

Michał Kuźniar

# Energetyczna analiza porównawcza zespołów napędowych w zastosowaniu do lekkiego statku powietrznego

JEL: L93 DOI: 10.24136/atest.2019.013  
Data zgłoszenia: 15.12.2018 Data akceptacji: 08.02.2019

W nawiązaniu do badań nad ekologicznymi źródłami napędu dla samolotów przeprowadzono energetyczną analizę porównawczą dla zespołów napędowych korzystających z różnych źródeł zasilania. Do analizy wykorzystano płatowiec motoszybowca AOS-71. Obliczenia przeprowadzono dla różnych zespołów napędowych: spalinowego, elektrycznego, hybrydowego spalinowego oraz hybrydowego z ogniwo wodorowym. Podstawowym założeniem była taka sama masa startowa samolotów wynosząca 660 kg. Dokonano wyznaczenia energii zgromadzonej na pokładzie, a następnie długości i zasięgu lotu dla każdego rodzaju napędu. Analizę przeprowadzono dla dwóch trajektorii lotu. Wyniki przedstawiono na wykresach i omówiono we wnioskach.

**Słowa kluczowe:** napęd hybrydowy, ogniwo paliwowe, samolot lekki, motoszybowiec, energia zawarta w paliwie, gęstość energii

## Wstęp

Obecnie prowadzonych jest wiele badań nad zastosowaniem w transporcie napędów pozwalających na zmniejszenie zużycia paliwa i emisji związków szkodliwych do atmosfery. Zwłaszcza w motoryzacji można zauważyć zainteresowanie napędami elektrycznymi, spalinowo-elektrycznymi, a nawet zastosowaniem wodoru (np. Toyota Mirai). Również w lotnictwie prowadzone są takie badania i próby. W pracach [1] i [2] opisano zastosowanie ekologicznych napędów w lekkich pojazdach latających, w tym bezzałogowych statkach powietrznych. W artykule [3] przeprowadzono analizę zastosowania silnika spalinowego do napędu generatora elektrycznego, zastępując nim ciężkie akumulatory. W artykule [4] opisano możliwości zastosowania ogniw wodorowych do wytworzenia energii potrzebnej do lotu samolotu.

Na tej podstawie można spróbować odpowiedzieć na pytanie, czy te innowacyjne rodzaje napędu są w stanie zapewnić interesujące z punktu widzenia użytkownika parametry osiągowie zespołu napędowego.

Najważniejszym parametrem, jaki ma zapewnić zespół napędowy samolotu jest generowany przez niego ciąg (lub moc potrzebna do napędu śmigła). Rozwijany ciąg jest niezbędny do wykonywania w sposób bezpieczny takich manewrów, jak start czy przelot na danej trasie. Wartościami dodatkowymi, które mogą zainteresować potencjalnych użytkowników statku powietrznego jest również zasięg lub czas lotu, jaki można osiągnąć przy wykorzystaniu energii zgromadzonej na pokładzie. Ponadto, na poziom tej energii wpływ będzie miała masa baterii czy paliwa, jakie można będzie do zabrać na pokład. W artykule zostanie zawarta analiza porównawcza energii dysponowanej na pokładzie statku powietrznego oraz jego osiągow dla czterech zespołów napędowych:

- a) tradycyjnego spalinowego,
- b) elektrycznego,

- c) hybrydowego – spalinowo elektrycznego,
  - d) hybrydowego – ogniwo wodorowe wraz z baterią.
- Założono jednakową masę startową motoszybowców, wynoszącą 660 kg.

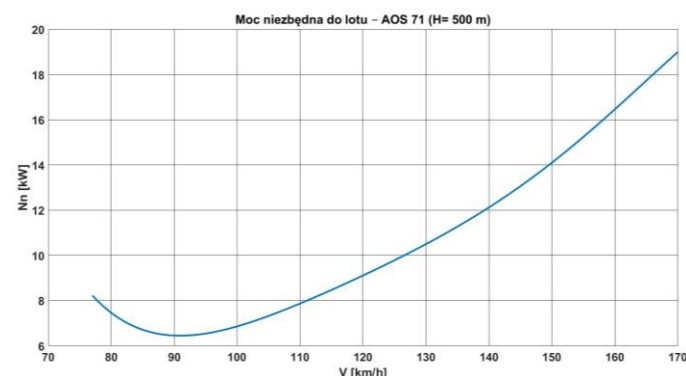
## 1. Analiza problemu

### 1.1. Obiekt badawczy

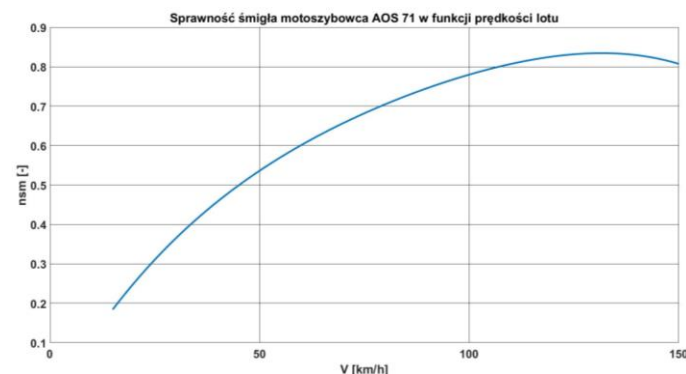
Do analiz przyjęto płatowiec elektrycznego motoszybowca AOS-71 (rys. 3), zbudowanego w ramach współpracy między Katedrą Samolotów i Silników Lotniczych Politechniki Rzeszowskiej a Wydziałem Mechanicznym, Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej. W tabeli 1 przedstawiono podstawowe dane płatowca, natomiast na rysunkach 1 i 2 wartości mocy niezbędnej do lotu dla tego płatowca oraz sprawność jego śmigła w zależności od prędkości lotu.

Tab. 1. Podstawowe dane techniczne płatowca AOS-71 [7]

Powierzchnia nośna [m <sup>2</sup> ]	Rozpiętość [m]	Wydłużenie	Masa maksymalna [kg]
15,8	16,4	17	660



Rys. 1. Krzywa mocy niezbędnej do lotu motoszybowca AOS 71



Rys. 2. Zależność sprawności śmigła motoszybowca AOS 71 od prędkości lotu.



Rys. 3. Motoszybowiec AOS 71

1.2. Metodologia pracy

Do przeprowadzenia analizy przyjęto metodę energetyczną, tj., w pierwszej kolejności wyznaczono energię zgromadzoną na pokładzie samolotu, a następnie na podstawie obranego profilu misji, odejmowano energię potrzebną do wykonania określonego manewru od energii zakumulowanej. Na tej podstawie określono zasięg i długotrwałość lotu dla danego profilu misji. Analiza została przeprowadzona w środowisku Matlab. Model numeryczny do wyznaczenia energii zgromadzonej na pokładzie i jej zapotrzebowaniu dla danego manewru, zbudowano na podstawie literatury [5] [6].

Formułę na wartość energii niezbędną do startu statku powietrznego i jego wznoszenia na założoną wysokość przelotową przedstawiono wzorem (1), natomiast energię do lotu ustalonego (na jednej wysokości) wzorem (2). Wzory zostały wyznaczone na podstawie literatury [5] [6].

$$E_{WZ} = ((Q \cdot W + \frac{N_N}{\eta_n}) \cdot t_{WZ}) \cdot \frac{1}{\eta_{sm}} \quad (1)$$

gdzie:

Q – ciężar statku powietrznego [N]

W – prędkość wznoszenia [m/s], którą można wyznaczyć z formuły:

$$W = \frac{N_r - N_N}{Q} \quad (2)$$

$N_r$  – moc niezbędną do wznoszenia na określoną wysokość [W],

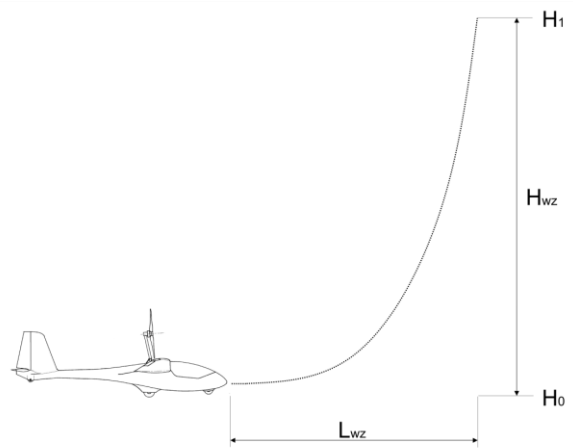
$N_N$  – moc niezbędną do lotu poziomego [W],

$t_{WZ}$  – czas wznoszenia [s],

$\eta_{sm}$  – sprawność śmigła [-],

$\eta_n$  – sprawność zespołu napędowego [-].

Wznoszenie motoszybowca przedstawiono na rysunku 4.



Rys. 4. Wznoszenie statku powietrznego na określoną wysokość

Czas manewru wyznacza się przez podzielenie wysokości, którą wznosi się statek powietrzny przez prędkość wznoszenia. Moc niezbędną do lotu poziomego odczytuje się z charakterystyk aerodynamicznych płatowca – określonej prędkości wznoszenia odpowiada prędkość pozioma dla optymalnego kąta wznoszenia, a prędkości poziomej odpowiada moc niezbędna do lotu. Dodatkowo dla prędkości poziomej należy podać sprawność śmigła odczytana z jego charakterystyk.

Z kolei dla lotu ustalonego energia pobrana ze źródła energii wynosi za formułą (3):

$$E_{lot} = \frac{N_N}{\eta_n} \cdot t_{lot} \cdot \frac{1}{\eta_{sm}} \quad (3)$$

gdzie:

$t_{lot}$  – czas lotu ustalonego [s].

Do analizy przyjęto dwa podstawowe profile misji.

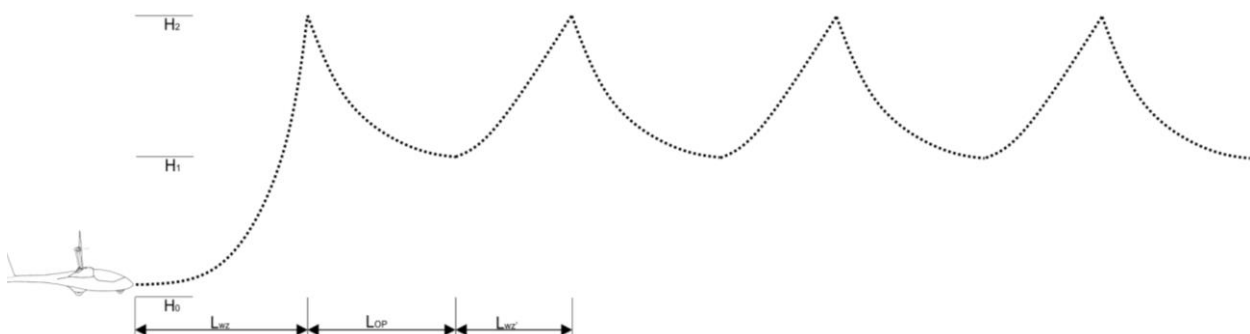
1. Start ze wznoszeniem do wysokości 600 m z prędkością pionową 2,3 m/s, a następnie przelot na uzyskanej wysokości z prędkością 28 m/s (100 m/h) do wyczerpania źródła energii. Wzorem (4) określono energię pozostałą na pokładzie po starcie i wznoszeniu,

$$E_{POZ} = E - E_{WZ} \quad (4)$$

gdzie:

E – energia zmagazynowana na pokładzie statku powietrznego w paliwie lub bateriach [J].

Czas lotu do wyczerpania źródła energii określono przy pomocy wzorów (5) oraz (6):



Rys. 5. Wariant II trajektorii lotu motoszybowca AOS [3]

$$t_{lot} = E_{POZ} \div \frac{N_N}{\eta_n \cdot \eta_{sm}} \quad (5)$$

Uzyskany zasięg statku powietrznego można wyrazić wzorem (6):

$$L = (t_{WZ} + t_{lot}) \cdot V_{lot} \quad (6)$$

2. Start ze wznoszeniem do wysokości 600 m z prędkością pionową 2,3 m/s a następnie lot bezsilnikowy ze spadkiem wysokości do 300 m, a następnie ponowne wznoszenie na wysokość 600 – do wyczerpania energii zgromadzonej na pokładzie (rys.5). Przyjęta doskonałość szybowca wynosi 20 [7], a wznoszenie z wysokości 300 m do 600 m oblicza się analogicznie jak dla startu. Do wyznaczenia osiągow skorzystano ze wzoru (4). Pozostałą energię podzielono przez energię potrzebną do wznoszenia na wysokość 600 m z 300 m. Uzyskano w ten sposób liczbę możliwych do wykonania manewrów wznoszenia. Liczbę tą pomnożono przez drogę pokonaną przez motoszybowiec w czasie jednej sekwencji wznoszenia i opadania (rys.4) oraz dodano drogę pokonaną podczas startu motoszybowca. Wzór na zasięg całkowity można zapisać jako (7):

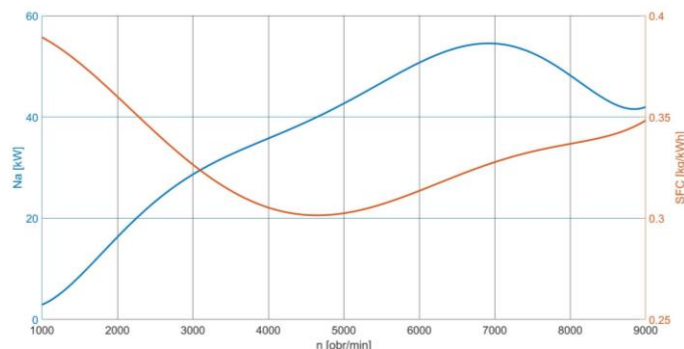
$$L = L_{WZ} + \frac{E_{POZ}}{E_{WZ(300-600)}} \cdot (L_{WZ300} + L_{OP}) \quad (7)$$

Uzyskany zasięg wystarczy podzielić przez prędkość lotu poziomego  $V_{LOT}$ , uzyskując w ten sposób długotrwałość lotu motoszybowca.

## 2. Energia zmagazynowana dla analizowanych zespołów napędowych

### 2.1. Silnik spalinowy

Zastosowany został silnik spalinowy to silnik o tłoku wirującym LCR 814 o mocy maksymalnej 55 kW. Na rys.6 [8] zaprezentowano charakterystykę obrotową tego silnika.



Rys. 6. Charakterystyka obrotowa silnika LCR 814

Energia zgromadzona na pokładzie motoszybowca wyraża się wzorem (8):

$$E = W_D \cdot m_{PAL} \quad (8)$$

gdzie:

$W_D$  – wartość opałowa paliwa  $42 \cdot 10^6$  [J/kg]

$m_{PAL}$  – masa paliwa w zbiorniku 10 [kg]

Sprawność zespołu napędowego (silnika) dla parametrów pracy silnika podczas wznoszenia i przelotu określono wzorem (9):

$$\eta_N = \frac{N_{SIL} \cdot t_{PAL}}{W_D \cdot m_{PAL}} \quad (9)$$

Wyznaczona sprawność silnika dla parametrów pracy w czasie lotu z prędkością poziomą 100 km/h wyniosła 28%.

### 2.2. Silnik elektryczny

Zastosowano silnik elektryczny Emrax o mocy 40 kW. Energia do jego zasilania czerpana była z baterii o pojemności 40 Ah, napięciu znamionowym 180 V i masie 178 kg.

Energia zgromadzona na pokładzie motoszybowca wyraża się wzorem (10):

$$E = I \cdot 3600 [s] \cdot U_{BAT} \quad (10)$$

gdzie:

$I \cdot 3600$  [s] – pojemność baterii [As]

$U_{BAT}$  – napięcie robocze baterii [V]

### 2.3. Napęd spalinowo-elektryczny

Zastosowany silnik elektryczny Emrax o mocy 40 kW jako silnik marszowy. Do napędu generatora elektrycznego użyto silnika o wirującym tłoku LRC 407 o mocy 28 kW. Do zasilania silnika spalinowego przewidziano 6 kg paliwa. Dodatkowo na pokładzie były zamontowane baterie o pojemności 16 Ah i napięciu znamionowym 355 V.

Energia zgromadzona na pokładzie motoszybowca wyraża się wzorem (11):

$$E = I \cdot 3600 [s] \cdot U_{BAT} + \eta_{gen} \cdot (N_{SIL} \cdot t_{PAL}) \quad (11)$$

gdzie:

$\eta_{gen}$  – sprawność generatora równa 90% [-]

### 2.4. Napęd wodorowo-elektryczny

Zastosowany silnik elektryczny Emrax o mocy 40 kW jako silnik marszowy. Jako źródło prądu wykorzystano ogniwo wodorowe zapewniające 10 kW energii elektrycznej przy zużyciu 18 l/h wodoru. Dodatkowo na pokładzie były zamontowane baterie o pojemności 16 Ah, napięciu znamionowym 355 V. Pojazd wyposażony jest w dwa zbiorniki wodoru o łącznej pojemności 24 l pod ciśnieniem 25 MPa.

Energia zgromadzona na pokładzie motoszybowca wyraża się wzorem (12):

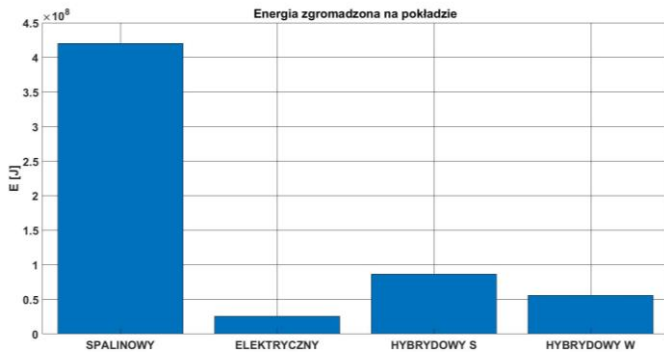
$$E = I \cdot 3600 [s] \cdot U_{BAT} + \eta_{gen} \cdot (N_{OG} \cdot t_{OG}) \quad (12)$$

gdzie:

$\eta_{gen}$  – sprawność ładowania akumulatora 90% [-].

### 2.5. Zestawienie energetyczne

Na poniższym wykresie (rys. 7) przedstawiono wartości energii skumulowanej na pokładzie statku powietrznego w zależności od zastosowanego napędu.



Rys. 6. Energia zgromadzona na pokładzie statku powietrznego.

Jak można zauważyć, największą energię skupia 10 kg paliwa na pokładzie wariantu czysto spalinowego. Drugi jest wariant hybrydowy z generatorem spalinowym (około 20% wartości energii wariantu spalinowego) – warto zwrócić uwagę, że energia zawarta w paliwie została przeliczona na ekwiwalent elektryczny, który można przekazać do ładowania baterii (według drugiej części wzoru 10). Najmniej korzystnie wypadł wariant elektryczny (około 7% wartości energii wariantu spalinowego), co spowodowane było znaczną masą baterii.

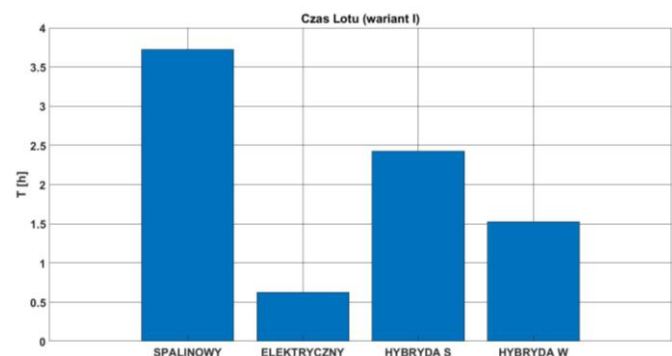
### 3. Wyniki

Na poniższych wykresach zaprezentowano wyniki przeprowadzonych analiz.

Na rys. 8 oraz rys. 9 zaprezentowano wykresy zasięgu i długości lotu dla pierwszego wariantu trajektorii lotu poddanego analizie w pracy.



Rys. 8. Zasięg lotu dla różnych zespołów napędowych – wariant I.

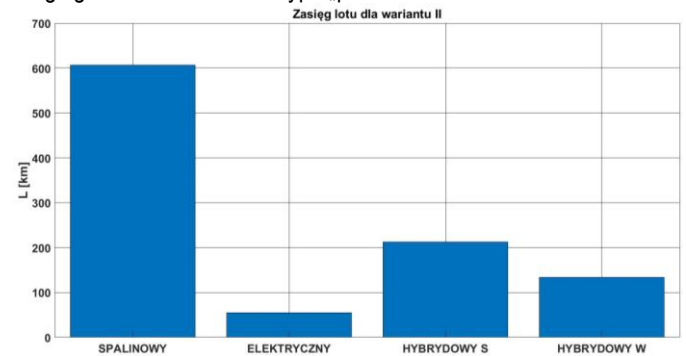


Rys. 9. Długość lotu dla różnych zespołów napędowych – wariant I.

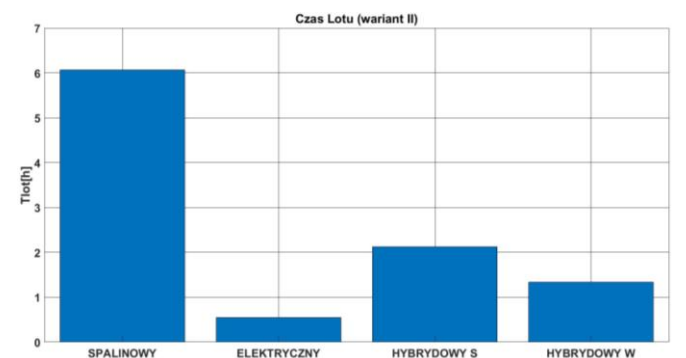
Jak można zauważyć, największy zasięg oraz długość lotu uzyskano dla wariantu spalinowego – zasięg wyniósł około 370 km, długość lotu wyniosła 3 godziny i 42 minuty. W przypadku napędu hybrydowego z generatorem spalinowym – parametry lotu stanowiły około 65% wartości osiągowych dla napędu spalinowego.

Dla napędu wodorowego, zasięg i długość lotu stanowiły około 41% wartości osiągowych napędu spalinowego, zaś dla wariantu elektrycznego – około 18%, co było wynikiem najmniej korzystnym.

Na rys. 10 oraz rys. 11 podano zasięg i długość lotu dla drugiego wariantu lotu – lot typu „pila”.



Rys. 10. Zasięg lotu dla różnych zespołów napędowych – wariant II.



Rys. 11. Długość lotu dla różnych zespołów napędowych – wariant II.

Dla drugiego wariantu misji motoszybowca uzyskano podobne wyniki jak dla pierwszego wariantu lotu. Największy zasięg oraz długość lotu uzyskano dla wariantu spalinowego – około 600 km zasięgu, długość lotu wyniosła 6 godzin. Dla napędu hybrydowego z generatorem spalinowym, uzyskany zasięg i długość lotu stanowiły około 37% wartości osiągowych napędu spalinowego. Dla napędu wodorowego, zasięg i czas lotu stanowiły około 25% wartości osiągowych napędu spalinowego. Zasięg i długość lotu dla wariantu elektrycznego stanowiły około 8,3% tych parametrów napędu spalinowego.

### Podsumowanie i wnioski

Na podstawie przeprowadzonej analizy można wysunąć następujące wnioski:

1. Przy obu zaproponowanych trajektoriach lotu najkorzystniejsze było zastosowanie spalinowego układu napędowego. Na pokładzie zgromadzono najwięcej energii przy takiej samej masie startowej motoszybowców. Było to spowodowane różnicami gęstości energii zgromadzonej na pokładzie motoszybowców o różnych napędach. W przypadku wariantu spalinowego, gęstość energii wynosiła 42 MJ/kg, natomiast w przypadku wariantu elektrycznego było to jedynie 0,15 MJ/kg.
2. W wariantach hybrydowych spalinowych należy zwrócić uwagę na straty energii podczas przeliczania energii zgromadzonej w paliwie na ekwiwalent elektryczny. W tym przypadku należy uwzględnić sprawność pracy silnika spalinowego (dla zakresu pracy generatorowej wynosiła 30%) oraz sprawność ładowania akumulatora.



3. W przypadku wariantu hybrydowego wodorowego, problem stanowiła masa instalacji wodorowej – samo ogniwo waży przeszło 60 kg.
4. Głównym ograniczeniem dla napędu w pełni elektrycznego jest masa baterii, która znacznie obniża walory użytkowe statku powietrznego.
5. Dla najbardziej etapu zużywającego najwięcej energii, czyli wznoszenia, znów okazało się, że najkorzystniejszym rozwiązaniem jest układ spalinowy. Charakterystyka pracy silnika spalinowego oraz duża gęstość energii pozwalają na efektywne zwiększanie wysokości. Silnik elektryczny potrzebuje dużej mocy napędowej – w przypadku napędu elektrycznego, po wykonaniu etapu startu i wznoszenia akumulatory są już praktycznie wyczerpane.

Na podstawie powyższych wniosków można stwierdzić, że jeżeli dysponujemy ograniczoną masą pojazdu latającego, napęd spalinowy będzie bezkonkurencyjny. Układ hybrydowy spalinowo-elektryczny mógłby wykazać się lepszymi charakterystykami użytkowymi, ale w przypadku innej konstrukcji układu. W takim przypadku, silnik spalinowy byłby silnikiem marszowym i napędzał bezpośrednio śmigło, a silnik elektryczny dodatkowo wspomagałby silnik spalinowy przy takich manewrach, jak start czy wznoszenie, gdzie obciążenie silnika spalinowego, a tym samym jego zużycie paliwa jest największe. Uwagę należy skupić na układzie z ogniwem wodorowym. Wraz z ciągłą optymalizacją ogniw pod względem ich masy oraz zużycia wodoru może okazać się, że będą stanowiły realną alternatywę dla układów spalinowych. Sprawność napędu korzystającego z ogniw wodorowych lub generatora spalin można podnieść poprzez zastosowanie napędu rozproszonego (co stanowi cel dalszych badań i analiz autora artykułu). Ten rodzaj napędu wymaga głębokiej integracji aerodynamicznej i konstrukcyjnej z płatowcem. Kolejnym zagadnieniem jest wielkość statku powietrznego. Im statek jest większy, a przez to cięższy, łatwiej jest rozdysponować masą poszczególnych zespołów składowych napędu alternatywnego. Warto również zwrócić uwagę na odpowiednie dopasowanie typowej misji wykonywanej przez samolot do jego układu napędowego.

## Bibliografia:

1. R. Jakubowski, M. Orkisz, T. Wołoszyn, A review of selected alternative propulsion systems for UAV applications, Zeszyty

Naukowe/Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych Dęblin, 2015.

2. R. Bojoi i inni, Multiphase Drives for Hybrid-Electric Propulsion in Light Aircrafts: a Viable Solution, 2018 International Symposium on Power Electronics, Electrical Drives, Automation and Motion (SPEEDAM), materiały konferencyjne. 2018.
3. I. Geiss, R. Voit-Nitschmann, Sizing of fuel-based energy systems for electric aircrafts. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G-Journal of Aerospace Engineering. 2017 Vol. 231.
4. G. Correa i inni, Flight test validation of the dynamic model of a fuel cell system for ultra-light aircraft, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G-Journal of Aerospace Engineering, vol.229 2015.
5. W. Fiszdun. Mechanika Lotu. PWN, Warszawa 1961.
6. J. Anderson. Introduction to flight. McGraw Hill Education. 2016.
7. J. Tomaszewicz, W. Frączek, P. Czarnocki. Wstępne obliczenia aerodynamiczne dla motoszybowca AOS-H2. Praca nie publikowana.
8. Wankel AG, .Engine Manual LRC 814.

---

## Energy comparative analysis of power units for use in light aircraft

In reference to the research conducted on environmentally friendly sources of propulsion for aircrafts, there was carried out an energetic comparative analysis for power units using various power sources. For this analysis, the AOS-71 glider airframe was used. The calculations were done for different variants: a combustion engine, an electrical engine, a hybrid combustion engine and a hybrid engine with a hydrogen cell. The research was based on the assumption of the same aircraft take-off weight of 660 kg. The energy accumulated on board was determined, and then the duration and range for each type of propulsion for two flight trajectories. The results were presented in diagrams and discussed in the conclusions.

---

**Keywords:** hybrid propulsion, fuel cell, light aircraft, motor glider, energy contained in fuel, energy density

## Autor:

mgr inż. **Michał Kuźniar** – Politechnika Rzeszowska, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa, Katedra Samolotów i Silników Lotniczych.