

IDENTYFIKACJA MODELU DYNAMICZNEGO NAPĘDU DLA ŚMIGŁOWCA CZTEROWIRNIKOWEGO

Zdzisław Gosiewski

Instytut Lotnictwa

Daniel Ołdziej, Maciej Słowik

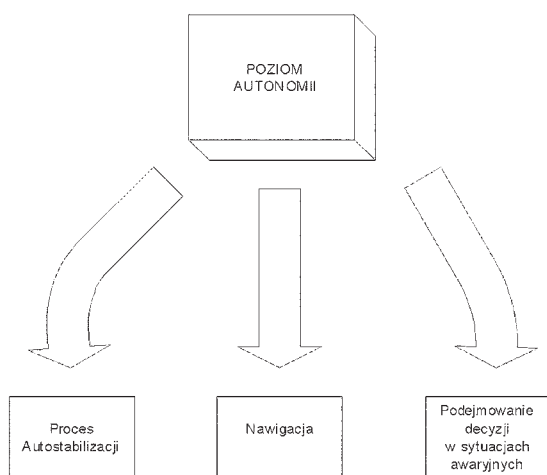
Politechnika Białostocka

Streszczenie

Niniejsza praca przedstawia zagadnienia z zakresu identyfikacji modelu dynamicznego napędu dedykowanego dla bezzałogowego aparatu latającego (w skrócie BAL) pionowego startu typu VTOL (z ang. vertical take-off and landing) na przykładzie konfiguracji śmigłowca czterowirnikowego. Dokonano przeglądu rozwiązań konstrukcyjnych oraz trendów w rozwoju powietrznych statków bezpilotowych na przestrzeni lat. Zaprezentowano stanowisko doświadczalne do pomiaru zmian siły ciągu w dziedzinie czasu. Wyznaczono i przeanalizowano charakterystykę statyczną oraz dynamiczną wybranego zespołu napędowego. Zidentyfikowano model dynamiczny napędu.

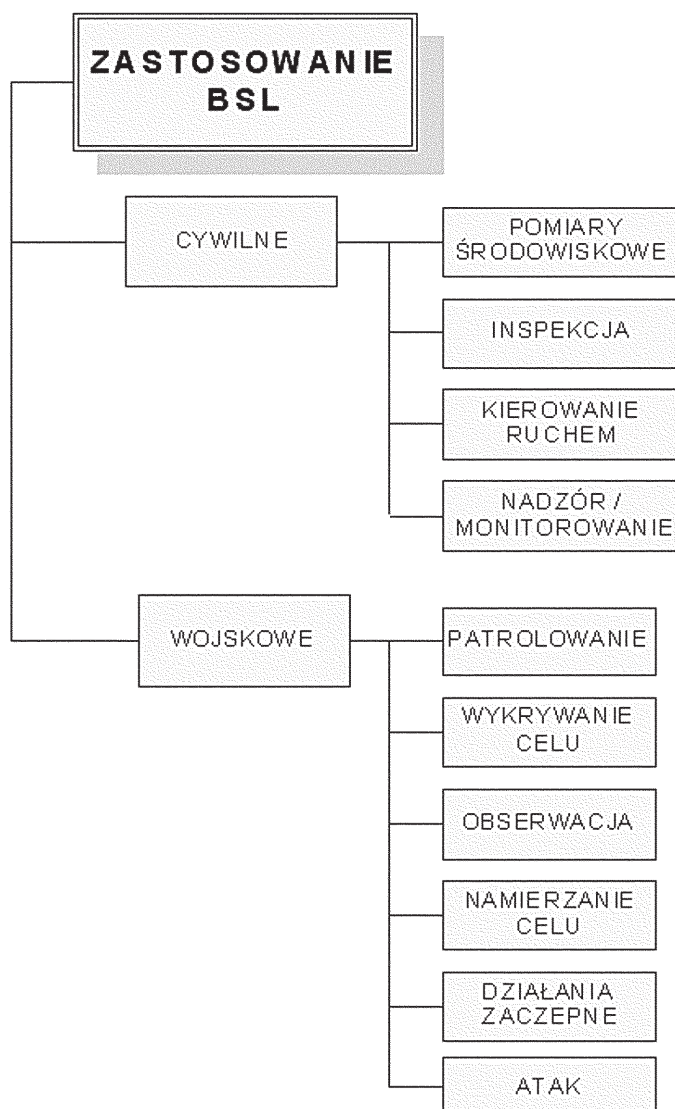
1. WPROWADZENIE

W ostatnich latach odnotowano wzrost zainteresowania bezzałogowymi aparatami latającymi (BAL). Są to statki powietrzne zdolne do odbywania lotu i realizacji zadań bez udziału personelu pokładowego. Nadzór nad przebiegiem oblotu/misji pełni koordynator ze stacji naziemnej. W nomenklaturze angielskiej używa się określenia UAV – Unmanned Aerial Vehicle. Kluczową rolę w pracy BAL odgrywa poziom jego autonomii (rys.1), na który składa się proces autostabilizacji platformy w przestrzeni powietrznej, realizacja procesów nawigacyjnych oraz dokonywanie decyzji (np. podczas napotkania przeszkody) na podstawie algorytmów decyzyjnych.



Rys. 1. Elementy składowe poziomu autonomiczności

Wdrażanie bezpilotowych statków powietrznych do realizacji wybranych zadań wymaga prowadzenia szerokich badań nad rozwiązaniami konstrukcyjnymi oraz procesem sterowania i nawigacji. UAV są wykorzystywane coraz częściej w sektorze cywilnym, ale przede wszystkim znajdują zastosowania militarne. Wyposażone w instrumenty obserwacyjne w postaci głowic optoelektronicznych są zdolne do dokładnej obserwacji i śledzenia obiektów naziemnych.



Rys. 2. Współczesne zastosowanie BSL

Celem niniejszej pracy jest dobór odpowiedniego napędu dla bezzałogowego aparatu latającego, a następnie dokonanie identyfikacji jego modelu dynamicznego i wyznaczenie transmitancji operatorowej.

Dotychczasowe osiągnięcia w zakresie badań napędów wirnikowych dla bezzałogowych aparatów latających skupiały się głównie wokół wyznaczania charakterystyk statycznych. Do badań dynamicznych wymagane jest specjalne stanowisko z możliwością szybkiej akwizycji sygnałów zmiennych w czasie. Dla napędów obiektów latających o rozmiarach rzeczywistych badania takie były przeprowadzane m.in. w Instytucie Lotnictwa. Charakter obiektu latającego (skala mikro), dla którego będzie dedykowany nasz napęd, wymusza rozpoznanie osiągnięć konkretnie w tym zakresie. Jednymi z prekursorów takich obszarze badań są Alexandros Soumelidis oraz Peter Gaspar z Węgierskiej Akademii Nauk. W swojej pracy [1] dokonali pomiarów statycznych i dynamicznych bezszczotkowego silnika modelarskiego stosowanego w modelach latających. Publikacja ta stała się punktem wyjścia dla wyboru sposobu akwizycji danych potrzebnych do identyfikacji dobranej przez nas zespołu napędowego.

Główne zastosowania BAL z podziałem na obszar działań przedstawiono na rysunku 2. Na schemacie nie przedstawiono wszystkich możliwych zastosowań bezzałogowych statków powietrznych. Zilustrowano jedynie główne aplikacje, w których mają procentowo największy udział.

2. PRZEGLĄD ROZWIĄZAŃ KONSTRUKCYJNYCH BEZZAŁOGOWYCH APARATÓW LATAJĄCYCH

Istnieje wiele rozwiązań konstrukcyjnych dedykowanych dla bezzałogowych aparatów latających. Wszystkie podlegają podziałowi na obiekty z możliwością startu poziomego – samoloty oraz startu i lądowania pionowego VTOL (Vertical Take-off and Landing) – śmigłowce.



Rys. 3. BAL poziomego startu i lądowania



Rys. 4. BAL w konfiguracji VTOL

Można wyróżnić także obiekty hybrydowe o strukturze klasycznego samolotu z dodatkową opcją startu pionowego. Rys.3 przedstawia klasyczny statek powietrzny zdolny do startu i lądowania jedynie w pozycji horyzontalnej. Jest to produkt BlueBird Aero Systems – MicroB. Drugi z nich przedstawiony jest na rys.4. Jest to obiekt latający Camcopter S-100 firmy SCHIEBEL.

2.1. BAL w wersji zmodyfikowanego śmigłowca

Rozważając konstrukcje bezzałogowych aparatów latających skupiamy się na rozwiązaniach nawiązujących do śmigłowców. Główną zaletą obiektów tego typu jest zdolność realizacji lotu w zawisie oraz prowadzenie działań na stosunkowo małych przestrzeniach z dużą ilością przeszkód. Odnosząc się do pracy R. Siegwarta i S. Bouabdallah [2] możemy dokonać porównania takich obiektów m.in. pod względem: zużycia energii, nośności, manewrowości, prostoty konstrukcji, odporności na warunki zewnętrzne itd. Tabela ilustruje sumaryczną punktację dla modeli: A – śmigłowiec jednowirnikowy, B – śmigłowiec z wirnikiem osiowym, C – śmigłowiec z wirnikami przeciwbieżnymi, D – śmigłowiec tandem wirnikowy, E – śmigłowiec czterowirnikowy, F – sterowiec, G – ornitopter, H – model o strukturze latającego insekta.

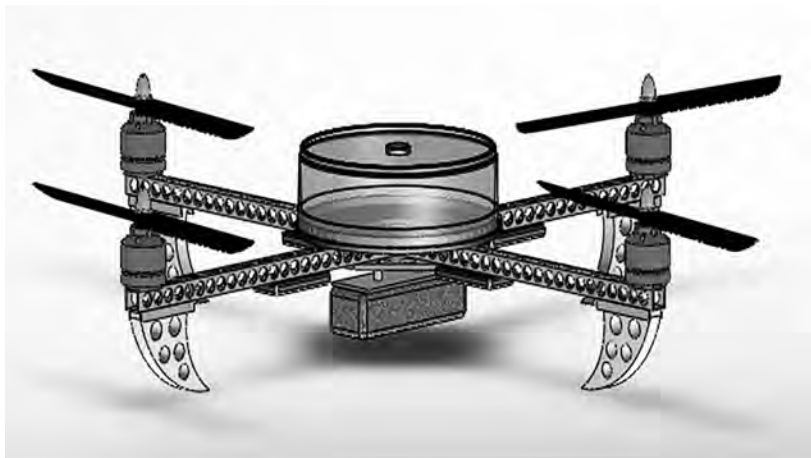
Tab. 1. Porównanie BAL [2]

	A	B	C	D	E	F	G	H
Energochłonność	2	2	2	2	1	4	3	3
Złożoność sterowania	1	1	4	2	3	3	2	1
Obciążalność obiektu	2	2	4	3	3	1	2	1
Manewrowość	4	2	2	3	3	1	3	3
Prostota konstrukcji	1	3	3	1	4	4	1	1
Złożoność aerodynamiczna	1	1	1	1	4	3	1	1
Realizacja lotu powolnego	4	3	4	3	4	4	2	2
Realizacja lotu szybkiego	2	4	1	2	3	1	3	3
Miniaturyzacja platformy nośnej	2	3	4	2	3	1	2	4
Odporność na środowisko	1	3	3	1	1	3	2	3
Stabilność lotu w zawisie	4	4	4	4	4	3	1	2
SUMA	24	28	32	24	33	28	22	24

Analiza punktacji pokazała, że najefektywniejszą konstrukcją jest model śmigłowca czterowirnikowego (33 pkt.). Zdobył słabą notę za zużycie energii, lecz wysoka ilość punktów za prostotę konstrukcji, zdolność do wolnego przemieszczania się i stabilność w zawisie, rekompensuje tą wadę i stawia go na pierwszym miejscu w klasyfikacji. Na tej podstawie śmigłowiec czterowirnikowy został wytypowany jako najlepsza platforma do budowy obserwacyjnego BSL.

3. ŚMIGŁOWIEC CZTEROWIRNIKOWY

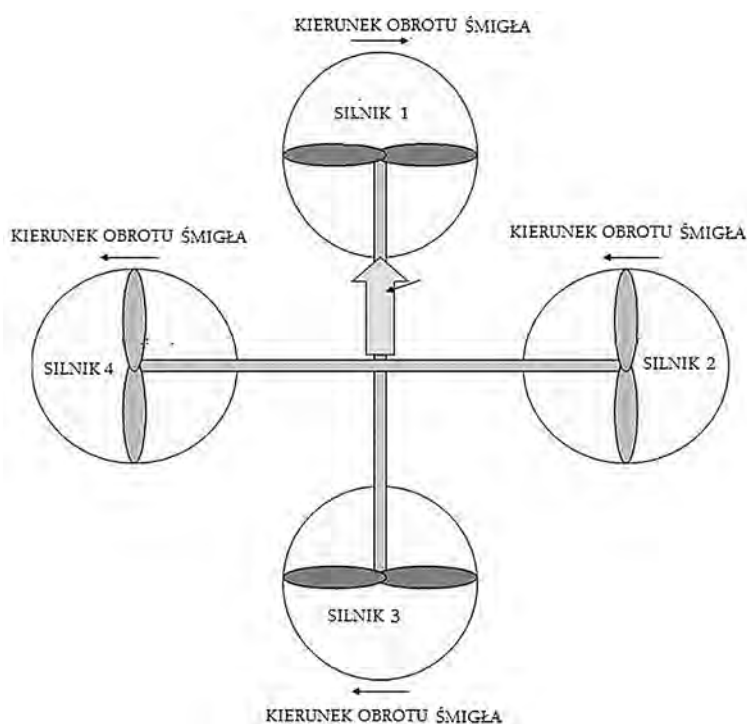
Wśród gamy możliwych rozwiązań konstrukcyjnych aparatów bezpilotowych w niniejszym artykule skupiono uwagę na zmodyfikowanym śmigłowcu, wyposażonym w cztery wirniki napędowe.



Rys. 5. Śmigłowiec czterowirnikowy

Jak przedstawiono na rysunku 5 jest to statek powietrzny o ramie w kształcie litery X, wyposażony w co najmniej cztery zespoły napędowe osadzone na końcu każdego z ramion. W części centralnej znajduje się gondola z aparaturą pomiarowo – sterującą. Quadrotor (pod taką nazwą widnieje na arenie międzynarodowej) ma możliwość pionowego startu i lądowania. Jest zaliczany do klasy mikro (masa < 5 kg, zasięg < 10 km, czas lotu < 1 h, pułap do 250 m).

Charakterystyczną cechą śmigłowca czterowirnikowego jest brak tradycyjnego usterzenia. Zmiana kierunku lotu, pułapu oraz odchylenia wokół osi Z odbywa się poprzez odpowiednie wysterowanie ciągiem wirników napędowych (rys. 6). W związku z potrzebą eliminacji momentu obrotowego wirników zastosowano śmigła przeciwbieżne i odwrócono kierunek obrotu dwóch silników.



Rys. 6. Przeciwbieżność działania wirników napędowych

Zmiana pułapu lotu odbywa się poprzez równoczesne zwiększenie lub zmniejszenie ciągu silników. Wzrost prędkości obrotowej dwóch sąsiednich silników powoduje pochylenie się i ruch BAL w zadanym kierunku. Obrót wokół własnej osi jest realizowany poprzez przyspieszenie/spowolnienie dwóch przeciwległych wirników.

3.1. Proces projektowania śmigłowca czterowirnikowego

Projektowanie śmigłowca czterowirnikowego wymaga przyjęcia szeregu założeń które ma spełniać pojazd i które podają niezbędne informacje do procesu doboru podzespołów i modułów wyposażenia. W drodze rozważań przyjęto kryteria:

- masa podstawowego modelu < 1000 g,
- rama krzyżowa symetryczna,
- rozpiętość ramion – 70 cm,
- zdolność utrzymania się w powietrzu – 30 min,
 - maksymalny ciąg zespołu napędowego – dwukrotność masy modelu.

Mając na uwadze powyższe założenia dobiera się odpowiednio lekką ramę. Ze względu na dostępność i łatwość obróbki przyjęto aluminium jako materiał konstrukcyjny. Kolejnym krokiem jest dobór silników dla realizacji napędu – proces ten został opisany szerzej w kolejnym podrozdziale. Pojazd zasilany jest energią elektryczną. Typowy pakiet akumulatorowy ma masę równą 1/5 masy modelu (180-200 g). Pakiet o większej pojemności przekłada się na dłuższy czas lotu, jednak zwiększona masa modelu wymusza dostarczenie większej ilości energii dostarczonej do zespołu napędowego, tworzy się swoiste błędne koło. Zespół napędowy jest nadzorowany przez sterownik lotu zarządzany przez mikroprocesor lub w sytuacji awaryjnej można przejść na kierowanie manualne – nie zalecane z powodu zbyt wolnych reakcji operatora na zachowanie się modelu.

Dalszy proces projektowania śmigłowca czterowirnikowego dotyczy budowy układu sterowania lotu (ang. Flight Controller). W którego skład wchodzi jednostka zarządzająca – mikrokontroler, moduł komunikacji radiowej – 2.4 Ghz oraz moduł stabilizacji lotu, w którego skład wchodzi:

- giroskopy – po jednym na każdą z oś obrotu,
- akcelerometr 3-osiowy,
- kompas magnetyczny,
- odbiornik GPS.

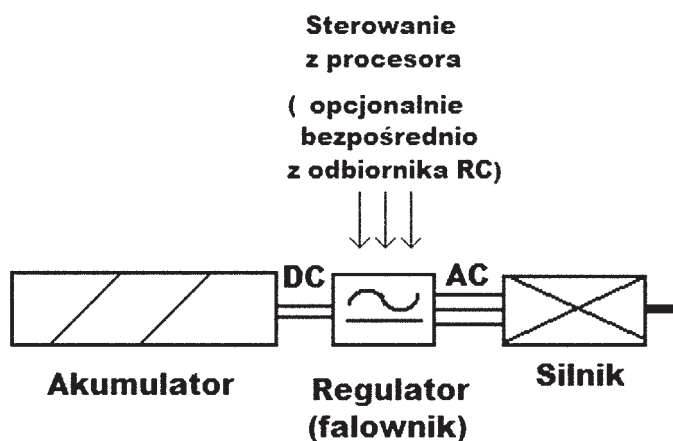
Dalsza część projektu śmigłowca czterowirnikowego obejmuje działania w zakresie oprogramowania jednostki sterującej lotem. Ma to na celu wykorzystanie sygnałów z czujników, które po przetworzeniu wykorzystane zostaną do podania informacji o pozycji, położeniu i stanie odbywanego lotu.

3.2. Dobór i sterowanie napędem

Kluczową rolę dla stabilnej pracy BAL odgrywa dobór odpowiedniego napędu, w skład którego wchodzi: śmigło, silnik oraz regulator prędkości obrotowej silnika. W przypadku śmigłowca czterowirnikowego zdecydowano się na napęd zasilany energią elektryczną. W związku z powyższym zaistniała potrzeba wytypowania konkretnego rodzaju silnika. Zdecydowano się na silnik prądu przemiennego. Jego przewaga nad silnikiem prądu stałego to:

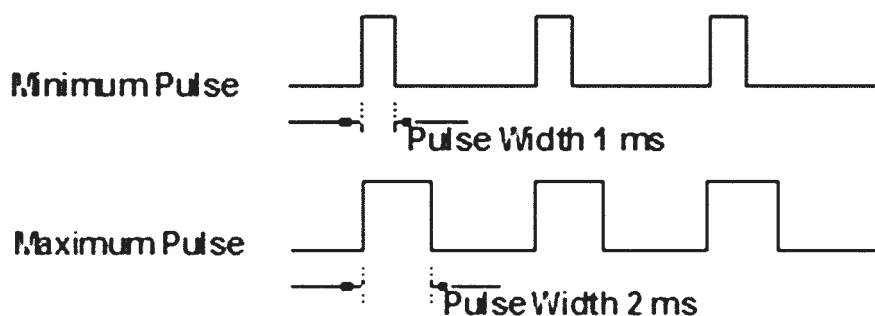
- wyższa sprawność,
- szeroki zakres dostępnych prędkości obrotowych,
- wyższa bezawaryjność względem silników DC, spowodowana brakiem szczotek.

Silniki bezszczotkowe wymagają zastosowania falowników (rys. 7), ale za to oferują dobry stosunek masy całkowitej zespołu napędowego do uzyskiwanego sumarycznego ciągu.



Rys. 7. Sterowanie pracą zespołu napędowego

Pracą silnika bezpośrednio steruje regulator (falownik), zadawanie prędkości obrotowej odbywa się poprzez zmianę dochodzącego do niego sygnału PWM, czyli zmianę długości pojawiającego się w stałych odstępach czasu impulsu sterującego. W przypadku modelarskich bezszczotkowych silników prądu przemiennego i współpracującymi z nimi falownikami charakterystyka sygnałów PWM jest następująca: okres sygnału sterującego wynosi 20ms, zaś impuls sterujący zawiera się w zakresie od 1 do 2 ms. Tym samym sygnał PWM o wypełnieniu 1ms odpowiada 0% możliwych obrotów silnika, zaś wypełnienie 2 ms odpowiada 100% prędkości obrotowej silnika (rys. 8).



Rys. 8. Przebieg sterującego falownikiem sygnału PWM

Kolejnym ważnym elementem zespołu napędowego jest śmigło. Musi ono być optymalnie dopasowane, aby nadto nie obciążać silnika, ale także aby moc silnika była efektywnie wykorzystana. Ze względu na dostępność możliwe jest jedynie stosowanie śmigieł 2- i 3-łopatowych (rys. 9).

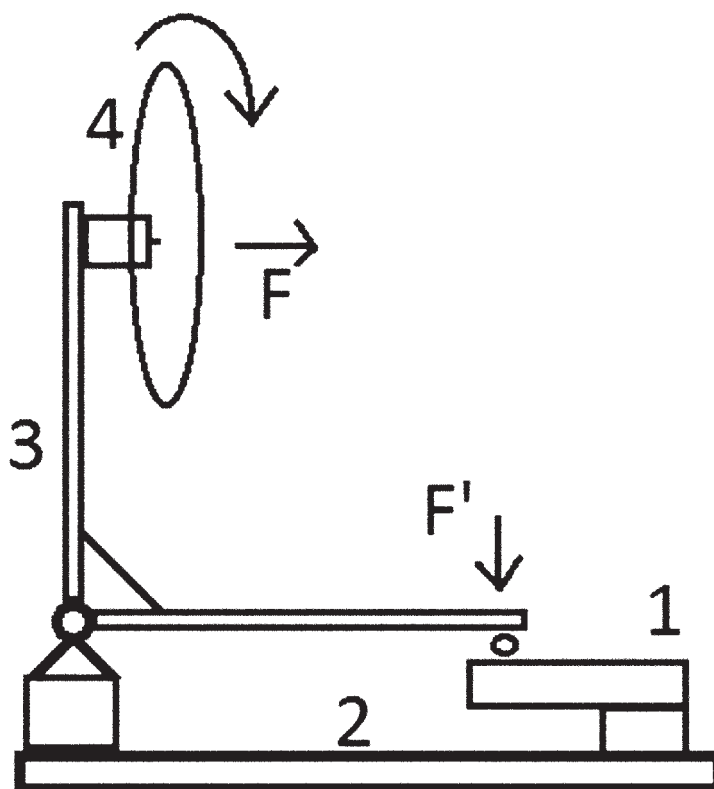


Rys. 9. Śmigła 2- i 3-łopatowe

Mając na uwadze konfigurację dobranego BAL, czyli zastosowanego śmigłowca czterowirnikowego istnieje konieczność stosowania śmigieł parami przeciwbieżnych, aby uniknąć momentu obrotowego wokół osi pionowej obiektu – ma to za zadanie likwidację samoczynnego odchylenia YAW. Biorąc pod uwagę wstępne założenia odnośnie ciągu wytypowano, że silnik powinien osiągać 8000-10000 obr/min przy obciążeniu śmigłem o rozpiętości 9-12 cali (22,8-30,5 cm).

4. STANOWISKO BADAŃ CIĄGU SILNIKA

Zbudowano stanowisko do badań charakterystyk ciągu pojedynczego zespołu napędowego składającego się ze śmigła, piasty, silnika 3-fazowego, regulatora, źródła zasilania oraz modułu sterującego prędkością obrotową poprzez podanie wartości zadanej sygnału PWM. Schemat stanowiska przedstawiono na rysunku 10.



Rys. 10. Schemat stanowiska pomiarowego

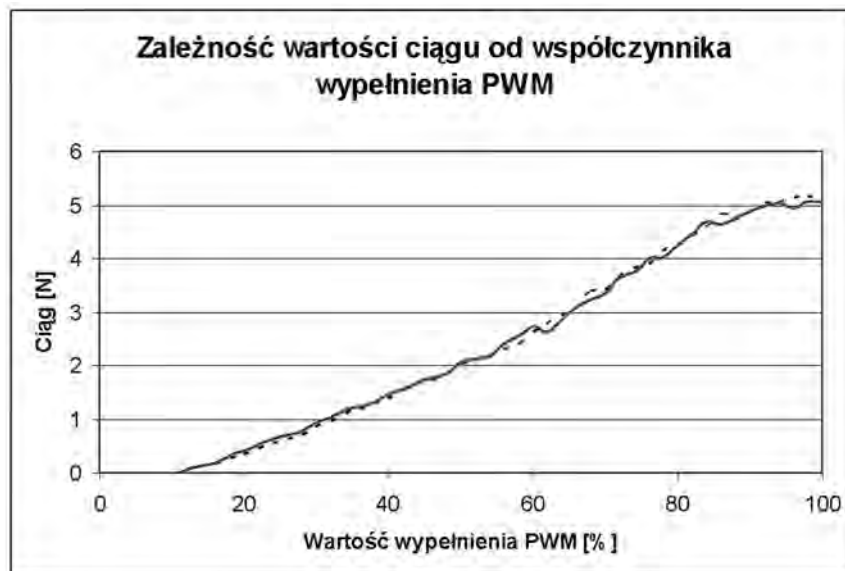
Siła oznaczona jako F przedstawia siłę ciągu zespołu napędowego „4”, który poprzez belkę „3” w kształcie równoramiennej litery L osadzoną przegubowo na podstawie „2” oddziałuje siłą F' na belkę tensometryczną „1”. Taki układ przeniesienia siły umożliwia nam bezpośrednie dokonanie pomiarów statycznych i dynamicznych charakteryzujących dobrane w ramach projektu śmigło i silnik.

Jako zadajnik sygnału wykorzystano generator sygnałowy Agilen 33220A. Źródłem energii elektrycznej był zasilacz laboratoryjny M10DP-35E firmy NDN. Do pomiarów statycznych wykorzystano wagę laboratoryjną AXIS AD6. Badaniom poddano silnik bezszczotkowy, 3-fazowy BL2827-34 produkcji firmy Robbe Roxxy, z zamontowanym śmigłem EPP o rozpiętości 10” (25,5 cm) i skoku 4.5” (11,4 cm). Układem sterującym silnikiem na zadany sygnał PWM był falownik Robbe Roxxy – BL Control 720. Do pomiarów prędkości obrotowej śmigła użyto tachometru DMT21 firmy Polmatic. Pomiar przeprowadzono przy napięciu 12 V, maksymalny prąd obciążenia wynosił 6,2A. Stanowisko laboratoryjne pokazano na rysunku 11.



Rys. 11. Stanowisko pomiarowe badan ciagu

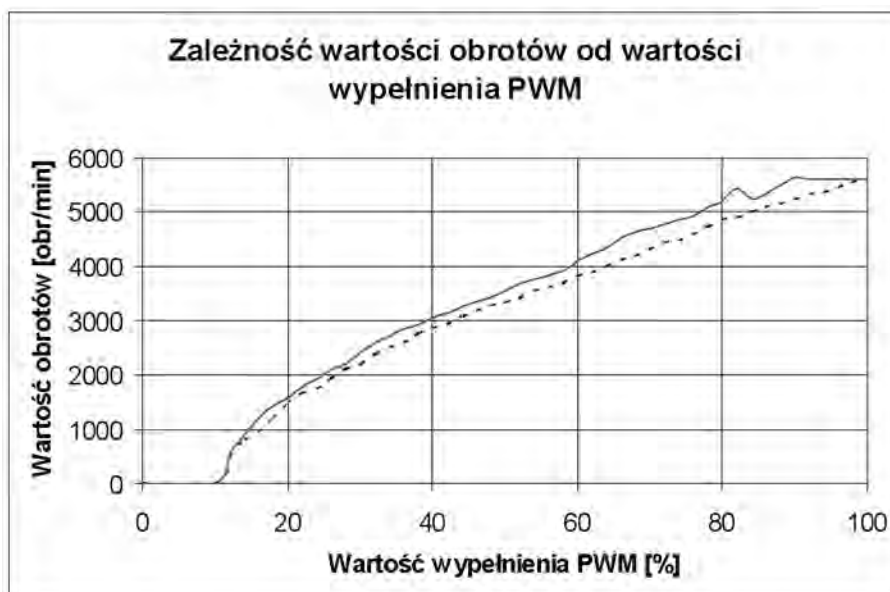
4.1. Charakterystyka statyczna



Rys. 12. Charakterystyka statyczna przedstawiająca zależność wartości ciągu od wartości współczynnika wypełnienia PWM. Linia przerywana – współczynnik PWM rosnący, linia ciągła – współczynnik PWM malejący

Na wykresie (rys. 12) określono zmianę wartości ciągu silnika w zależności od sterowania tj. od wartości współczynnika wypełnienia impulsu PWM. Na wykresie umieszczono dwie charakterystyki celem sprawdzenia istnienia histerezy. Histereza mieści się w zakresie błędów pomiarowych.

Na kolejnym wykresie (rys. 13) umieszczono charakterystykę statyczną zależności wartości obrotów silnika od współczynnika wypełnienia impulsu PWM. Widzimy tutaj rozbieżność pomiędzy krzywą opisującą rosnący współczynnik wypełnienia PWM, a krzywą malejącego współczynnika PWM. Wynika to m.in. z wymaganej szerokości impulsu na uruchomienie silnika. Histereza mieści się w zakresie błędów tachometru wynoszącego $\pm 10\%$. Wpływa na nią bezwładność wirujących elementów zespołu napędowego.



Rys. 13. Charakterystyka statyczna przedstawiająca zależność wartości obrotów silnika od wartości współczynnika wypełnienia PWM. Linia przerywana – współczynnik PWM rosnący, linia ciągła – współczynnik PWM malejący

4.2. Charakterystyka dynamiczna

Na charakterystykach poniżej przedstawiono charakterystyki dynamiczne. Przedstawiają one generowany przez silnik ciąg zmieniający się w czasie. Dla każdego z wykresów zadawano wartość początkową oraz końcową wypełnienia poprzez generator.



Rys. 14. Charakterystyka dynamiczna przedstawiająca wzrost ciągu silnika, wartość wypełnienia z 0 do 100% współczynnika PWM

Na rysunku 14 przedstawiono czas narastania wartości ciągu od zera do wartości zadanej. Czas ten wynosi 0,82 sekundy. Na rysunku 15 przedstawiono czas spadku wartości ciągu w czasie od 100% do 0% wynoszący 0,86 sekundy.



Rys. 15. Charakterystyka dynamiczna przedstawiająca malejący ciąg silnika, wartość wypełnienia ze 100% do 0% współczynnika PWM



Rys. 16. Charakterystyka dynamiczna przedstawiająca wzrost ciągu silnika, wartość wypełnienia z 30% do 80% współczynnika PWM

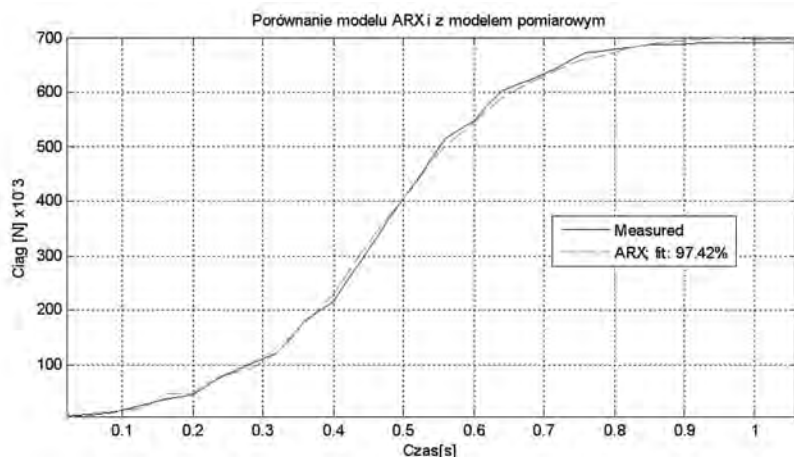


Rys. 17. Charakterystyka dynamiczna przedstawiająca malejący ciąg silnika, wartość wypełnienia z 80% do 30% współczynnika PWM

Z kolei na rysunku 16 przedstawiono czas narastania wartości ciągu od 30% do wartości zadanej 80%. Czas ten wynosi 0,8 sekundy. Na rysunku 17 przedstawiono czas spadku wartości ciągu w czasie od 80% wartości wypełnienia impulsu do 30% jego wartości. Czas osiągnięcia tej wartości wyniósł 0,96 sekundy.

4.3. Identyfikacja modelu dynamicznego napędu

Identyfikacji modelu dynamicznego silnika trójfazowego dokonano przy pomocy środowiska Matlab Identification Toolbox. Dane zarchiwizowane podczas pomiarów wprowadzono do programu, a następnie za pomocą modelu autoregresyjnego z zewnętrznym wejściem – ARX wyznaczono transmitancję obiektu – $G_{01}(s)$. Porównując dane wejściowe z otrzymanym modelem otrzymano 97,4% dopasowania (rys. 18).



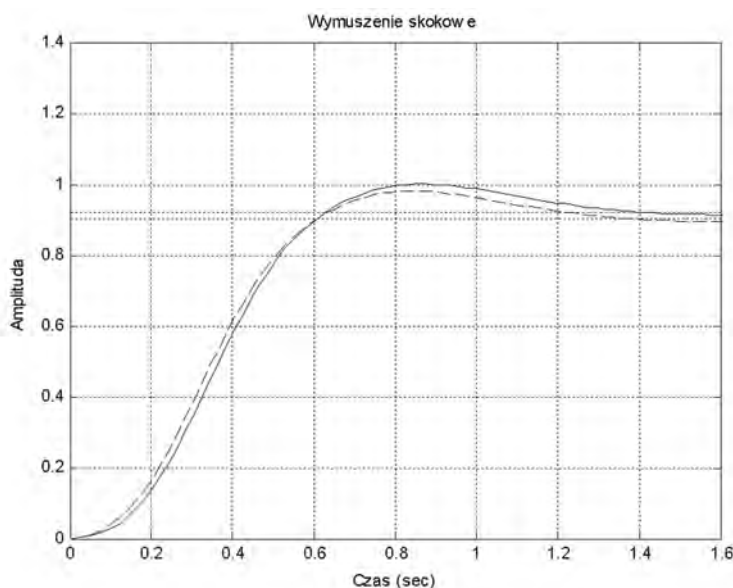
Rys. 18. Procentowe dopasowanie modeli ARX i rzeczywistego

Uzyskana transmitancja w drodze identyfikacji jest wysoce nadmiarowa (15 rząd). W drodze eliminacji zer i biegunów o podobnych częściach urojonych uzyskano zredukowaną transmitancję 4 rzędu w postaci:

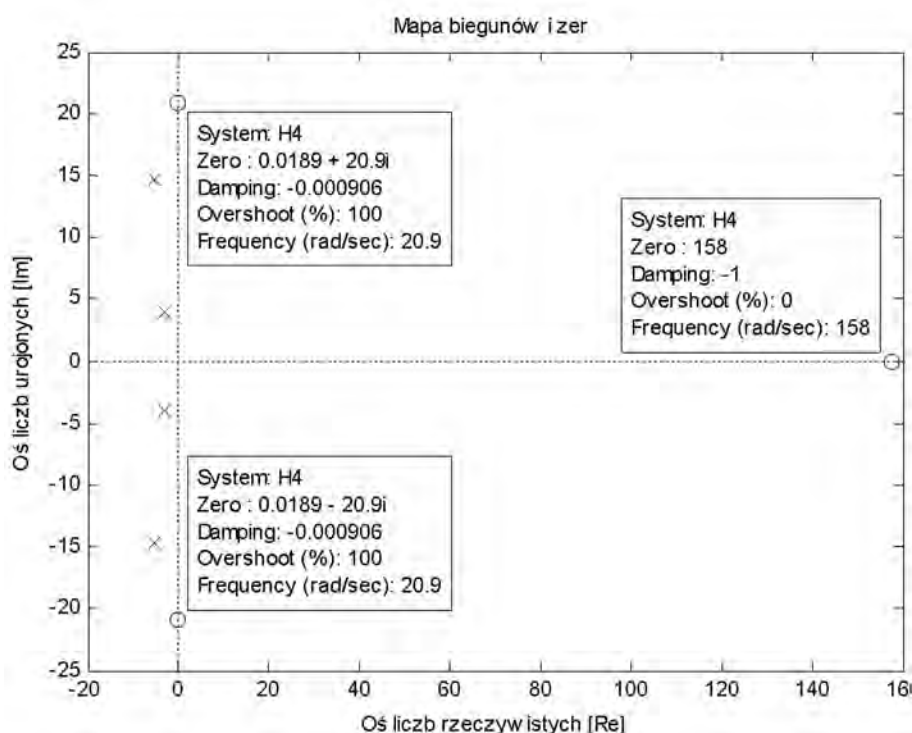
$$G_{02}(s) = \frac{-0.07951s^3 + 12.53s^2 - 35.29s + 5485}{s^4 + 16.5s^3 + 329.5s^2 + 1755s + 6091}$$

Dla sprawdzenia poprawności aproksymacji poprzez eliminację zer i biegunów, transmitancję wyjściową (z modelu ARX) oraz transmitancję zredukowaną (4 rząd) poddano wymuszeniu skokiem jednostkowym i porównano.

Rys. 19. Wymuszenie skokowe: linia ciągła – model ARX 15 rzędu, linia przerywana – model zredukowany 4 rzędu



Na podstawie wykresu z rysunku 19 widać, że redukcja układu z 15 rzędu na 4 rząd jest wystarczająca i nie wymaga dalszych prac.



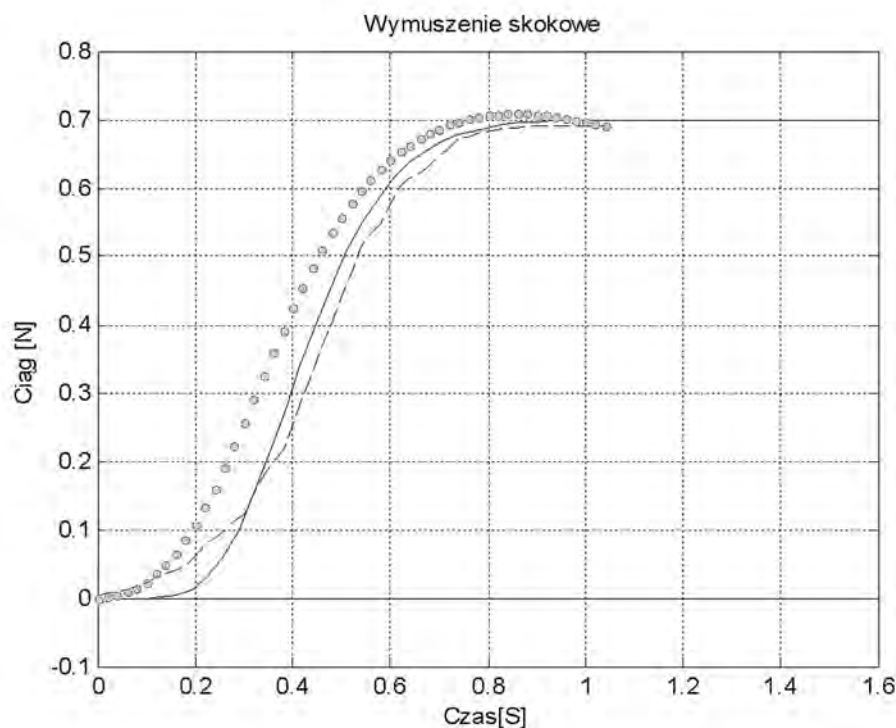
Rys. 20. Mapa zer i biegunów

Na podstawie mapy zer i biegunów (rys. 20) stwierdzono że układ jest nieminimalnofazowy – jedno zero transmitancji jest położone w prawej półpłaszczyźnie zmiennej zespolonej s . Świadczy to negatywnie o obiekcie, gdyż układ nieminimalnofazowy jest trudniejszy w sterowaniu. W celu zweryfikowani poprawności użytej metody dokonano aproksymacji modelu za pomocą innego rodzaju opisu transmitancji operatorowej.

$$G_{o3}(s) = \frac{ke^{-T_0 s}}{(T_s + 1)^n}$$

gdzie parametry transmitancji wynoszą: $k = 1$, $n = 9$, $T_0 = 0,01583$, $T = 0,04777$.

Układ zrealizowano w środowisku Matlab/Simulink. Zasymlowano wymuszenie skokowe dla układu o różnych rzędach aproksymacji, wybrano rząd dziewiąty, który najlepiej oddaje podobieństwo do charakterystyki wejściowej.



Rys. 21. Porównanie modeli. Linia ciągła model ARX 15 rzędu, przerywana 9 rzędu, kropkowa 4 rzędu

Na wykresie powyżej widzimy porównanie wykresów transmitancji: $G_{03}(s)$ z powyższego wzoru (9 rząd), $G_{01}(s)$ uzyskanej z identyfikacji ARX oraz modelu zredukowanego rzędu $G_{01}(s)$

5. PODSUMOWANIE

W pracy niniejszej bliżej opisano budowę i proces projektowania śmigłowca czterowirnikowego. Przedstawiono dedykowane stanowisko do badań ciągu zespołu napędowego oraz przebadano silnik BL 2827-34 firmy Robbe Roxxy wytypowany do stosowania. Zweryfikowano jego parametry poprzez wyznaczenie charakterystyki statycznej i dynamicznej. Przedstawiają one liniowe właściwości silnika, co upraszcza modelowanie aplikacji z jego wykorzystaniem. Położenie zer na płaszczyźnie zespolonej, pokazuje że układ jest nieminimalnofazowy. Przekłada się to na utrudnienie procesu sterowania.

Na podstawie przeprowadzonych badań potwierdzono użyteczność wytypowanego silnika w śmigłowcu czterowirnikowym. Uzyskany ciąg (sumaryczny = 4 x 600 g) spełnia założone kryterium zachowania podwójnego ciągu w stosunku do masy modelu. Wadą silnika jest łożyskowanie wirnika, które pozwala wyłącznie na pracę ze śmigłem ciągnącym (uniemożliwia pracę ze śmigłem pchającym). Użyteczny zakres działania zespołu napędowego falownik-silnik zawiera się w zakresie od 10% do 80% współczynnika wypełnienia PWM. Dolna granica wynika z bezwładności silnika i wymaganej szerokości impulsu potrzebnej na jej pokonanie. Powyżej górnej granicy (80%) nie zarejestrowano zmian wartości ciągu w zależności od wzrostu wartości PWM, co sprawia że operowanie w tym zakresie (80-100%) staje się zbyt trudne.

W drodze identyfikacji modelu dynamicznego otrzymano nadmiarowy układ 15 rzędu. W procesie eliminacji zer i biegunów otrzymano transmitancję operatorową $G_{02}(s)$ czwartego rzędu. Ułatwia to znacznie dalsze prace nad opracowaniem prawa sterowania dla modelu statku powietrznego wyposażonego w powyższy zespół napędowy.

LITERATURA

- [1] **Soumelidis A., Gaspar P.:** *Design of an embedded microcomputer based mini quadrotor UAV.* www.mtakpa.hu/kpa/download/1080952.pdf.
- [2] **Bouabdallah S., Siegwart R.:** *Design and Control of a Miniature Quadrotor, in: Advances In Unmanned Aerial Vehicle.* Springer Netherlands, 2007 pp.171-210.
- [3] www.schiebel.net/pages/cam_intro.html.
- [4] www.bluebird-uav.com.
- [5] www2.tek.com – DTR oscyloskopu Tektronix tds1002.
- [6] **Óldziej D.:** *Projekt śmigłowca czterowirnikowego.* Praca magisterska. Białystok 2009.

Z. Gosiewski, D. Óldziej, M. Słowik

AN IDENTIFICATION OF ELECTRIC DRIVE MODEL FOR QUADROTOR

Abstract

In the paper ARX method is use for the identification of electric drive (propeller plus motor) mathematical model. Drive is dedicated to unmanned aerial vehicle (UAV) of vertical take-off and landing (VTOL) type, basing of four-rotor configuration drone helicopter. The survey on constructional solutions and trends in development of UAVs is presented. A test platform to measure changes of thrust in time domain is described. Static and dynamic characteristics of chosen propulsion unit are shown. Dynamical model of drive was identified.