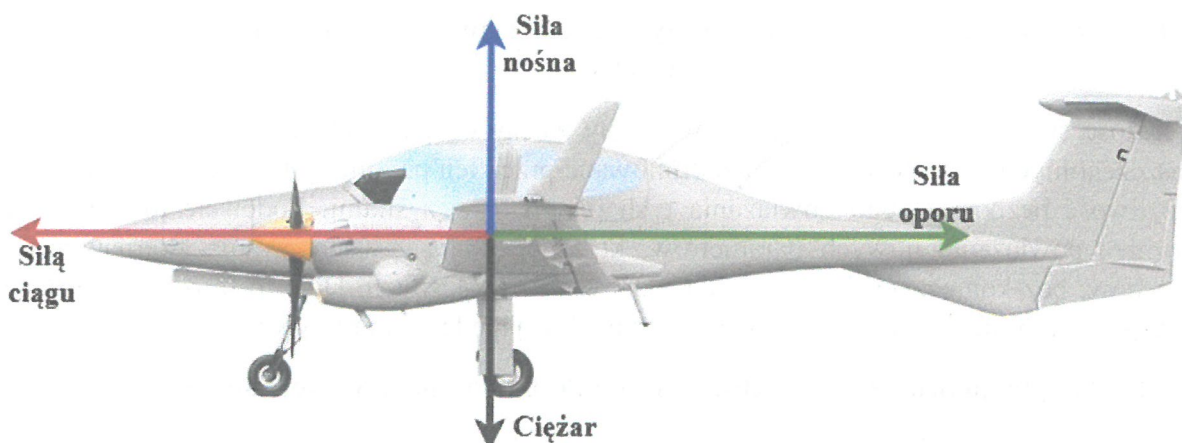
- integracja nowego systemu napędowego z płatowcem i związane z tym zmiany w architekturze i geometrii samolotu.

Aby rozwiązać kwestie związane z procesem projektowania, ważne jest, aby dokładnie zrozumieć relacje między systemami, które składają się na statek powietrzny i zidentyfikować odpowiednie parametry projektowe. Aby to osiągnąć, pomocne jest zastosowanie metod projektowania systemów opartych na modelu (MBSD), które wykorzystują odpowiednie sparametryzowane modele alternatywnego systemu napędowego i płatowca. Z ich pomocą opracowywane są dane oparte na modelach, które zastępują brakujące dane historyczne w procesie projektowania statku powietrznego i wspierają również proces projektowania płatowca poprzez określenie wymiarów i masy głównych podsystemów napędowych. Włączenie modeli do fazy projektowania koncepcyjnego i wstępnego pozwala na uwzględnienie nowych parametrów alternatywnych układów napędowych i ocenę ich wpływu na charakterystykę płatowca, a tym samym dostosowanie procesu projektowania statku powietrznego do potrzeb nowych układów napędowych.

3. Podejście

Wraz z wykorzystaniem alternatywnych systemów napędowych w lotnictwie, pojawiają się nowe i dodatkowe podsystemy, a także komponenty. Każdy z nowych układów napędowych ma swoje zalety i wady, które należy wziąć pod uwagę na początku opracowywania wymagań i misji lotniczych, aby umożliwić zaprojektowanie statku powietrznego spełniającego oczekiwania rynku. Masa i rozmiar układów napędowych są bezpośrednio zależne od parametrów misji lotniczej, a tym samym wpływają na projekt statku powietrznego.

Alternatywne układy napędowe oznaczają również wprowadzenie do procesu projektowego różnych nowych parametrów, które opisują charakterystykę działania poszczególnych podsystemów i zależności między nimi a całym systemem. Wspólnym mianownikiem dla tych parametrów są główne siły działające na statek powietrzny (Rys. 1). Ich wielkość, która zależy od parametrów misji lotniczej, wpływa na wartości parametrów, jakie powinien posiadać system.

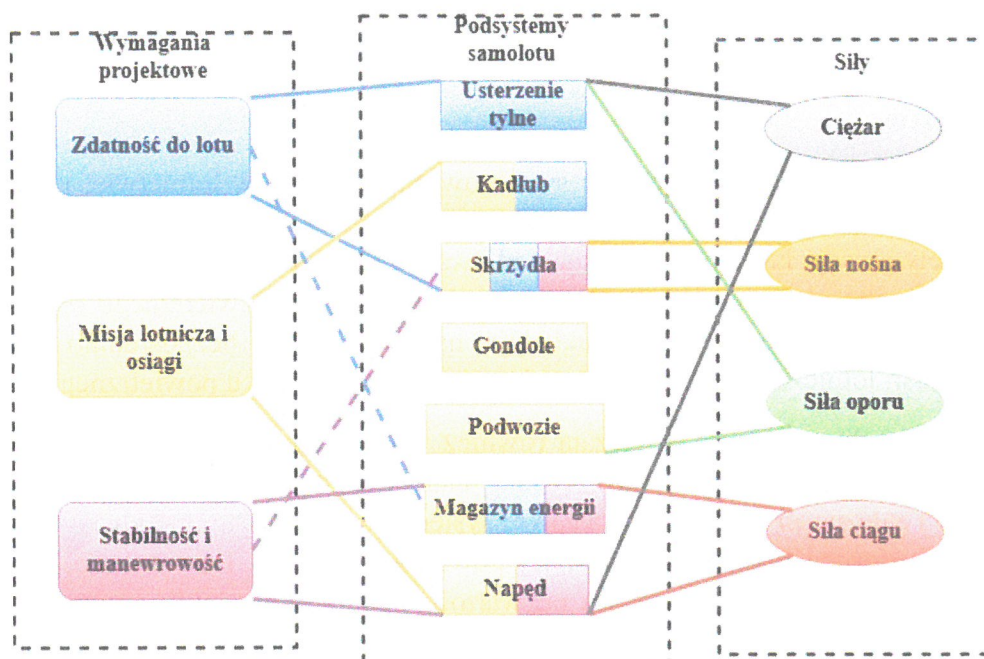


Rys. 1 Główne siły działające na samolot.

Aby zaprojektować nowy samolot, należy najpierw zdefiniować misję (misje) lotniczą (lotnicze), którą planowany samolot będzie wykonywał. W zależności od roli samolotu, definiowane są wymagania, w tym pożądane osiągi, takie jak prędkość, odległość, ładowność,

liczba pasażerów, pułap, odległość startu i lądowania [1-3]. Wymagania zdefiniowane na tym etapie wpływają na projekt całego samolotu i jego systemów, a tym samym na wielkość głównych sił działających na cały samolot. Jest to punkt wyjścia do określenia wpływu nowego systemu napędowego na samolot. Dodatkowo, podczas projektowania samolotu należy również uwzględnić dwie inne grupy wymagań dotyczące: zdolności do lotu oraz stabilności i zwrotności [1, 4].

Wielkość głównych sił działających na statek powietrzny (Rys. 2) zależy głównie od prędkości minimalnej, maksymalnej i przelotowej, MTOW, wysokości lotu, zasięgu, odległości startu i prędkości wznoszenia określonych w wymaganiach. Wielkość tych sił zależy nie tylko od wymagań, ale także od konstrukcji poszczególnych systemów samolotu i sposobu ich rozmieszczenia w płatowcu. Z tego powodu wzajemny wpływ sił i zależność od systemu muszą być rozpatrywane łącznie.



Rys. 2 Zależności występujące pomiędzy wymaganiami, głównymi siłami działającymi na samolot a jego systemami.

Wielkość sił działających na statek powietrzny zależy od parametrów lotu i kształtów jego poszczególnych systemów, które są zdefiniowane przez ich parametry projektowe. Otwiera to możliwość bezpośredniego powiązania tych parametrów z siłami. Podejście to umożliwia również powiązanie nowych parametrów, które wynikają z zastosowania alternatywnych napędów, bez konieczności korzystania z danych historycznych. Daje to możliwość zmiany podejścia do projektowania statków powietrznych z napędem alternatywnym.

4. Adaptacja procesu projektowego samolotu do napędów alternatywnych

Projektowanie samolotów z alternatywnymi układami napędowymi z wykorzystaniem klasycznego procesu projektowego, który opiera się na wykorzystaniu danych historycznych do oszacowania części parametrów na początkowym stadium rozwoju. W przypadku samolotów z nowym napędem istnieje jedynie bardzo ograniczona ilość odpowiednimi danymi historycznymi lub nawet ich brak, dlatego oszacowanie maksymalnej masy startowej, która określa inne parametry samolotu podczas procesu projektowania koncepcyjnego, stanowi

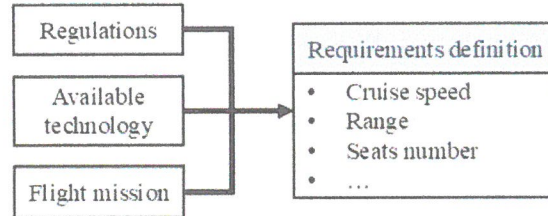
szczególne wyzwanie. Samolot z nowym układem napędowym może również wymagać zmian w konfiguracji zewnętrznej i wewnętrznej. Proces projektowania takiego samolotu musi zatem zostać odpowiednio dostosowany, aby umożliwić opracowanie samolotu poprzez wygenerowanie brakujących danych za pomocą modelowania analitycznego, który optymalnie wykorzysta możliwości oferowane przez alternatywny układ napędowy, a także uwzględni ograniczenia spowodowane przez nowy układ napędowy, np. ze względu na integrację zbiornika.

Adaptacja procesu projektowania statków powietrznych dla napędów alternatywnych zaproponowana w niniejszej rozprawie (Rys. 3) odbywa się przy użyciu metody projektowania systemów opartych na modelach (MBSD) w celu opracowania parametrycznych modeli nowego systemu napędowego i zmodyfikowanego płatowca, które pozwalają na generowanie danych opartych na modelach, a tym samym zastępują brakujące dane historyczne. Pozwala to również na skuteczne włączenie do procesu projektowania nowych parametrów związanych z alternatywnymi układami napędowymi.

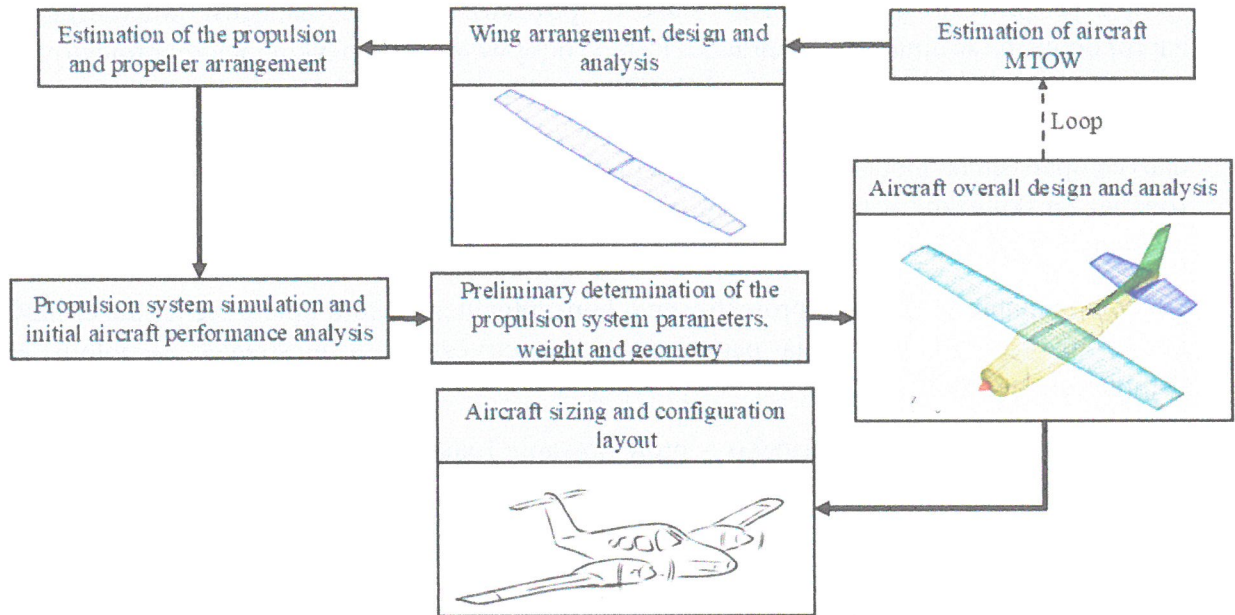
Głównej zmianie uległa faza projektowania koncepcyjnego, która opiera się na dużej liczbie iteracji w celu zdefiniowania parametrów geometrycznych i masowych samolotu oraz parametrów napędu.

W niniejszej rozprawie oba aspekty - projektowanie i analiza - są wykonywane przy użyciu otwartego oprogramowania OpenVSP do parametrycznego modelowania elementów płatowca, jak również całego samolotu. OpenVSP dostarcza informacji na temat współczynnika kształtu, powierzchni skrzydła, współczynników siły nośnej i oporu, które są parametrami wejściowymi dla modelu symulacyjnego systemu napędowego. Następnie szacowana jest liczba i położenie śmigieł. Parametry i wymagania opracowane zarówno w fazie wymagań, jak i na początkowych etapach fazy projektu koncepcyjnego umożliwiają symulację systemu napędowego i wstępną analizę osiągow samolotu. Każdy z alternatywnych układów napędowych posiada odpowiadający mu model symulacyjny opracowany w oprogramowaniu MATLAB/Simulink. Są to kluczowe elementy procesu projektowania samolotu z napędem alternatywnym, pozwalające na zastąpienie brakujących danych historycznych danymi opartymi na modelu. Na podstawie wyników symulacji obliczane są wymagane parametry podsystemów nowego systemu napędowego, a na ich podstawie określana jest ich masa i wymiary geometryczne. Zdefiniowanie tych parametrów umożliwia zaprojektowanie całego samolotu w OpenVSP i jego analizę. W ten sposób uzyskuje się dokładniejsze parametry samolotu. Po tym kroku następuje iteracja i ponowne powtórzenie poprzednich kroków, tj. określenie MTOW, przy użyciu danych uzyskanych z poprzednio wykonanych kroków. Pętla ta jest powtarzana do momentu uzyskania prawidłowych parametrów MTOW, napędu i samolotu. Jest to podobne do iteracji, która ma miejsce w procesie projektowania samolotu o napędzie konwencjonalnym w celu obliczenia MTOW. Po uzyskaniu prawidłowej MTOW, ostatnim krokiem w fazie projektu koncepcyjnego jest określanie podstawowych wymiarów i konfiguracji samolotu.

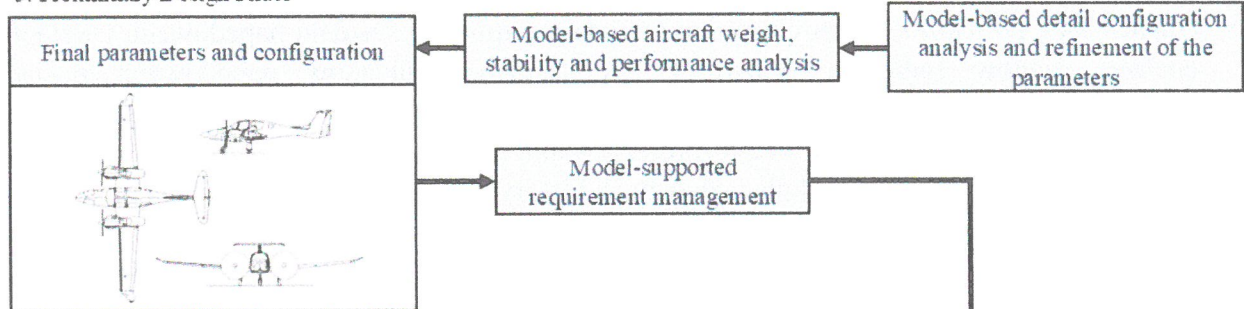
1. Requirements Phase



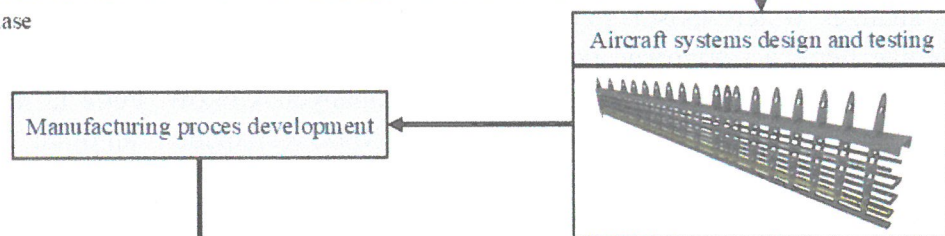
2. Conceptual Design Phase



3. Preliminary Design Phase



4. Detail Design Phase



5. Prototype Construction and Testing



Rys. 3 Proposed adaptation of aircraft design process to alternative propulsion systems

5. Modelowanie

Wykorzystanie sparametryzowanych modeli alternatywnych układów napędowych z magazynowaniem energii w procesie projektowania statków powietrznych wymaga właściwej identyfikacji i opisu ich głównych podsystemów oraz ich najistotniejszych parametrów konstrukcyjnych i eksploatacyjnych. Zaletą stosowania sparametryzowanych modeli zamiast danych historycznych jest to, że dostarczają one bardziej realistycznych danych opartych na modelach fizycznych w połączeniu z jawnymi danymi, np. od dostawców podsystemów. Jest to szczególnie ważne, jeśli w podsystemach mają być stosowane nowe technologie, takie jak baterie. Sparametryzowane modele podsystemów dla alternatywnych układów napędowych umożliwiają również analizę różnych typów podsystemów, takich jak różne technologie baterii lub silniki elektryczne, które mają różne charakterystyki i zasady działania.

Podstawą dla opracowania sparametryzowanych modeli głównych podsystemów napędów alternatywnych jest ich kategoryzacja, której można dokonać na różne sposoby. W niniejszej rozprawie kategoryzacja przeprowadzana jest w odniesieniu do głównych funkcji podsystemów. Pierwszą rozważaną funkcją jest dostarczanie energii, która jest w tej rozprawie rozumiana jako energia przechowywana w zbiornikach paliwa lub wodoru oraz w akumulatorze. Drugą istotną główną funkcją jest zmiana rodzaju energii, na przykład chemicznej na elektryczną przez wodorowe ogniwa paliwowe lub na mechaniczną przez silnik spalinowy. Trzecią główną funkcją jest wytwarzanie ciągu, co w przypadku samolotów GA odbywa się głównie za pomocą śmigła. Pozostałe podsystemy, które pełnią różne funkcje i nie mają bezpośredniego wpływu na główne siły, są klasyfikowane jako podsystemy pomocnicze.

Trzy rodzaje alternatywnych układów napędowych są analizowane- całkowicie elektryczny, hybrydowo-elektryczny w układzie szeregowym i równoległym, i wodorowe ogniwo paliwowe - każdy z nich opiera się na jednym z dwóch źródeł energii: energii elektrycznej z akumulatorów lub energii chemicznej ze zbiornika paliwa lub zbiornika wodoru.

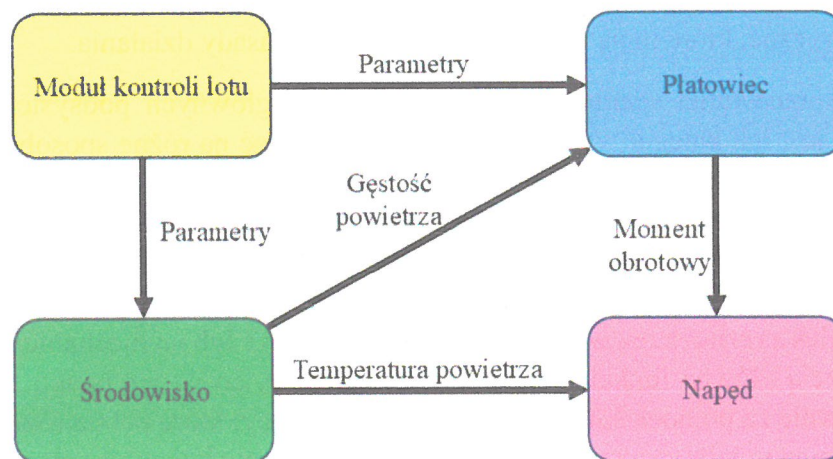
Opracowanie modelu symulacyjnego alternatywnego napędu wymaga przeanalizowania modelowanego systemu i zidentyfikowania zależności istniejących między jego podsystemami. Sposób modelowania systemu zależy od poszukiwanych odpowiedzi. W przypadku tej pracy analizowane są przepływy energii elektrycznej, mechanicznej i cieplnej kształtowane przez misję samolotu w celu określenia wymaganych parametrów podsystemów alternatywnego systemu napędowego.

Modelowanie systemu napędowego zostało przeprowadzone z wykorzystaniem oprogramowania MATLAB/Simulink. Ich głównym zadaniem jest określenie wymaganych parametrów pracy głównych podsystemów tworzących napęd, które zależą od planowanej dla samolotu misji lotniczych. Aby osiągnąć ten cel, opracowane modele muszą odpowiedzieć na pytanie o zapotrzebowanie na energię na każdym etapie lotu. Kolejnym założeniem było wykorzystanie sił jako wspólnego mianownika dla parametrów systemów i podsystemów samolotu, które reprezentują różne dziedziny fizyczne. Dodatkowym wymogiem była możliwość symulacji różnych misji lotniczych. Zakres możliwości symulacyjnych opracowanych modeli był ograniczony do samolotów o MTOW zgodnych z dokumentem EASA CS-23.

W oparciu o założenia i wymagania, jako metody modelowania systemu napędowego wybrano podejście wsteczne (backward approach) i symulację na poziomie systemu. Podejście wsteczne

wymaga wcześniej zaplanowanej misji lotniczej, której parametry, takie jak prędkość lotu i wznoszenie, określają zapotrzebowanie na energię. Metoda ta nie wymaga dokładnej parametryzacji podsystemów analizowanego systemu, a czas symulacji jest bardzo krótki. Z kolei symulacja na poziomie systemu to podejście, które pozwala na symulację całego systemu, a poziom dokładności odwzorowania tworzących go podsystemów jest dostosowany do wymagań stawianych modelowi. Pozwala to na uproszczenie modelu i modelowanie go w taki sposób, aby uzyskać odpowiedzi tylko na zadane pytania, takie jak zapotrzebowanie na energię.

Opracowane modele systemów napędowych składają się z czterech głównych modułów: kontroli lotu, środowiska, płatowca i napędu (Rys. 4).



Rys. 4 Główne moduły modelu systemu napędowego i przepływ informacji między nimi.

Moduł kontroli lotu odgrywa rolę pilota w modelu i zarządza parametrami misji lotu podczas symulacji. Dla każdego modelu napędu moduł kontroli lotu jest odpowiednio dostosowywany ze względu na różne lub dodatkowe parametry charakteryzujące układ napędowy. Parametry z modułu kontroli lotu są przekazywane do modułów środowiska i płatowca.

Moduł środowiska służy do obliczania parametrów atmosfery ziemskiej, w której porusza się samolot. Dla opracowanych modeli symulacyjnych zapewnia on wartości temperatury i gęstości powietrza w funkcji wysokości lotu.

Zadaniem modułu płatowca jest obliczenie wymaganego momentu obrotowego, który powinien być wytwarzany przez układ napędowy.

Ostatnim modułem w opracowanym modelu symulacyjnym jest napęd, który reprezentuje zarówno układ napędowy, jak i magazynowanie energii. Służy on do określenia ich wymaganych parametrów pracy.

Modelowanie samolotu jest przeprowadzane w oprogramowaniu OpenVSP, który umożliwia stworzenie parametrycznego modelu oraz jego późniejszą analizę aerodynamiczną [4, 5]. Za pomocą tego modelu określone są podstawowe współczynniki aerodynamiczne, które wpływają na wielkość siły ciągu, a także pozwala na uwzględnienie zmian w płatowcu spowodowanych integracją alternatywnego systemu napędowego.

6. Opracowanie koncepcji samolotu z napędem elektrycznym z zasilaniem ogniwnem wodorowym

Na podstawie opracowanej w tej pracy adaptacji procesu projektowego samolotu do alternatywnych systemów napędowych została opracowana koncepcja czteromiejscowego samolotu z napędem elektrycznym z zasilaniem ogniwnem wodorowym.

Wymagania opracowane w pierwszym etapie przedstawiono w Tabeli 1. Ze względu na nieznaną integrację podsystemów napędowych z płatowcem i ich wymiary na tym etapie, położenie skrzydeł nie zostało zdefiniowane w wymaganiach. Nie określono również MTOW projektowanego samolotu ze względu na brak odpowiedniej metody oszacowania masy systemu napędowego i magazynowania energii.

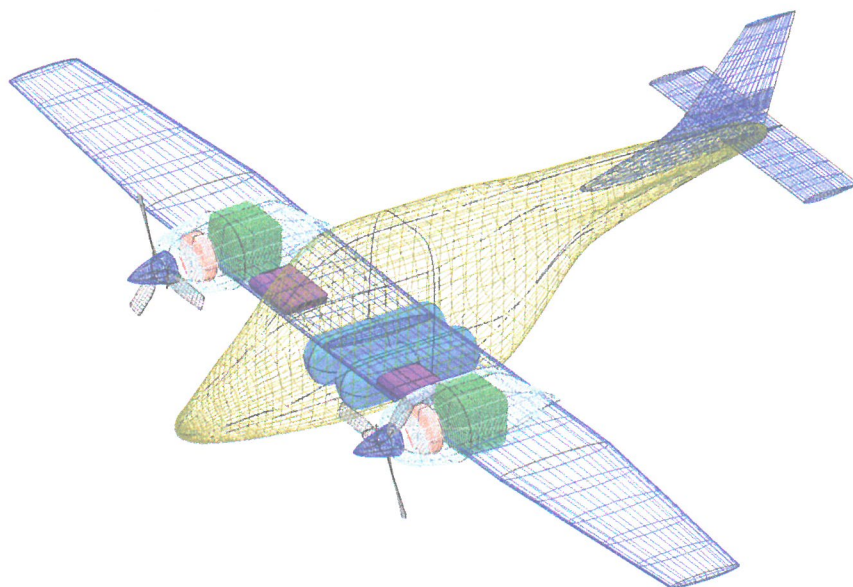
Tab. 1 Wymagania dla opracowywanej koncepcji samolotu z napędem opartym o wodorowe ogniwa paliwowe.

Ilość miejsc	4
Liczba śmigieł	2
System napędowy	Elektryczne z ogniwami wodorowymi
Zasięg	500 km
Prędkość podróżna	150 kt
Maksymalna prędkość operacyjna	180 kt
Maksymalna wysokość	3048 m
Powozie	Chowane

W fazie projektowania conceptualnego opracowany został w pierwszej kolejności projekt skrzydeł, a wraz z każdym uruchomieniem pętli iteracyjnej ich parametry były dostosowywane do wygenerowanych nowych informacji oraz opracowywany był kadłub wraz z aranżacją podsystemów systemu napędowego w nim. Na podstawie wymaganych parametrów pracy podsystemów systemu napędowego (Tab. 2) zostały wybrane komercyjnie dostępne komponenty, które pozwoliły na określenie końcowego designu samolotu i jego MTOW, który wyniósł 2 600,3 kg (Rys. 5). Opracowana została także strategia pracy system napędowego, który oprócz wodorowych ogniw paliwowych korzysta także z baterii.

Tab. 2 Zapotrzebowanie na moc głównych podsystemów napędu podczas lotu z prędkością 150 kt na odległość 500 km.

Zużyty wodór	23,12 kg
Maksymalna moc ogniwa paliwowego	76,7 kW
Moc ciągła ogniwa paliwowego	63,4 kW
Maksymalna moc baterii	22 kW
Maksymalna moc silnika elektrycznego	75,25 kW
Ciągła moc silnika elektrycznego	58,8 kW



Rys. 5 Koncepcja samolotu z wodorowymi ogniwami paliwowymi i proponowana aranżacja głównych podsystemów napędu w samolocie.

7. Wnioski

Projektowanie samolotów lotnictwa ogólnego (GA) z alternatywnymi systemami napędowymi wiąże się z szeregiem istotnych zmian. W porównaniu z konwencjonalnymi układami napędowymi, alternatywne systemy napędowe oferują inną charakterystykę pracy wraz z różnymi możliwymi konfiguracjami, na przykład pod względem liczby i rozmieszczenia śmigieł. Integracja systemu napędowego i jego niezbędnych urządzeń do magazynowania energii, takich jak baterie lub zbiorniki wodoru, ma duży wpływ na całą konstrukcję statku powietrznego, powodując ogromne zmiany w konfiguracji wewnętrznej i rozkładzie masy, a także wpływając na geometrię statku powietrznego i jego charakterystykę aerodynamiczną.

Dane historyczne opisujące główne parametry projektowe statku powietrznego i ich wzajemne relacje, które są wykorzystywane w procesie projektowania samolotu o napędzie konwencjonalnym, są nieodpowiednie dla statku powietrznego o napędzie alternatywnym. Wykorzystanie danych historycznych do projektowania statków powietrznych z napędem alternatywnym skutkowałoby identyfikacją nieprawidłowych wartości parametrów, zwłaszcza w fazie projektowania koncepcyjnego. Dlatego proces projektowania wymaga alternatywnie zaawansowanych metod definiowania samego systemu napędowego poprzez określenie jego wymagań i charakterystyki, a także masy. Ponadto potrzebne są podejścia do analizy integracji systemu napędowego, w tym jego magazynowania energii, z płatowcem, a tym samym osiągnięcia optymalnej konfiguracji całego statku powietrznego.

Rozwiązanie tych zidentyfikowanych problemów wymaga znacznego dostosowania obecnego procesu projektowania statków powietrznych do napędów alternatywnych. Ta niezbędna adaptacja procesu projektowania statków powietrznych jest związana z fazami projektu koncepcyjnego i wstępnego, które są kluczowe dla całego procesu projektowania. W niniejszej rozprawie opracowana adaptacja procesu projektowania opiera się na wykorzystaniu metod projektowania systemów opartych na modelach (MBSD) w połączeniu z dogłębnym zrozumieniem zależności istniejących między głównymi siłami działającymi na statek

powietrzny: ciężarem, oporem, siłą nośną i ciągiem, a także na zdefiniowaniu podstawowego parametru projektowego płatowca i nowego systemu napędowego. Podejście do projektowania samolotów z napędem alternatywnym zaproponowane w niniejszej rozprawie wspiera określenie wartości kluczowych parametrów podsystemów systemu napędowego i analizę ich wpływu na parametry projektowe płatowca.

Zastosowanie metody MBSD w celu dostosowania procesu projektowania statków powietrznych do napędów alternatywnych oraz integracji modeli parametrycznych systemu napędowego z zasobnikiem energii i płatowcem pozwala na zastąpienie danych historycznych danymi opartymi na modelach. Zastosowanie modeli parametrycznych pozwala na bezpośrednie powiązanie parametrów systemów, podsystemów i komponentów z głównymi siłami działającymi na statek powietrzny. Parametry misji lotniczej, dla której projektowany jest statek powietrzny, wpływają na wielkość działających sił, a tym samym na wartość parametrów projektowych. Wyniki modelowania uzyskane dla parametrów podsystemów i komponentów składających się na układ napędowy statku powietrznego umożliwiają określenie ich wymiarów i mas, które mają wpływ na strukturę płatowca.

8. Bibliografia

- [1] Gudmundsson, S.: *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures*. Oxford, UK and Butterworth-Heinemann: Elsevier, 2014
- [2] Raymer, D. P.: *Dan Raymer's simplified aircraft design for homebuilders*. Los Angeles, CA: Design Dimension Press, 2012
- [3] Raymer, D. P.: *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Washington, D.C.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992
- [4] Sadraey, M. H.: *Aircraft design: A systems engineering approach*. Chichester West Sussex: Wiley, 2013 Aerospace series
- [4] Olson, E. D.: *Three-Dimensional Modeling of Aircraft High-Lift Components with Vehicle Sketch Pad*. 2016 AIAA Science and Technology Forum and Exposition, San Diego, 2016
- [5] McDonald, R. A.; Gloude-mans, J. R.: *Open Vehicle Sketch Pad: An Open Source Parametric Geometry and Analysis Tool for Conceptual Aircraft Design*. 2022 AIAA Science and Technology Forum and Exposition, San Diego, 2022

