

Tomasz WOŁOSZYN  
Robert JAKUBOWSKI  
Marek ORKISZ  
Piotr WYGONIK

PTNSS–2013–SC–094

## Analysis of integration capabilities of hybrid-electric propulsion system in an unmanned aerial vehicle for a determined mission

*The paper presents issues concerning an utilisation of a hybrid-electric propulsion system (HEPS) in an unmanned aerial vehicle (UAV). It is an attempt of fulfilling a gap of alternative propulsions within aerial applications. The elaboration contains both analysis of HEPS energetic aspects and aerial propulsion systems selection criterions. Presented considerations base on the assumed mission, which includes motion profile and given tasks (derived from tactical and technical conditions and aircraft purpose). The characteristics of mission and aircraft allow to determine power requirements which enable to select proper configuration of the HEPS and to define its states of work. Presented deliberations may help to formulate conclusions on matching the HEPS to the mission of the UAV.*

Keywords: *unmanned aerial vehicle, hybrid-electric propulsion system, aerial mission*

### Analiza możliwości integracji hybrydowego zespołu napędowego z bezzałogowym aparatem latającym dla założonej misji

*W artykule podjęto tematykę związaną z określeniem warunków implementacji hybrydowego zespołu napędowego w bezzałogowym statku latającym. Stanowi to próbę wypełnienia niszy, jaka widoczna jest w obszarze aplikacji napędów alternatywnych w lotnictwie. W tym celu przeanalizowane zostały zarówno aspekty działania napędów hybrydowych (zwłaszcza w ujęciu gospodarki energią), jak i kryteria doboru zespołu napędowego do obiektów latających. Punktem wyjściowym dla prowadzonych rozważań jest przyjęta misja lotnicza, na którą składa się określony profil ruchu obiektu latającego oraz zadania jakie ma on wykonać (wynikające z założonych warunków taktyczno-technicznych i przeznaczenia statku powietrznego). Przebieg misji lotniczej oraz charakterystyki obiektu latającego pozwalają na określenie zapotrzebowania na energię, niezbędną do wykonania przyjętego zadania, co jest podstawą do wyboru konfiguracji hybrydowego zespołu napędowego i zdefiniowania trybów jego pracy. Przedstawione w pracy rozważania stanowią bazę dla sformułowania wniosków, dotyczących sposobu dopasowania hybrydowego zespołu napędowego do zadania lotniczego realizowanego przez bezzałogowy statek powietrzny.*

Słowa kluczowe: *bezzałogowy aparat latający, hybrydowy zespół napędowy, misja lotnicza*

## 1. Wprowadzenie

Implementacja nowych technologii w dziedzinie lotnictwa jest długotrwałym i żmudnym procesem. Jest to spowodowane surowymi wymogami, dotyczącymi przede wszystkim bezpieczeństwa. Sprawdzane i rozwijane przez lata koncepcje, powielane są w nowszych konstrukcjach, a próby wprowadzania niekonwencjonalnych rozwiązań wymuszają konieczność poświęcenia znacznych nakładów czasu i środków, co przekłada się na wysokie koszty finalnego produktu.

Przeżywająca w ostatnich latach rozkwit, dziedzina lotnictwa, obejmująca niewielkie bezzałogowe aparaty latające (BAL), może stanowić dobrą platformę do eksperymentowania z wdrażaniem nowych technologii, także tych zapożyczonych z innych działów techniki, m.in. z przemysłu motoryzacyjnego.

Poszukiwania alternatywnych źródeł napędu, koncentrują się wokół rozwiązań, pozwalających na

ograniczenie zużycia konwencjonalnych paliw węglowodorowych. Ma to związek zarówno ze zmniejszaniem się światowych zasobów tego rodzaju surowców, jak też z szeroko prowadzonymi działaniami na rzecz ekologii (ograniczenie emisji szkodliwych substancji, redukcja hałasu, racjonalizacja gospodarki energią). Jednym z takich rozwiązań, silnie rozwijanym zwłaszcza w przemyśle motoryzacyjnym, jest napęd hybrydowy [2][6][7]. Stanowi on niejako ogniwo pośrednie pomiędzy klasycznym napędem spalinowym, a napędem niezależnym od paliw kopalnych. W przypadku próby integracji takiego napędu z obiektami latającymi, należy wziąć pod uwagę szereg czynników, m.in. bezpieczeństwo stosowania takiego rozwiązania, profil misji statku powietrznego, jego właściwości ruchowe, kryteria i wymogi stawiane jednostkom napędowym dla lotnictwa, itp. Czynniki mającymi duże znaczenie, są również koszty związane z implementacją napędu hybrydowego

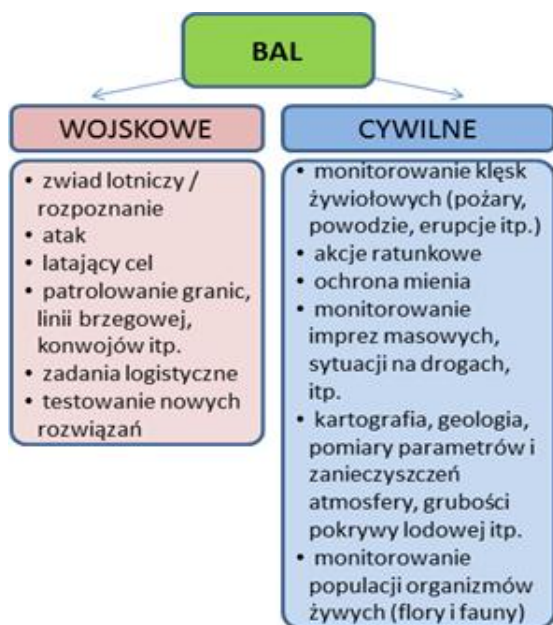
w samolocie i spełnienie restrykcyjnych wymogów prawnych.

W świetle powyższych aspektów, koncepcja wprowadzenia napędu hybrydowego do tzw. dużego lotnictwa, wydaje się być niezwykle trudna do zrealizowania. Dlatego wykorzystanie do tego celu niewielkich obiektów bezzałogowych, pozwala na dużo większą swobodę działania i ogranicza potencjalne negatywne skutki niepowodzenia.

Celem artykułu jest przedstawienie charakterystyki pracy zespołu napędowego w obiekcie latającym i pokazanie możliwości dopasowania HZN dla takiej aplikacji.

## 2. Misja lotnicza obiektu klasy BAL

Każdy bezzałogowy obiekt latający zaprojektowany jest do wykonania określonych zadań, stanowiących misję tego obiektu. W zależności od typu i konfiguracji BAL, misje te mogą mieć różny przebieg, wszystkie jednak podlegają pewnym uwarunkowaniom, wynikającym z ogólnej charakterystyki ruchowej obiektów latających. Zarówno w zastosowaniach militarnych, jak i cywilnych, wyróżnić można szereg różnych zadań lotniczych. Zostały one przedstawione na rys. 1.



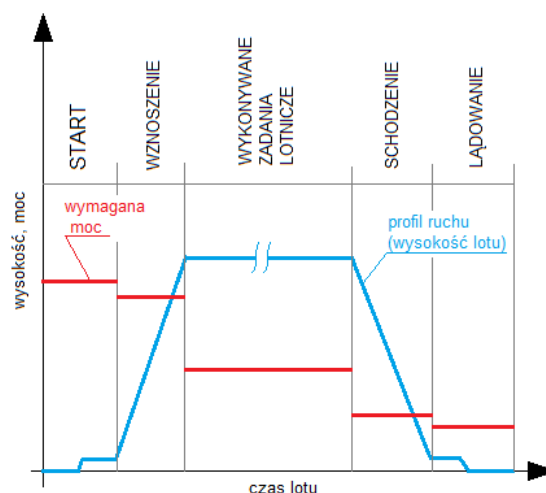
Rys.1. Typowe zadania bezzałogowych aparatów latających

Wykonanie poszczególnych zadań, realizowane jest podczas lotu BAL za pomocą specjalistycznej aparatury, znajdującej się na pokładzie obiektu latającego. Sam lot bezzałogowego aparatu latającego, może być ujęty w formie profilu ruchu, który można określić jako przebieg zmian wysokości i prędkości lotu w czasie. Długość poszczególnych

etapów wynika z przyjętego zadania lotniczego, typu obiektu, szeregu uwarunkowań taktyczno-technicznych.

Profil ruchu, w połączeniu z charakterystyką ruchową obiektu latającego i właściwościami ośrodka, w którym odbywa się ruch, stanowi podstawę do określenia zapotrzebowania energetycznego BAL. Znajomość ilości energii potrzebnej do wykonania zaplanowanych zadań i etapów lotu i jej rozkładu w czasie, jest kluczowa dla określenia konfiguracji i stanów pracy zespołu napędowego.

Schematycznie profil ruchu z naniesionym (przybliżonym jakościowo i uśrednionym) względnym zapotrzebowaniem energetycznym, został przedstawiony na rys. 2.



Rys. 2. Profil lotu BAL i zapotrzebowanie obiektu na moc

Przebieg misji lotniczej, przedstawionej na rys. 2 należy traktować jako przebieg umowy, podstawowy (zawierającym wszystkie główne etapy lotu). Ma on na celu zobrazowanie charakteru pracy lotniczego zespołu napędowego. Profil ruchu obiektu latającego, można rozbudowywać, dodając kolejne etapy, np. kilkukrotne wznoszenie i przelot na różnych wysokościach.

## 3. Kryteria doboru zespołu napędowego

Określenie parametrów zespołu napędowego, przeznaczonego do napędu obiektu latającego, musi być poprzedzone analizą szeregu kryteriów. W technice lotniczej, przy doborze jednostki napędowej należy wziąć pod uwagę następujące kryteria:

- kryterium masowe
- kryterium sprawności układu (energetyczne)
- kryteria eksploatacyjne (stopień komplikacji układu, łatwość sterowania i obsługi)

- kryteria ekologiczne (poziom hałasu, emisyjność szkodliwych związków)
- kryterium ekonomiczne (koszty wytworzenia, eksploatacji i utylizacji)

Zazwyczaj rozwiązania wynikające ze spełnienia poszczególnych kryteriów są, przynajmniej częściowo, wzajemnie przeciwstawne, stąd nie jest możliwe zdefiniowanie jednego uniwersalnego zespołu napędowego dla wszystkich obiektów klasy BAL. Kryteria te przekładają się również na ograniczenie zakresu stosowności przyjętego rozwiązania.

Kryterium masowe odgrywa w lotnictwie kluczową rolę – minimalizacja masy przekłada się na osiągi obiektu i związane z nimi aspekty ekonomiczne (m.in. mniejsze zużycie paliwa, większy udźwig), logistyczne (m.in. łatwiejszy transport, możliwość startu i lądowania z krótszych pasów) i ekologiczne (oszczędność materiałów, obniżona emisyjność szkodliwych związków).

W przypadku hybrydowego zespołu napędowego, masa może być wyrażona jako suma poszczególnych komponentów:

$$m_{HZN} = \sum_i m_i = m_{ST} + m_{SE} + m_{\dot{S}M} + m_{UPN} + m_{AK} + m_P + m_{PK} \quad (1)$$

gdzie:

$m_{HZN}$  – całkowita masa hybrydowego zespołu napędowego,

$m_i$  – masa i-tego komponentu

$m_{ST}$  – masa silnika tłokowego,

$m_{SE}$  – masa maszyn elektrycznych (w zależności od konfiguracji zespołu napędowego),

$m_{\dot{S}M}$  – masa śmigła,

$m_{UPN}$  – masa układu przeniesienia napędu (sprzęgła, przekładnia, itp.)

$m_{AK}$  – masa akumulatorów elektrochemicznych,

$m_P$  – masa paliwa,

$m_{PK}$  – masa pozostałych komponentów (układów sterujących, przewodów, serwomechanizmów, itp.)

Każda wielkość we wzorze (1) jest funkcją wielu zmiennych (m.in. typu urządzenia, jego wymaganych parametrów, itd.). Wypadkowa masa całego zespołu napędowego zależy również od przyjętej konfiguracji tego zespołu oraz od proporcji pomiędzy jednostką tłokową i elektryczną.

Kryterium maksymalnej sprawności układu wymaga racjonalizowania gospodarki energetycznej. Nie bez znaczenia jest tutaj również wybór konfiguracji HZN i jego parametry. Ze względu na złożoność układu, występuje trudność w wyznaczeniu globalnej sprawności zespołu napędowego. Punkt wyjścia może stanowić ogólna definicja

sprawności, jako stosunku energii wykorzystanej do energii dostarczonej (równanie (2)).

$$\eta_o = \frac{E_{wy}}{E_{we}} = \frac{\int N_{wy}(t)dt}{E_{we}} \quad (2)$$

gdzie:

$\eta_o$  – sprawność ogólna hybrydowego zespołu napędowego,

$E_{wy}$  – całkowita energia wyjściowa (zużyta),

$E_{we}$  – całkowita energia wejściowa (dostarczona),

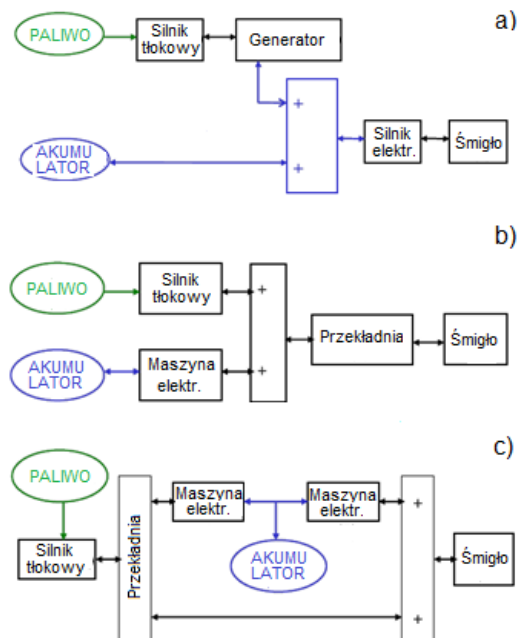
$N_{wy(t)}$  – funkcja opisująca zmianę mocy wyjściowej w czasie,

Stopień spełnienia pozostałych kryteriów, w dużej mierze zależy od przyjętych wytycznych i założeń taktyczno-technicznych i wspomnianych wcześniej kryteriów: masowego i sprawnościowego.

#### 4. Konfiguracja hybrydowego zespołu napędowego

Kryteria doboru lotniczego zespołu napędowego, przedstawione w poprzednim rozdziale, mają znaczący wpływ na wybór konfiguracji napędu hybrydowego dla bezzałogowego aparatu latającego. Można wyróżnić trzy zasadnicze typy HZN (przedstawione schematycznie na rys. 3) [2][6][7]:

- szeregowy
- równoległy
- mieszany (szeregowo-równoległy)



Rys. 3. Zasadnicze typy konfiguracji hybrydowego zespołu napędowego (na podstawie [6][7])

Poza przedstawionymi rodzajami HZN, istnieją również układy pośrednie i modyfikowane, jednak w prowadzonych rozważaniach, brane są pod uwagę jedynie wyżej wymienione typy konfiguracji.

Układ szeregowy (rys. 3a) charakteryzuje się obecnością kilku węzłów konwersji energii (generujących straty, co przekłada się na stosunkowo niską sprawność) i zastosowaniem dwóch maszyn elektrycznych (osobno silnik elektryczny i generator). Dodatkowo silnik elektryczny napędowy, musi być dobrany na najwyższą wymaganą moc. To wszystko przekłada się na znaczną masę takiego zespołu napędowego. Dlatego konfiguracja szeregową (zwłaszcza w ujęciu kryterium masowego i energetycznego), wydaje się być niekorzystna w zastosowaniach lotniczych.

Układ mieszany (rys. 3c) odznacza się wysokim stopniem złożoności. Dodatkowo zbudowany jest z dużej liczby komponentów, co powoduje zwiększenie masy i objętości (problemy zabudowy i wyważenia zespołu napędowego na płatowcu).

W konfiguracji równoległej (rys. 3b), obie jednostki napędowe (tłokowa i elektryczna) sprzęgnięte są mechanicznie, dzięki czemu każda z nich charakteryzuje się mniejszą mocą wyjściową niż maksymalna, wymagana założonymi osiąganiami, moc. W takim układzie silnik tłokowy może pracować w pobliżu punktu swojej maksymalnej sprawności, a silnik elektryczny stanowi jednostkę wspomagającą, podczas etapów, w których zapotrzebowanie na moc jest największe. W pewnych warunkach maszyna elektryczna może także pracować jako generator, wykorzystując nadwyżkę mocy silnika tłokowego do ładowania akumulatora. Wadą jest konieczność zastosowania odpowiedniej przekładni i zespołu sprzęgieł.

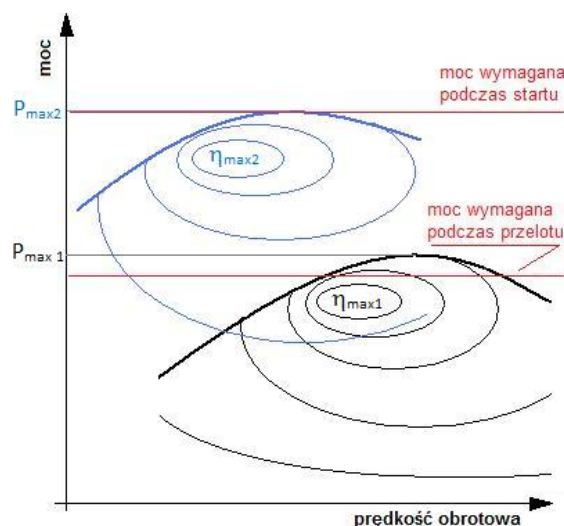
Spośród analizowanych układów, konfiguracja równoległa wydaje się być najbardziej właściwa w zastosowaniach do napędu BAL. Znajduje to potwierdzenie również w pracach innych zespołów badawczych, podejmujących tematykę implementacji HZN w bezałogowych obiektach latających [3][4][5].

## 5. Charakterystyka pracy HZN w obiekcie klasy BAL

Zapotrzebowanie energetyczne podczas przebiegu misji (lotu) BAL jest najwyższe na etapie startu i wznoszenia (rys. 2). W klasycznym lotniczym zespole napędowym, opartym na jednej jednostce napędowej, dobrany silnik musi zapewnić dostarczenie maksymalnej mocy wymaganej (startowej). Jednocześnie etapy startu i wznoszenia stanowią przeważnie kilka procent czasu trwania całej misji. Oznacza to, że przez większą część lotu, obiekt wykorzystuje jedynie około połowy maksymalnej mocy silnika, co sprawia, że jednostka napędowa działa w zakresie nieoptymalnych stanów

pracy. Można przyjąć, że dla fazy przelotu silnik jest przewymiarowany.

Charakterystyka zewnętrzna mocy dla dwóch silników o różnej wielkości, wraz z naniesionymi poziomami wymaganej podczas misji mocy i obszarami maksymalnej sprawności, przedstawiona została na rys. 4.



Rys. 4. Porównanie charakterystyki zewnętrznej mocy dwóch silników tłokowych (na podst. [2][7])

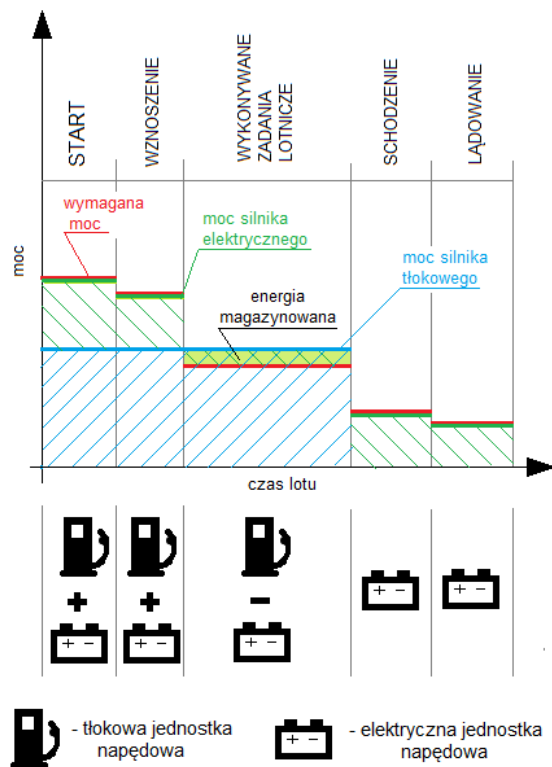
Kolorem czarnym oznaczono na rysunku charakterystykę silnika 1 – mniejszego, kolorem niebieskim, silnika 2 – większego. Można zaobserwować, że w klasycznym napędzie spalinowym, gdzie silnik musi być dobrany na maksymalną wymaganą moc, podczas etapu przelotu (a więc przez większą część misji), pracuje on w obszarze niskiej sprawności. Zastosowanie silnika mniejszego, pozwala utrzymywać wysoką sprawność przez długi czas trwania lotu.

Zastosowanie HZN w konfiguracji równoległej pozwala na dobranie mniejszych jednostek napędowych, tak aby łącznie mogły one zapewnić wymagany poziom mocy. W takim układzie silnik tłokowy powinien spełniać rolę głównej jednostki napędowej, pracując w sposób ciągły, w pobliżu punktu maksymalnej sprawności [5], zaś silnik elektryczny może działać jako jednostka wspomagająca, uzupełniająca okresowe niedobory mocy.

Istotną różnicą, w odniesieniu do napędów hybrydowych, stosowanych w przemyśle motoryzacyjnym, jest także brak odzysku energii z hamowania pojazdu (tzw. *regenerative braking* [2][6]). Doładowanie akumulatora w przypadku wykonywania misji lotniczej, mogłoby być realizowane na etapie przelotu. Zakres pracy silnika tłokowego w obszarze maksymalnej sprawności, musiałby odpowiadać wartościom mocy na wale silnika, wyższym od wartości mocy niezbędnej do wyko-

nywania etapu przelotu, z wykonaniem założonych zadań. Różnica (nadwyżka) mocy, mogłaby być wówczas przetwarzana przez maszynę elektryczną, pracującą w trybie generatorowym, na moc elektryczną ładowania akumulatora (w zastosowaniach lotniczych, zwłaszcza w obiektach klasy BAL powszechnie stosowanym typem silnika elektrycznego są synchroniczne silniki bezszczotkowe o magnesach trwałych, z uwagi na wysokie sprawności i korzystny stosunek mocy do masy [6]).

Na podstawie powyższych założeń, określić można przykładowy przebieg zmian trybów pracy równoległego hybrydowego zespołu napędowego, podczas lotu obiektu typu BAL. Schemat rozdziału mocy pomiędzy jednostki napędowe, wraz z odpowiadającymi trybami pracy, został przedstawiony na rys. 5.



Rys. 5. Rozdział mocy i odpowiadające mu tryby pracy równoległego HZN

Dwa ostatnie etapy misji (obniżanie i lądowanie) mogą być realizowane przy użyciu tylko silnika elektrycznego (wymaga to wysprężenia silnika spalinowego po jego wyłączeniu), w celu wykorzystania zmagazynowanej energii elektrycznej (efek-

tywniejsza gospodarka energią). W szczególnych przypadkach etapy te mogą być realizowane jako lot ślizgowy (bez udziału napędu). Należy pamiętać, że całkowite wyłączenie silnika tłokowego może być rozważane jedynie w odniesieniu do końcowej fazy lotu, z uwagi na trudności w jego ponownym rozruchu w powietrzu (w odróżnieniu od silników pracujących w pojazdach samochodowych).

Pomimo założenia o pracy silnika tłokowego w pobliżu jednego punktu charakterystyki zewnętrznej, musi zostać zachowana możliwość jego szerokiej regulacji. Stąd też układ sterujący zespołem napędowym musi generować nie tylko ustawienia czasu wypełnienia impulsem elektrycznym (parametr sterujący regulatora elektrycznego silnika bezszczotkowego), ale też stopnia otwarcia przepustnicy silnika tłokowego (z uwzględnieniem poprawki wysokościowej [1]). W lotniczym śmigłowym zespole napędowym, elementem sterującym jest w pewnym stopniu również śmigło, generujące zmienny w czasie moment oporowy na wale napędowym [1]. To wszystko przekłada się na dużą złożoność układu sterującego hybrydowym zespołem napędowym przeznaczonym dla aplikacji lotniczych.

## 6. Podsumowanie

Przedstawione w artykule zagadnienia stanowią bazę dla dalszych prac, związanych z tematyką implementacji napędów alternatywnych w lotnictwie. Właściwe zdefiniowanie przebiegu misji lotniczej bezzałogowego aparatu latającego oraz kryteriów doboru zespołu napędowego, pozwala na dokonanie wstępnej selekcji typu zespołu napędowego, odpowiedniego dla przyjętych założeń.

Należy mieć na uwadze liczne ograniczenia, którym podlega proces integracji zespołu napędowego z płatowcem, a które w niniejszym artykule, w mniejszym lub większym stopniu, zostały jedynie zasygnalizowane.

W toku dalszych prac zasadne byłoby zbudowanie kompleksowego modelu masowego napędu hybrydowego, sprzężonego z modelem energetycznym całego obiektu latającego. Stanowiłoby to krok w kierunku poszukiwania optymalnej konfiguracji HZN i określenia obszarów jego stosowania w niewielkich bezzałogowych obiektach latających.

## Nomenclature/Skróty i oznaczenia

BAL/UAV	Bezzałogowy aparat latający /Unmanned aerial vehicle	HZN/HEPS	Hybrydowy zespół napędowy /Hybrid-electric propulsion system
---------	---	----------	---

---

## **Bibliography/Literatura**

- [1] Dzierżanowski P. i in.: Silniki tłokowe, seria Napędy Lotnicze, WKŁ, Warszawa 1981
- [2] Ehsani M., Gao Y., Gay S. E., Emadi A.: Modern Electric, Hybrid Electric, and Fuel Cell Vehicles: Fundamentals, Theory, and Design, CRC Press, 2005.
- [3] Glasscock R., Hung J. Y., Walker R. A., Gonzales L.: Design modelling and measure of hybrid powerplant for unmanned aerial systems (UAS), Proceedings of the 5<sup>th</sup> Australasian Conference on Applied Mechanics, Brisbane, Australia, 2007.
- [4] Harmon F. G.: Neural network control of a parallel hybrid-electric propulsion system for a small unmanned aerial vehicle, PhD thesis, University of California, Davis, USA, 2005.
- [5] Hung J. Y., Gonzalez L. F.: On parallel hybrid-electric propulsion system for unmanned aerial vehicles, Progress in Aerospace Sciences, vol. 51, pp. 1-17, 2012.
- [6] Husain I.: Electric and Hybrid Vehicles Design Fundamentals, CRC Press 2003
- [7] Xu J.: Hybrid Electric Vehicle – Overview, Hong Kong APAS R&D Center, 2007