

JAKUBIEC Beata¹BĄBKA Robert²

Charakterystyka wykorzystania mikronapędów w bezzałogowych statkach powietrznych

napęd elektryczny, UAV, nadzór powietrzny

Streszczenie

Aktualny stan techniki pozwala obecnie na budowę niewielkich bezzałogowych statków powietrznych. Obok zastosowań militarnych mogą one zostać wykorzystane w obszarach cywilnych. Jednym z nich jest możliwość monitorowania potencjalnych zagrożeń w ruchu drogowym zamiast tradycyjnych kosztownych patroli lotniczych. Jest to możliwe dzięki wyposażeniu tych jednostek w mikrosystemy wizyjne z bezpośrednim przekazem informacji do ośrodka zarządzania ruchem. Istotnym ograniczeniem stosowalności rozwiązań tego typu jest problem efektywnego napędu statku powietrznego spełniającego kryteria wymagane przez uwarunkowania eksploatacyjne. W artykule przedstawiono charakterystykę mikronapędów elektrycznych w kontekście ich zastosowania do bezzałogowych statków powietrznych.

LOW POWER DRIVE CHARACTERISTICS APPLIED IN SMALL UNMANNED AIRCRAFT VEHICLES

Abstract

Small aircraft, called also as unmanned aircraft vehicle is widely used as support for military operations. Such systems are strongly performed to gain variety of parameters useful at battlefield. The similar aircraft can be applied for civil needs, like traffic investigation, instead of traditional very expensive helicopters. Even relatively small flying unit is able to handle sophisticated vision systems and transmit real time image to traffic control center. One of problems appeared in such case is period of flying time. Operational time of UAV depends on its aerodynamic performance as well as on the drive parameters matched for aircraft. The paper is devoted to analysis of electrical drive systems applied in UAV.

1. WSTĘP

W wielu przypadkach konstruowanie i analiza parametrów modeli latających jest postrzegane jedynie jako wstęp do poznania konstrukcji dużych statków powietrznych. Nie jest to jednak uzasadnione, bowiem historia niewielkich bezpilotowych statków powietrznych sterowanych zdalnie sięga czasów I i II wojny światowej, gdzie urządzenia takie stosowano jako sztuczne cele do szkolenia wojskowego w zakresie naziemnej obrony przeciwlotniczej [9]. Faktyczny rozkwit tego typu konstrukcji nastąpił pod koniec XX wieku w zastosowaniach militarnych w chwili nastania miniaturyzacji technicznych środków elektronicznej rejestracji danych oraz systemów sterowania. Uznano, że bezzałogowy statek powietrzny może zastąpić w pewnych warunkach jego duży odpowiednik, nie tylko ograniczając koszty, ale i ryzyko utraty pilota. Kryteria zastosowań wojskowych pozwalają obecnie na przeznaczanie znacznych środków na rozwój tego typu obiektów, czyniąc je powszechnymi dla podstawowego zwiadu pola walki. Niewątpliwie zalety technologii bezzałogowych mogą zostać przeniesione na grunt zastosowań cywilnych. W tym jednak przypadku pierwszoplanowym kryterium stosowalności jest koszt wykonania i użytkowania takiego statku powietrznego. Znaczącym przełomem technologicznym było pojawienie się bezszczotkowych silników prądu stałego o prostej konstrukcji, dobrej sprawności oraz dużej trwałości mechanicznej. Równoległy rozwój w zakresie techniki mikroprocesorowej i energoelektroniki pozwolił na powstanie lekkich wysokoprądowych sterowników dla silników tego typu. Decydującym czynnikiem rozwoju napędu elektrycznego w bezzałogowych statkach powietrznych było jednak wprowadzenie akumulatorów litowo-polimerowych o małej masie, a przy tym dużej gęstości energii. Połączenie wymienionych elementów w jeden system pozwoliło na powstanie elastycznego w sterowaniu elektrycznego napędu bezpośredniego będącego alternatywą do napędu spalinowego. Z punktu widzenia eksploatacyjnego najistotniejsze cechy napędu elektrycznego w zastosowaniach lotniczych to [9]:

- niewielka masa;
- trwałość;
- duża sprawność energetyczna;
- elastyczność w zakresie sterowania.

Bezpośrednie przeniesienie napędu na śmigło jest znane z napędów spalinowych, a możliwość zastosowania tego rozwiązania w napędach elektrycznych daje efekt zmniejszenia strat wprowadzanych przez przekładnie [7,8]. Trwałość bezszczotkowego silnika elektrycznego uwarunkowana jest jedynie parametrami łożysk, co w napędzie spalinowym jest tylko jednym z czynników trwałości. Efektem użytkowym jest minimalizacja kosztów.

¹ Politechnika Częstochowska, Wydział Elektryczny; 42-200 Częstochowa; ul. Armii Krajowej 17. Tel: + 48 (34) 325 08 84, Fax: + 48 (34) 325 08 23, E-mail: beja@el.pcz.czyst.pl

² Techniczne Zakłady Naukowe; 42-200 Częstochowa; ul. Jasnogórska 84/90. Tel: + 48 (34) 324 47 27, Fax: + 48 (34) 324 51 79, E-mail: robertbka@o2.pl

Napęd elektryczny może być sterowany optymalnie w zależności od obciążeń, tak aby maksymalizować sprawność. W napędach spalinowych trudne jest zachowanie takich zależności, nawet w przypadku zastosowania złożonych elektromechanicznych układów wykonawczych znacząco podnoszących masę układu.

Efektywne wykorzystanie właściwości napędu elektrycznego wymaga praktycznego przeanalizowania jego charakterystyk w zakresie użytkowym na pokładzie statku powietrznego. W szczególności istotne są zależności energetyczne określające stopień zużycia energii z ogniwa na różnych etapach lotu. Zależności takie decydują bowiem o długości lotu, co w obecnej chwili jest najważniejszym kryterium w przedstawionym zastosowaniu. W artykule skupiono się na tym aspekcie charakterystyki napędu jako łańcucha energetycznego pozwalającego na zasilanie bezzałogowego statku powietrznego.

2. ZASILANIE NAPIĘDU

W chwili obecnej podstawowym źródłem zasilania napędu elektrycznego w bezzałogowym statku powietrznym są odnawialne ogniwa niklowo-kadmowe NiCd, niklowo-metalowo-wodorkowe NiMH, litowo-jonowe LiIon, litowo-polimerowe LiPo i litowo-żelazowe LiFe. Głównym czynnikiem decydującym o ich stosowalności jest możliwość zgromadzenia dużej ilości energii przy niewielkiej masie, jak i duża moc chwilowa bez pomniejszenia trwałości ogniwa. Parametry użytkowe ogniwa to [2,3]:

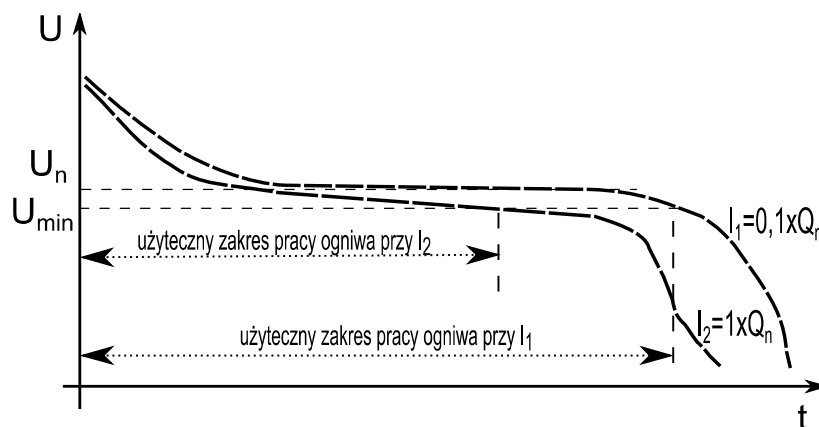
- napięcie znamionowe U_n , jest napięciem pracy ogniwa w użytecznym zakresie energetycznym przy obciążeniu prądem znamionowym,
- pojemność znamionowa Q_n , określa ilość ładunku zgromadzonego w ogniwie i czas poboru energii przy danym prądzie obciążenia:

$$Q_n = It \quad (1)$$

W zależności od napięcia zastosowanych ogniw zgromadzona energia w ogniwie wynosi:

$$E_n = U_n \cdot Q_n = U_n It \quad (2)$$

Oszacowanie energii znamionowej otrzymanej z ogniwa ma charakter przybliżony ze względu na przebieg zmienności napięcia w zakresie obciążalności ogniwa. Na rysunku 1 pokazano typową charakterystykę rozładowania ogniwa. W zależności wartości prądu rozładowania charakterystyka przedstawia zmniejszenie energii użytecznej w przypadku obciążania ogniwa dużymi prądami [3].



Rys. 1. Zmiana wartości napięcia na ogniwach zasilających w zależności od czasu obciążenia i przy różnych prądach obciążających źródło energii

Optymalne sterowanie napędem wymaga, aby zakres obciążeń ogniwa obejmował strefy największej sprawności energetycznej tzn. w zakresie prądów pozwalających na uzyskanie dobrych osiągnięć UAV przy możliwie małej mocy pobieranej w danej chwili. Głównymi parametrami charakteryzującymi jakość ogniwa są:

- maksymalny prąd ogniwa I_{max} , jest parametrem decydującym o mocy chwilowej jaka może być maksymalnie uzyskana. Przekroczenie wartości prądu maksymalnego prowadzi zazwyczaj do znacznego zmniejszenia trwałości ogniwa. Parametr ten ma jednak duże znaczenie w przypadku, gdy podczas lotu potrzebny jest zapas mocy pozwalający na wykonanie manewrów niestandardowych np. ratujących statek powietrzny przed zniszczeniem, wykonanie określonego przelotu między przeszkodami terenowymi.
- gęstość energii D_E , parametr ten określa ile energii może zostać zgromadzone w ogniwie w przeliczeniu na masę ogniwa.

$$D_E = \frac{E_n}{m} \quad (3)$$

W przypadku statków powietrznych masa ma podstawowe znaczenie ze względu na osiągnięcie wysokiej doskonałości aerodynamicznej. Im masa UAV jest mniejsza tym większa jego doskonałość, co przekłada się na dystans przelotu w zakresie bezsilnikowym. Odpowiedni dobór ogniw pozwala na uzyskanie zapasu energii na wykonanie długiego przelotu z możliwością zaoszczędzenia energii elektrycznej w pewnych fazach lotu. Zwiększenie liczby ogniw powoduje zwiększenie dysponowanej energii, która jednak musi być częściowo stracona ze względu na pogorszenie doskonałości aerodynamicznej. Oznacza to, że wprowadzenie technologii zwiększającej gęstość energii pozwoli na poprawę osiągnięć UAV.

Najbardziej interesującymi pod względem stosunku pojemności do masy są ogniwa wykonywane w technologii litowo-polimerowej. Przykładowe parametry ogniwa tego typu przedstawiono w tabeli 1.

Tab. 1. Wybrane parametry ogniwa LiPo [3]

Parametr	Wartość
Napięcie znamionowe U_n	3,7 V
Pojemność znamionowa Q_n	2,0 Ah
Prąd maksymalny $I_{\max}$	60 A
Gęstość energii D_E	0,512 J/g

W praktyce ogniwa łączone są w baterie o napięciach od 7,2V do 37V. Na przykład bateria o napięciu znamionowym 11.1V (3 ogniwa) i pojemności znamionowej 2 Ah ma masę 170g i moc chwilową ok. 600 W. Jak widać jest to moc porównywalna z niewielkimi napędami przemysłowymi.

3. SILNIKI NAPĘDOWE

Uzyskanie skutecznego napędu śmigła w bezzałogowych statkach powietrznych wymaga uzyskania dużej prędkości obrotowej przy jak najmniejszych stratach mechanicznych. Warunki takie może spełnić bezpośrednie sprzężenie wału silnika ze śmigłem. Ponadto, z uwagi na charakter obciążeń momentem obrotowym i możliwość sterowania, obecnie zasadnicze znaczenie konstrukcyjne mają tu jedynie silniki prądu stałego. Ze względu na trwałość stosowane są bezszczotkowe silniki prądu stałego zawierające magnesy stałe generujące strumień wzbudzenia [1]. Stosowane są często rozwiązania z promieniowym przepływem strumienia i wirującymi magnesami na zewnątrz silnika. W takim przypadku uzwojenia zostają nieruchome, a moment napędowy przenoszony jest przez wirującą obudowę silnika (rysunek 2).



Rys. 2. Bezszytkowy silnik prądu stałego (BLDC) przeznaczony do sterowania beczujnikowego z wykorzystaniem sprzężenia zwrotnego od EFS nieaktywnej fazy

Podstawowe parametry silnika określające jego przydatność w zastosowaniach lotniczych to:

- moc maksymalna $P_{\max}$, maksymalna moc chwilowa dostarczona przez silnik,
- napięcie nominalne U_n , optymalne napięcie zasilania,
- nominalny prąd pracy I_n , prąd największej sprawności silnika,
- prąd biegu jałowego I_j , prąd pobierany bez obciążenia,
- prąd maksymalny $I_{\max}$, maksymalny dopuszczalny prąd nie powodujący uszkodzenia silnika,

- stała silnika k_v , wyznacza zależność prędkości obrotowej silnika w odniesieniu do napięcia zasilania,
- masa silnika m_s .

W tabeli 2 zaprezentowano zestaw parametrów dla przykładowego silnika bezszczotkowego.

Tab. 2. Parametry silnika RCTimer2836 [5]

Parametr	Wartość
Napięcie znamionowe U_n	11,1V
Moc znamionowa P_{max}	250W
Nominalny prąd pracy I_n	15,4A
Prąd biegu jałowego I_j	1,7A
Prąd maksymalny I_{max}	40A
Stała silnika k_v	1500 (obr/min)/V
Masa silnika m_s	70g

Zasadniczym parametrem dla konstruktora statku powietrznego jest moc uzyskiwana z danego silnika wyposażonego w śmigło. Moc chwilowa silnika P zależy od rodzaju śmigła oraz jego prędkości obrotowej:

$$P = \frac{C \cdot V_{sm}^3}{\eta_{sm}} \quad (4)$$

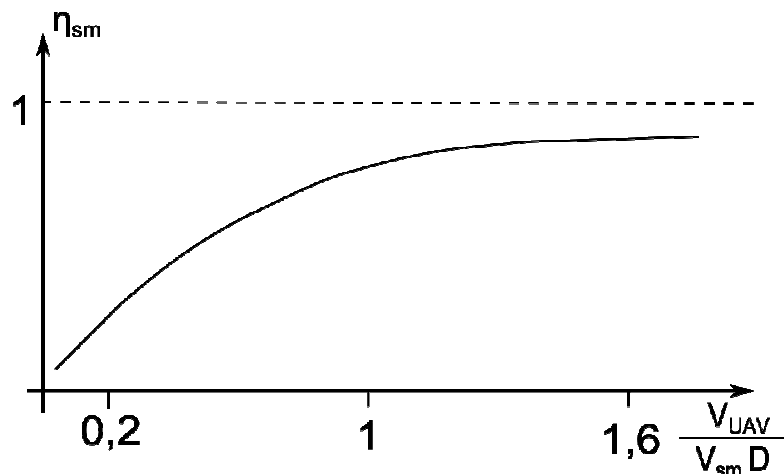
gdzie:

C - stała opisująca konstrukcję śmigła i środowisko, w którym pracuje,

V_{sm} - prędkość obrotowa śmigła,

η_{sm} – sprawność śmigła.

Zgodnie z wyrażeniem (4) moc konieczna do napędu śmigła uzależniona jest od sprawności śmigła. Sprawność ta jest funkcją prędkości obrotowej śmigła i prędkości statku powietrznego (rysunek 3) [7].

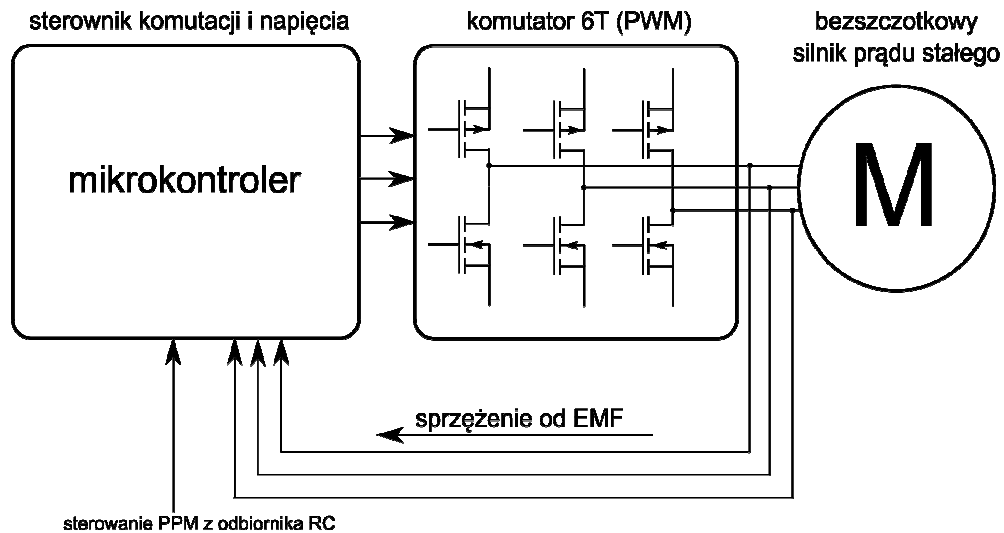


Rys. 3. Zmiana sprawności śmigła w funkcji jego średnicy (D), prędkości obrotowej (V_{sm}) oraz prędkości statku powietrznego (V_{UAV})

W zależności od prędkości poruszania się UAV oraz prędkości obrotowej śmigła część mocy jest tracona. Największa sprawność występuje dla dużych prędkości statku powietrznego, co nie zawsze jest spełnione podczas realizacji zadania obserwacyjnego, gdzie wymagane jest dostosowanie prędkości do warunków atmosferycznych i obiektu obserwacji. Minimalizacja strat może nastąpić przez sterowanie prędkością śmigła. Na przykład dla silnika, którego parametry podano w tabeli 2 istnieje możliwość zmiany prędkości obrotowej, co pozwala na wykorzystanie wysokiej sprawności śmigła w obszarze niskich prędkości przelotu.

4. STEROWANIE SILNIKIEM

Zastosowanie bezszczotkowych silników prądu stałego pozwala na elastyczne sterowanie napędem. Prosta konstrukcja mechaniczna silnika poprawia jego niezawodność i trwałość, wymaga jednak zastosowania elektronicznego komutatora w postaci złożonego układu elektronicznego. Rysunek 4 przedstawia zasadę działania sterownika silnika prądu stałego z wykorzystaniem algorytmu sterowania bezczujnikowego [4]. Koncepcja takiego sterowania opiera się na usunięciu czujników położenia wału i identyfikacji momentów komutacji na podstawie siły elektromotorycznej EMF pochodzącej od uzwojeń objętych zmiennym polem magnetycznym obracających się magnesów trwałych. Faza EMF pozwala na określenie sekwencji zasilania faz silnika w celu uzyskania maksymalnego momentu obrotowego. Bezpośrednią rolę w przenoszeniu mocy na silnik przejmuje układ mostka 6T, sterowanego przebiegiem PWM w celu uzyskania sterowania mocą jak w klasycznym silniku szczotkowym [1,4].



Rys. 4. Schemat blokowy sterownika silnika bezszczotkowego sterowanego bezczujnikowo

Na rysunku 5 zaprezentowano przykład napędu o mocy maksymalnej 300W. Układ charakteryzuje się niewielkimi gabarytami oraz niewielką masą całkowitą nie przekraczającą 100g. Jak wspomniano wcześniej, redukcja masy całego napędu stanowi decydujące kryterium stosowalności takiego rozwiązania w UAV. Wartości zadane obrotów silnika przekazywane są z komputera pokładowego lub bezpośrednio z aparatury sterującej z wykorzystaniem modulacji czasowej trwania impulsów (PPM) [6]. W tym zakresie dopuszczalne są również standardy przesyłania wartości zadanej np. protokołem cyfrowym w przypadku potrzeby optymalizacji szybkości odpowiedzi sterownika na sygnał zadany.



Rys. 5. Przykład bezczujnikowego sterownika silnika bezszczotkowego prądu stałego z silnikiem o mocy 300W.

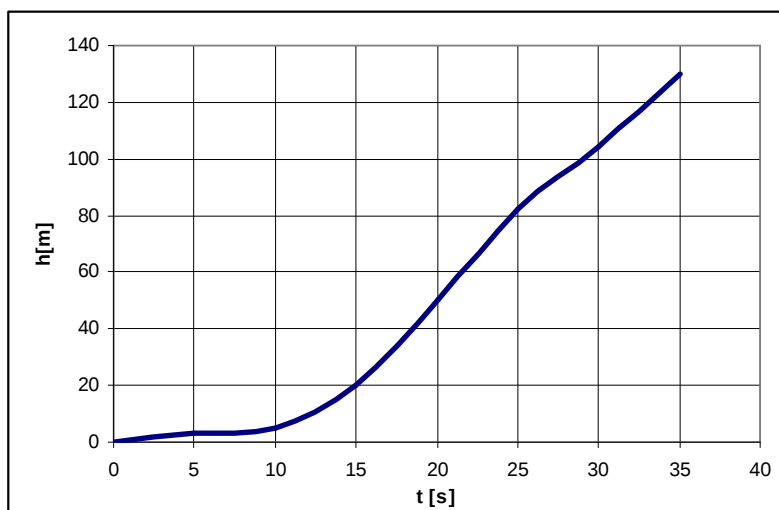
Przedstawione rozwiązanie napędu elektrycznego wymaga również zastosowania dodatkowych elementów przeciwdziałających propagacji zaburzeń przewodzonych w układzie. Wynika to zarówno z dużych częstotliwości przełączeń, jaki i wartości prądów dochodzących do 30A.

5. CHARAKTERYSTYKI LOTNE NAPĘDU

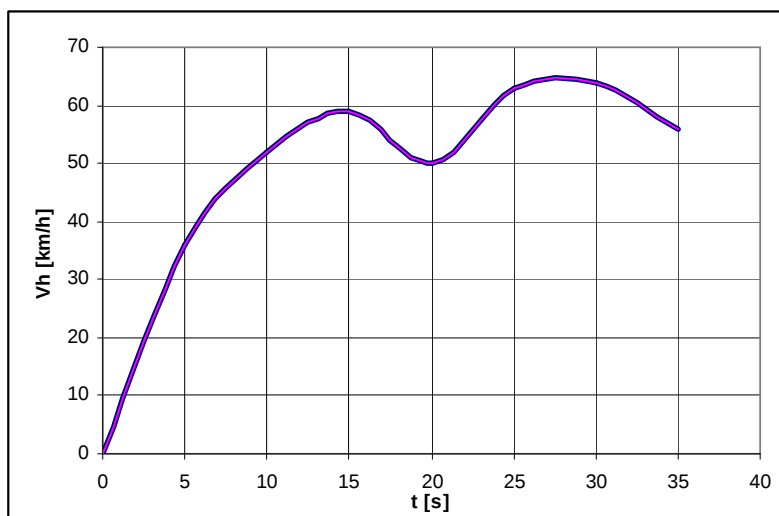
Z punktu widzenia efektywnego sterowania napędem istotnym elementem jest uzyskanie charakterystyk mocy dla danego typu statku powietrznego i przy wybranych parametrach lotu. Posiadanie informacji wiążącej parametry lotu i parametry elektryczne napędu stanowi podstawę prowadzenia dalszej analizy w celu optymalizacji zużycia energii przez statek powietrzny. Poniżej przedstawiono charakterystyki obrazujące zachowanie napędu dla dwóch podstawowych faz lotu: wznoszenia oraz lotu poziomego. Wznoszenie jest najbardziej energochłonnym okresem przelotu i jego przebieg może w znacznym stopniu decydować o zasięgu lotu. Lot poziomy jest najdłuższą fazą przebywania UAV w powietrzu i podczas jego trwania przeprowadzane są zazwyczaj zadania obserwacyjne. W analizie umyślnie pominięto opadanie w locie ślizgowym, jako etap o niskim poborze energii, głównie przez pozostałe elementy elektroniczne niezwiązane bezpośrednio z napędem. W celu przedstawienia charakterystyki napędu do prezentacji wybrano trzy zmienne związane z fizycznym opisem statku powietrznego w przestrzeni tj. wysokość lotu, prędkość poziomą oraz prędkość pionową. Jako wskaźnik energetyczny dla napędu wybrano moc chwilową pobieraną w danej fazie lotu.

5.1 Wznoszenie

Wznoszenie statku powietrznego związane jest nie tylko ze zwiększeniem pułapu i przygotowaniem do lotu poziomego ale również ze zwiększeniem prędkości poziomej pozwalającej na optymalne prowadzenie lotu. Na rysunku 6 przedstawiono zmianę wysokości UAV w czasie wznoszenia. W początkowej fazie lotu nie występuje znaczne zwiększenie pułapu, natomiast konieczne jest zwiększenie prędkości poziomej (rys. 7). W tym samym okresie lotu następuje zwiększenie prędkości pionowej (rys. 8). Jak widać na rysunku 9 obrazującym zmiany mocy pobieranej przez napęd, największe zapotrzebowanie na energię występuje przez pierwsze 10 sekund lotu, gdy występują duże kąty natarcia. Z wykresów wynika, że maksymalna moc potrzebna jest głównie do zwiększenia prędkości poziomej i przejścia przez obszar niekorzystnych zjawisk aerodynamicznych. Wraz ze zmniejszeniem prędkości poziomej wartość pobieranej mocy spada pozostawiając jej część odpowiedzialną za proces wznoszenia.

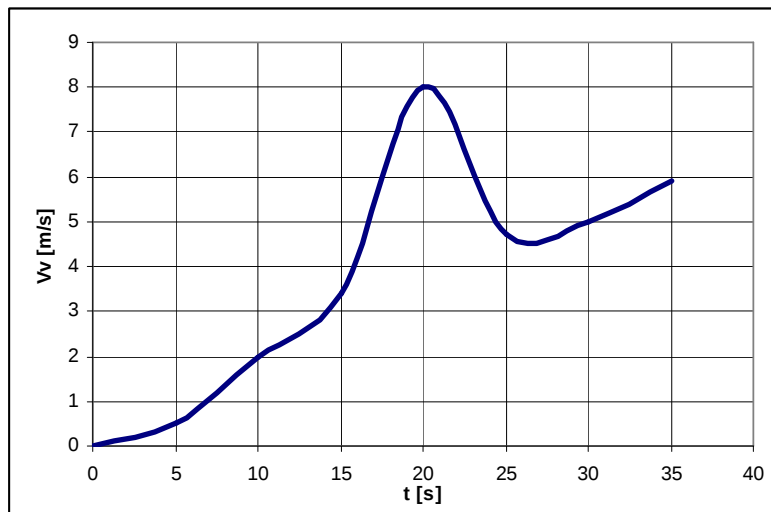


Rys. 6. Pułap UAV w fazie wznoszenia

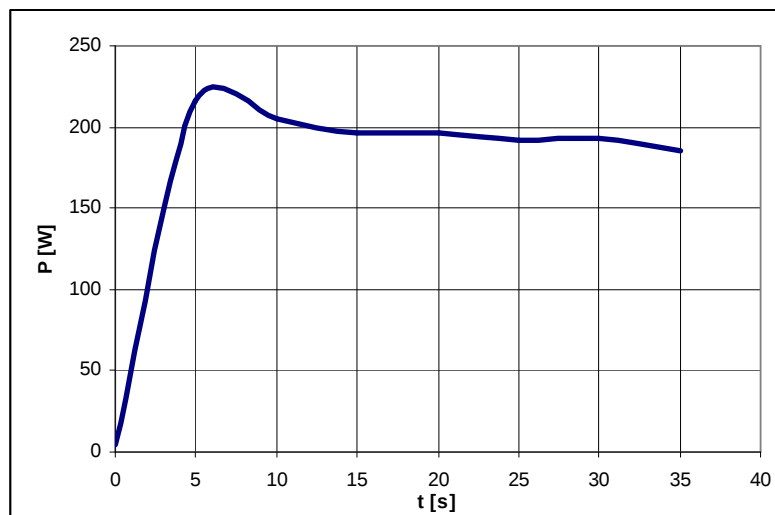


Rys. 7. Prędkość pozioma UAV w fazie wznoszenia

Interesującym zjawiskiem, z punktu widzenia sterowania napędem, jest niewielkie znaczenie chwilowego wzrostu prędkości pionowej na zużycie energii elektrycznej. Na podstawie uzyskanych informacji można wyciągnąć wnioski o sposobie sterowania napędem w celu uniknięcia znaczącego poboru energii z ogniw zasilających. Wstępna analiza wskazuje, że przyspieszanie w locie poziomym wymaga większego nakładu energii niż samo wznoszenie. Ponadto w pierwszej fazie lotu uwidacznia się problem strat generowanych na skutek obniżonej sprawności śmigła dla niskich prędkości przelotowych i wysokich prędkości obrotowych śmigła.



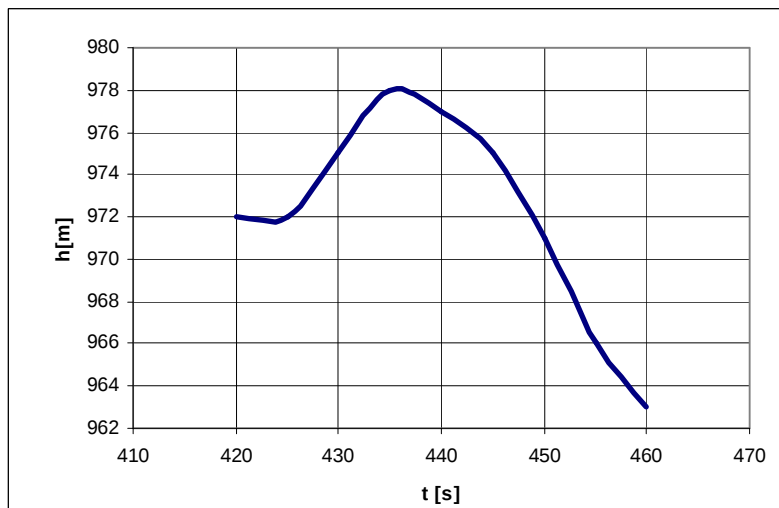
Rys. 8. Prędkość pionowa UAV w fazie wznoszenia



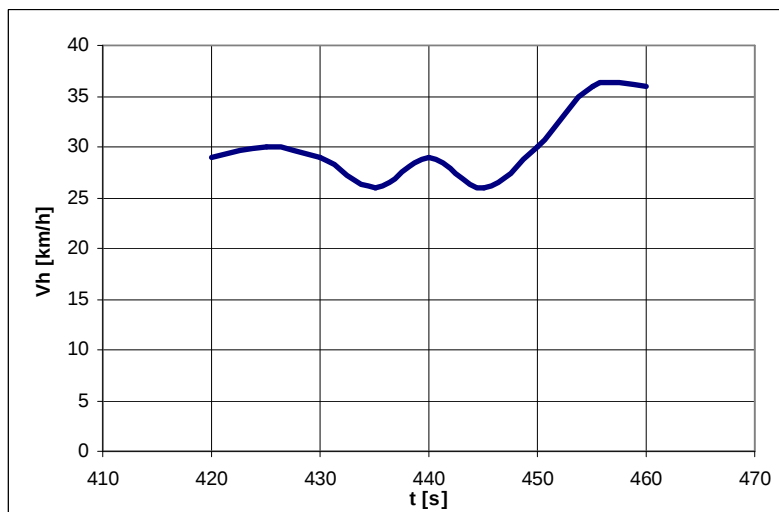
Rys. 9. Pobór mocy UAV w fazie wznoszenia

5.2 Lot poziomy

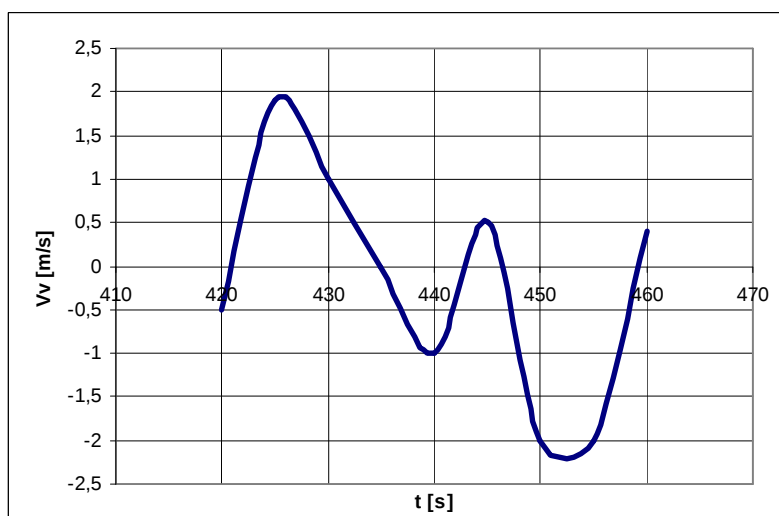
Lot poziomy stanowi najbardziej stabilną energetycznie fazę lotu. W porównaniu ze wznoszeniem następuje tutaj znaczne zmniejszenie energii potrzebnej na utrzymanie statku powietrznego na stałej wysokości. Do analizy wybrano fragment o niewielkiej zmienności pułapu względem wznoszenia, jak i opadania. Na rysunku 10 przedstawiono zmiany wysokości podczas lotu. Odchylenia od poziomu w zakresie ok. 8 m obejmują naturalny charakter typowego przelotu, ponieważ zmiana wysokości stanowi jedynie 1% błąd jej utrzymania. Dla celów porównawczych poboru mocy pod uwagę wzięto identyczne parametry jak w analizie wznoszenia. Stabilny lot poziomy związany jest z niewielkimi wahaniami prędkości pionowej, co pokazano na rysunku 12. Podobnie, w celu zachowania stabilnych warunków pomiaru, prędkość UAV została utrzymana na średnim poziomie ok. 30km/h z wahaniami od średniej poniżej 10% (rys. 11). W rozważanym przypadku widoczna jest stabilizacja mocy na poziomie 70W (rys. 13), co stanowi trzykrotne obniżenie wartości w porównaniu z poborem mocy przy wznoszeniu. Na zmniejszenie mocy nakłada się zarówno zjawisko mniejszej prędkości poziomej, jak i optymalne wykorzystanie śmigła. Zmiany poboru mocy ze względu na zmiany prędkości pionowej nie przekraczają 10W, tj. ok. 15% średniej mocy w tym zakresie obciążeń napędu.



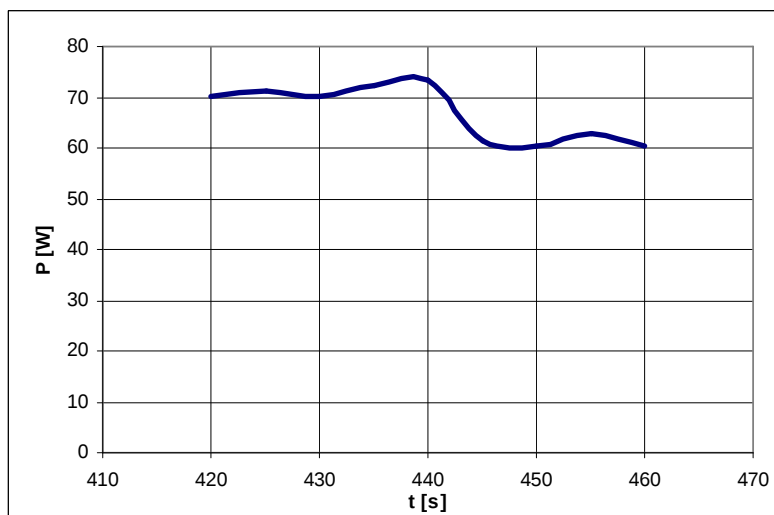
Rys. 10. Pułap UAV dla lotu poziomego



Rys. 11. Prędkość pozioma UAV dla lotu poziomego



Rys.12. Prędkość pionowa UAV dla lotu poziomego



Rys.13. Pobór mocy UAV w locie poziomym

6. WNIOSKI

Zastosowanie elektrycznego napędu do wytworzenia siły ciągu w bezałogowych statkach powietrznych jest obecnie alternatywą dla napędu spalinowego. Wynika to głównie z miniaturyzacji aparatury przenoszonej przez samoloty tego typu, a co naturalne miniaturyzacji samego nośnika tej aparatury. Obok niewielkiej masy napędu elektrycznego oraz jego systemów sterowania, dodatkowym atutem takiego rozwiązania technicznego jest elastyczność sterowania parametrami lotu ze szczególnym uwzględnieniem optymalizacji w zakresie wykorzystania energii napędu. Niezależnie od źródła tej energii, istnieje potrzeba ograniczania jej zużycia przez zastosowanie odpowiednich algorytmów sterowania lotem. Złożenie ograniczeń konstrukcyjnych i mechanicznych z jednej strony oraz energetycznych od strony zasilania, wymaga przeprowadzenia badania charakterystyk poboru mocy w różnych fazach lotu statku powietrznego. Badanie takie pozwala na przyjęcie wstępnych założeń optymalnego sterowania napędem, odpowiedniego planowania lotu, jak również stanowi niezbędną informację zwrotną pozwalającą na modyfikację parametrów aerodynamicznych statku powietrznego z zachowaniem narzucanych ograniczeń użytkowych. Ten ostatni aspekt jest szczególnie istotny w zastosowaniach cywilnych, gdzie ważne są gabaryty oraz aspekty ekonomiczne zarówno w zakresie kosztu produktu jak i porzeźnych środków na eksploatację. Należy również uwzględnić ryzyko awarii i koszt ewentualnych strat z niej wynikających. Oznacza to, że wyznaczenie charakterystyk bezałogowego statku powietrznego jest nieodłączną częścią procesu optymalizacji użytkowej danego rozwiązania i może decydować o możliwości i skuteczności jego stosowania do wyznaczonych zadań.

Przedstawione charakterystyki zapotrzebowania statku powietrznego na energię, nawet w przypadku sterowania bezpośredniego z ziemi i bez złożonego algorytmu optymalizacyjnego, pozwala operatorowi na dostosowanie parametrów lotu do warunków atmosferycznych i realizowanego zadania. Na przykład w przypadku patrolu związanego z nadzorem, pozwala na oszacowanie dystansu przelotu lub dysponowanego czasu lotu. Należy podkreślić, że charakterystyki poboru energii lotu nawet dla podobnych konstrukcji mogą mieć odmienny przebieg, dlatego też istotne może być znormalizowanie procedur identyfikacji parametrów energetycznych i taki ich dobór, aby opracowany model matematyczny mógł być łatwo implementowany w zakresie użytkowym przez operatorów o nawet niewielkim doświadczeniu pozwalając na optymalne sterowanie bezałogowym statkiem powietrznym.

7. BIBLIOGRAFIA

- [1] Bąbka R.: *Modelowanie silnika prądu stałego z komutatorem elektronicznym w środowisku Matlab/Simulink*, Central European III Scientific-Technical Conference „Numerical Methods and Computer Systems in Automatic Control and Electrical Engineering” III MSKAE’99, Częstochowa-Poraj, 17-18.09.1999.
- [2] Czerwiński A.: *Akumulatory, baterie i ogniwa*, Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa 2005.
- [3] <http://batteryuniversity.com>
- [4] Nota aplikacyjna: *An1946, Sensorless BLDC motor control and BEMF sampling methods with ST7mc*, STMicroelectronics, 2007.
- [5] Nota katalogowa: *RC Timer BL motor (Outrunner series)*.
- [6] Nota katalogowa: *RC Timer ESC 30A Brushless Motor Speed Controller*.
- [7] Schier W.: *Miniaturowe silniki spalinowe*, Warszawa, WKiŁ, 1967.
- [8] Staszek J.: *Mechanika lotu modeli latających*, WKiŁ, 1986.
- [9] *Unmanned Vehicles Handbook 2008*, The Shephard Press Ltd, 2008.