

*bezzałogowy aparat latający, napęd hybrydowy,
maszyna prądu stałego z magnesami trwałymi,
praca silnikowa, praca generatorowa*

Piotr BOGUSZ*, Mariusz KORKOSZ*,
Jan PROKOP*, Piotr WYGONIK*

BADANIA LABORATORYJNE NAPĘDU HYBRYDOWEGO BEZZAŁOGOWEGO APARATU LATAJĄCEGO

W pracy zaprezentowano wyniki badań opracowanego przez autorów szeregowego napędu hybrydowego przeznaczonego do bezzałogowego aparatu latającego. Badania objęły część elektryczną całej struktury napędu. Podczas badań określono sprawność poszczególnych podzespołów napędu oraz poprawność działania systemu zarządzania napędem.

1. WSTĘP

Napędy hybrydowe stanowią formę łączącą klasyczny napęd spalinowy z napędem elektrycznym [1], [2]. Stosowanie napędów hybrydowych w motoryzacji jest już faktem czego przykładem są produkowane seryjnie samochody. Obecnie podejmowane są próby zastosowania napędów hybrydowych w bezzałogowych aparatach latających (BAL) [3]. Zasadniczą zaletą szeregowych napędów hybrydowych jest brak sprzężenia mechanicznego pomiędzy silnikiem napędowym, a spalinowym. Natomiast wadą jest gorsza sprawność wynikająca z szeregowego połączenia elementów składowych napędu.

Celem niniejszej pracy jest przedstawienie wyników badań wersji laboratoryjnej szeregowego napędu hybrydowego oraz ocena możliwości zastosowania tego typu napędu w bezzałogowych aparatach latających. W pracy zaprezentowano opracowany przez autorów napęd, który następnie został przebadany. W napędzie zastosowano maszyny elektryczne ogólnie dostępne na rynku. Badania objęły część elektryczną całej struktury napędu. Podczas badań laboratoryjnych do napędu generatora zastosowano silnik elektryczny zamiast spalinowego ze względu na problem bezpiecznego odprowadzania spalin z laboratorium.

* Politechnika Rzeszowska, al. Powstańców Warszawy 12, 35-959 Rzeszów.

2. SZEREGOWY UKŁAD HYBRYDOWY – WYMAGANIA I BUDOWA

2.1. WYMAGANIA

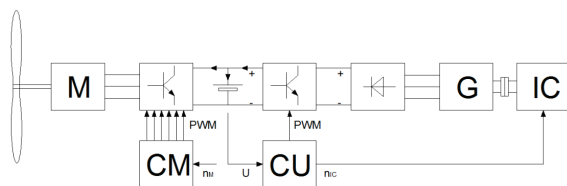
Szeregowemu hybrydowemu układowi napędowemu zostały postawione następujące wymagania:

- Prędkość robocza układu napędowego 8000 – 9000 min^{-1} .
- Napięcie zasilające silnik elektryczny $U_{\text{dc}} = 38 \text{ V}$.
- Moc silnika elektrycznego nie mniejsza niż 1600 W dla uzyskania wymaganej siły ciągu na wale śmigła.
- Moc generatora powinna zapewniać stabilną pracę silnika elektrycznego w trakcie przelotu, pokrywać zapotrzebowanie na energię przez pozostałe komponenty układu napędowego i sterowania oraz możliwość doładowywania baterii akumulatorów $\sim 800 \text{ W}$.
- Pojemność baterii akumulatorów powinna zapewnić dostarczenie mocy około 1080 W w czasie nie dłuższym niż 2 minuty (pojemność 1,32 Ah).
- Moc na wale silnika spalinowego nie mniejsza niż 950 W.
- Całkowita waga napędu hybrydowego nie powinna przekraczać 5 kg.

Na bazie istniejących rozwiązań konstrukcyjnych i przeprowadzeniu badań symulacyjnych potwierdzonych badaniami laboratoryjnymi wybrano maszyny spełniające postawione wymagania.

2.2. STRUKTURA NAPĘDU

Schemat blokowy zaproponowanej struktury hybrydowego napędu szeregowego przeznaczonego do bezzałogowego aparatu latającego przedstawiono na rysunku 1.



Rys. 1. Struktura blokowa napędu hybrydowego przeznaczonego do BAL
Fig. 1. Block diagram of hybrid drive for UAV

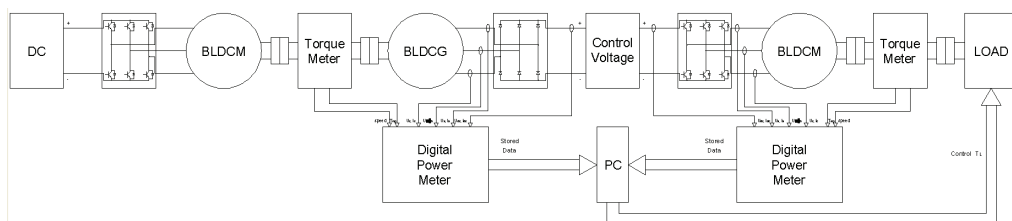
W napędzie z rysunku 1 można wyróżnić następujące podzespoły:

- silnik spalinowy IC,
- generator elektryczny G,
- prostownik trójfazowy,
- impulsowy regulator napięcia i prądu sterowany z bloku CU,

- akumulator,
- układ zasilający silnik CM – sterowany z bloku sterowania CU,
- silnik elektryczny napędzający śmigło M.

3. STANOWISKO DO BADAŃ LABORATORYJNYCH SZEREGOWEGO UKŁADU HYBRYDOWEGO

W celu przeprowadzenia badań zaprojektowanego hybrydowego napędu szeregowego autorzy opracowali i zestawili stanowisko badawcze w warunkach laboratoryjnych zgodnie ze schematem blokowym przedstawionym na rysunku 2.



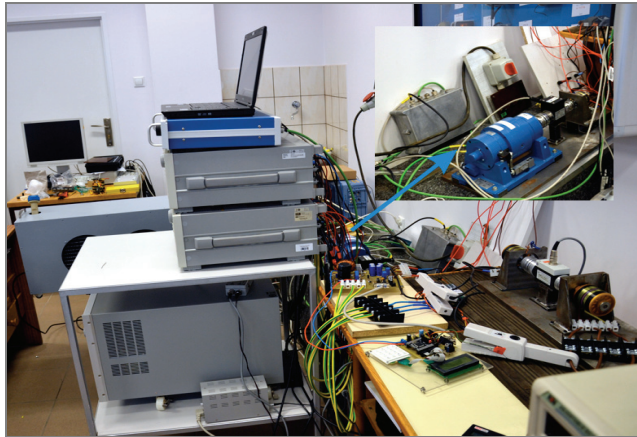
Rys. 2. Schemat stanowiska badawczego hybrydowego szeregowego układu napędowego
Fig. 2. Diagram of laboratory station of series hybrid drive

Z uwagi na brak możliwości odprowadzania spalin w miejscu prowadzenia badań, zamiast silnika spalinowego przeznaczonego do napędu generatora, zastosowano silnik elektryczny. W celu możliwości regulacji momentu obciążenia silnika w miejsce śmigła do obciążenia silnika zastosowano hamownicę wiroprądową o płynnie regulowanym momencie obciążenia od 0 do 3Nm (Magtrol WB43 3 Nm, 3 kW). Ponieważ silnik spalinowy został zastąpiony silnikiem elektrycznym, do jego zasilania zastosowano wysokoprądowy zasilacz prądu stałego 60 V, 110 A (Agilent 6692A). Do pomiaru momentów na wale generatora oraz wale silnika zastosowano momentomierze o zakresie 5 Nm (Magtrol, HBM). Zarządzanie systemem pomiarowym zrealizowano z komputera za pomocą oprogramowania LabView. Urządzeniami rejestrującymi pomiary były dwa analizatory mocy (Yokogawa WT1600). Zadawanie momentu odbywało się w sposób automatyczny z poziomu oprogramowania, które sterowało pracą sterownika hamownicy. Przedstawiony układ pomiarowy, umożliwiał wyznaczenie sprawności każdego zastosowanego komponentu szeregowego hybrydowego układu napędowego. Widok stanowiska pomiarowego przedstawiono na rysunku 3.

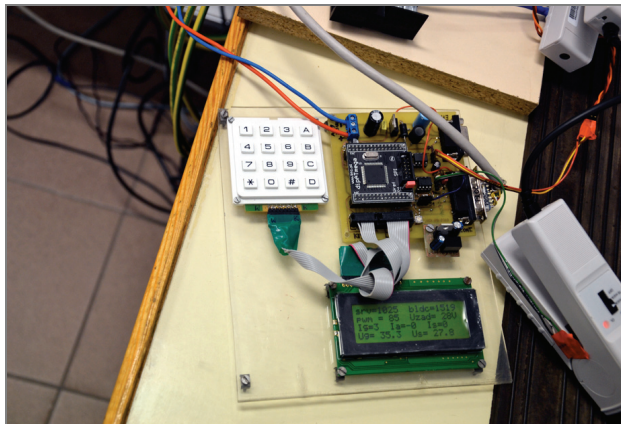
Opracowano i wykonano system zarządzania szeregowym napędem hybrydowym. Głównym elementem całego systemu był mikrokontroler sterujący pracą wszystkich urządzeń. Opracowany sterownik pełnił funkcje:

- sterowania serwa regulującego kąt otwarcia przepustnicy silnika spalinowego (lub regulacji prędkości silnika elektrycznego zastępującego spalinowy w układzie laboratoryjnym),
- sterowania procesem ładowania akumulatora LiPO,
- sterowania prędkością silnika napędzającego śmigło (zadajnik siły ciągu),
- automatycznej regulacji prędkości silnika spalinowego w zależności od zadanej siły ciągu oraz stanu naładowania akumulatorów.

Widok układu zarządzającego pracą napędu przedstawiono na rysunku 4.



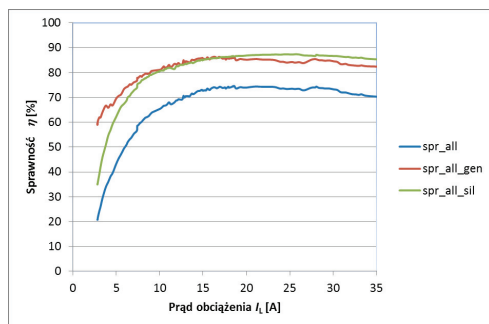
Rys. 3. Stanowisko laboratoryjne
Fig. 3. Laboratory setup



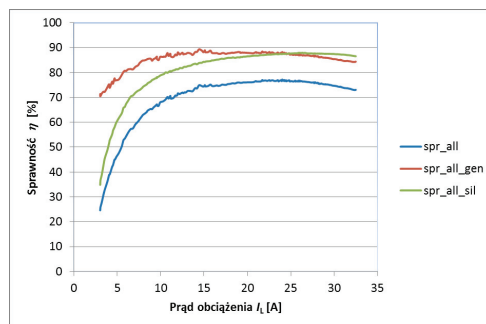
Rys. 4. Układ sterujący pracą napędu hybrydowego
Fig. 4. Control system of hybrid drive

4. WYNIKI BADAŃ LABORATORYJNYCH

Badania przeprowadzono dla trzech wartości napięć stabilizowanych na wyjściu generatora, tj. 26 V, 32 V i 38 V. Na rysunkach 5–7 przedstawiono zależności sprawności wypadkowej η_{all} części elektromagnetycznej hybrydowego napędu, sprawności układu generatora η_{gen} oraz sprawności układu silnika η_{sil} napędu śmigła w funkcji prądu obciążenia generatora I_L odpowiednio przy napięciach 26 V (rys. 5), 32 V (rys. 6) oraz 38 V (rys. 7).

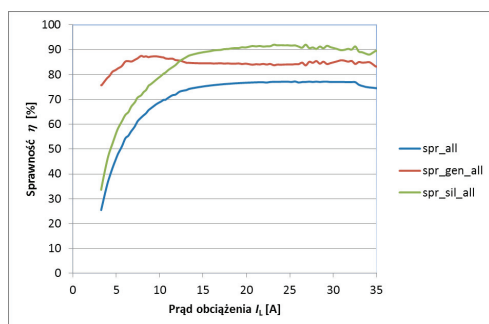


Rys. 5. Sprawność w funkcji prądu obciążenia generatora przy napięciu 26 V
Fig. 5. Efficiency vs. generator load current at 26 V

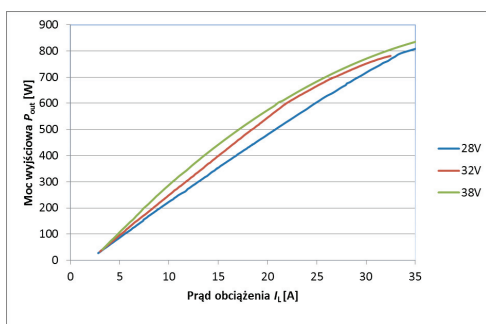


Rys. 6. Sprawność w funkcji prądu obciążenia generatora przy napięciu 32 V
Fig. 6. Efficiency vs. generator load current at 32 V

Zależności mocy wyjściowej P_{out} generatora w funkcji prądu obciążenia generatora przedstawiono na rysunku 8 dla trzech badanych napięć.



Rys. 7. Sprawność w funkcji prądu obciążenia generatora przy napięciu 38 V
Fig. 7. Efficiency vs. generator load current at 38 V



Rys. 8. Moc wyjściowa w funkcji prądu obciążenia generatora
Fig. 8. Output power vs. load current

5. WNIOSKI

Na podstawie przeprowadzonych badań laboratoryjnych części elektromagnetycznej szeregowego hybrydowego układu napędowego można stwierdzić, że:

- Maksymalna sprawność wypadkowa części elektromagnetycznej szeregowego hybrydowego układu napędowego wyniosła 77%.
- W układzie rzeczywistym po zminimalizowaniu długości połączeń przewodów możliwe będzie osiągnięcie wyższej sprawności szczególnie przy większych prądach obciążenia.
- Dobrano poprawnie maszyny elektryczne zastosowane w badanej konfiguracji.
- Ze względu na sprawność wypadkową samego generatora elektrycznego wskazane jest utrzymywanie napięcia wyjściowego na poziomie 36 V–40 V.
- Układ stabilizacji i regulacji napięcia spełniał swoje zadanie poprawnie utrzymując narzuconą wartość napięcia zasilającego na określonym poziomie niezależnie od zmian wartości prądu obciążenia.
- Badany szeregowy hybrydowy układ napędowy może pracować z mocą około 800W na wale śmigła przy prędkości 6000 obr/min. Dla utrzymania stałej wartości napięcia na wyjściu generatora z jednoczesnym ładowaniem baterii akumulatorów wymagana jest moc na wale silnika spalinowego równa 1150 W przy prędkości obrotowej 8000 obr/min.

Praca wykonana w ramach projektu badawczego NR10 0026 06/2009.

Badania przeprowadzono z zastosowaniem aparatury zakupionej w wyniku realizacji Projektu nr POPW.01.03.00-18-012/09 "Rozbudowa infrastruktury naukowo-badawczej Politechniki Rzeszowskiej" współfinansowanego ze środków Unii Europejskiej w ramach Programu Operacyjnego Rozwój Polski Wschodniej 2007–2013, Priorytet I. Nowoczesna Gospodarka, Działanie 1.3 Wspieranie innowacji.

LITERATURA

- [1] HODKINSON R., FENTON J., *Lightweight Electric/Hybrid Vehicle Design*, Reed Educational and Professional Publishing, Ltd., 2001.
- [2] HUSAIN I., *Electric and hybrid vehicles Design Fundamentals*, CRC PRESS LLC, 2003.
- [3] GLASSOCK R., HUNG J.Y., GONZALEZ L.F., WALKER R.A., *Multimodal hybrid powerplant for unmanned aerial systems (UAS) Robotics*, Twenty-Fourth Bristol International Unmanned Air Vehicle Systems Conference, Bristol, United Kingdom, March 30th–April 1st, 2009.

RESEARCH OF UNMANNED AERIAL VEHICLE HYBRID DRIVE

The research results of designed serial hybrid driver used for unmanned aerial vehicle have been presented in the paper. Studies enclosed electric part of the whole structure of drive. Efficiency of particular drive components and operation correctness of management drive system have been determined during the study.