

**Stanisław GARDECKI, Andrzej KASIŃSKI**

POLITECHNIKA POZNAŃSKA, INSTYTUT AUTOMATYKI I INŻYNIERII INFORMATYCZNEJ  
ul. Piotrowo 3A, 60-965 Poznań

## Badanie i dobór elektrycznych jednostek napędowych wielowirnikowego robota latającego

Mgr inż. Stanisław GARDECKI

Ukończył studia na kierunku Automatyka i Robotyka na Wydziale Elektrycznym Politechniki Poznańskiej w 2009 roku. Wielokrotnie nagradzany za prace w dziedzinie robotyki. Obecnie asystent w Instytucie Automatyki i Inżynierii Informatycznej Politechniki Poznańskiej. Konstruuje roboty latające oraz pracuje nad ich pozycjonowaniem w przestrzeni zurbanizowanej.



e-mail: stanislaw.gardecki@cie.put.poznan.pl

Dr hab. inż. Andrzej KASIŃSKI

Absolwent Politechniki Poznańskiej (1973) i Uniwersytetu Adama Mickiewicza (1974). Dyrektor Instytutu Automatyki i Inżynierii Informatycznej PP. Wykładał na kilku uczelniach zagranicznych (m.in. TU Delft, Universidad de Murcia). Specjalista w zakresie wizji komputerowej, teorii sterowania robotów, impulsowych sieci neuronowych. Autor ponad 150 publikacji naukowych.



e-mail: andrzej.kasinski@put.poznan.pl

### Streszczenie

Artykuł omawia metody doboru elementów składających się na jednostkę napędową wielowirnikowego robota latającego. Przedstawiono wymagania, jakie powinny spełniać badane jednostki napędowe. Praca zawiera przykładowe wyniki testów przeprowadzonych na hamowni oraz wyciągnięte na ich podstawie wnioski. Przeprowadzone badania pokazują, że nie jest konieczna budowa dedykowanych regulatorów obrotów, czy też modyfikowanie gotowych układów, by mogły być one stosowane jako napęd do wielowirnikowych robotów latających. Na podstawie przeprowadzonych testów zaobserwowano, że pomimo zastosowania zestawów składających się z identycznych elementów, otrzymane charakterystyki znacząco się różnią. Prowadzi to do trudności w stabilizacji robota podczas lotu, a także skraca jego czas pracy.

**Słowa kluczowe:** wielowirnikowy robot latający, quadcopter, regulator obrotów, silnik BLDC, śmigło, jednostka napędowa, zespół napędowy.

### Testing and selection of electrical actuators for multi-rotor flying robot

#### Abstract

This paper discusses selection criteria and assumptions for multi-rotor flying robot actuators. Results of tests for units made of electrical (high rpm) motors, propellers and rotation speed governors are presented in Section 2 (Fig. 1). Driving units were selected by three tests (Section 4). The first one allowed specifying the maximum thrust of a tested driving unit (Fig. 5). The second test simulated the work of a driving unit during stabilizing movements of the flying platform (Fig. 6). The purpose was to determine the quadcopter reaction rate to changes in the control signal. The third test was related to simulating tilting of the platform while maneuvering (Fig. 7). In another series of tests the frequency of the pulse speed governor was increased from 45 to 400 Hz (Fig. 8). The conclusions are based on the tests results. The general one is that the typical governors can be used in multi-rotor UAV without particular modifications and there is no need to design customized governors. However, it was observed that driving units made of elements having identical nominal parameters, had quite different regulatory characteristics (Fig. 10). Due to it, stabilization was more difficult and, at the same time, the power consumption increased. The experiments were conducted with a dedicated measurement system (Fig. 4, Section 3). The representative number of motors, propellers and rotation speed governors was tested and compared in order to select the optimal driving unit, satisfying the initial assumptions and criteria.

**Keywords:** multi-rotor flying robot, quadcopter, rotation speed governor, BLDC motor, propeller, driving unit.

### 1. Wstęp

Przedmiotem badań były zespoły napędowe składające się z regulatora obrotów, silnika bezszczotkowego oraz śmigła. Ich zadaniem jest wytwarzanie siły nośnej i siły kierującej w wielowirnikowych platformach latających. Jednym z najpopularniejszych rozwiązań jest konstrukcja składająca się z czterech jednostek napędowych (potocznie nazywana quadcopterem). Tego

typu urządzenia często znajdują zastosowanie jako UAV – bezzałogowe aparaty latające (ang. Unmanned Air Vehicles).

Konstrukcje tego typu są obecnie przedmiotem ożywionych badań wielu zespołów naukowych na całym świecie. Za doskonały przykład może posłużyć Robust Robotics Group z MIT (Massachusetts Institute of Technology). Głównym przedmiotem ich badań jest zagadnienie orientacji robota latającego w przestrzeni i rozpoznawania przeszkód wpływających na tor jego lotu [1]. Kolejną uczelnią bardzo aktywną w zakresie badań nad UAV jest Uniwersytet Pensylwanii, grupa GRASP (General Robotics, Automation, Sensing and Perception) Laboratory. Zespół ten zajmuje się między innymi synchronizacją ruchów robotów biorących udział w realizacji zadań grupowych [2]. Roboty latające znalazły również swoje miejsce w przemyśle rozrywkowym. Ich innowacyjnym wykorzystaniem w tworzeniu nowych form ekspresji muzycznej zajmuje się Instytut Systemów Dynamicznych i Kontroli (Institute for Dynamic Systems and Control) Federalnego Uniwersytetu Technicznego w Zurychu [3].

Zagadnieniem, któremu został poświęcony ten artykuł jest problem niedopasowania poszczególnych elementów tworzących jednostki napędowe quadcoptera. Zjawisko to uwydatnia się podczas lotu, wpływając niekorzystnie na stabilność robota, utrudnia proces sterowania oraz nadmiernie zwiększa zużycie energii elektrycznej. Doświadczenie pokazuje, że istotną kwestią jest nie tylko dobór poszczególnych elementów zespołu napędowego, ale również brak dokładnych danych w specyfikacjach technicznych, w szczególności regulatorów obrotów. Wynika to z faktu, że większość z nich jest przeznaczona do użytku przez hobbystów. Ze względu na wąski wachlarz dostępnych na rynku regulatorów nadających się do zastosowania w badanym napędzie, konstruktorzy coraz częściej decydują się na samodzielne zaprojektowanie i wykonanie odpowiednich układów [4].

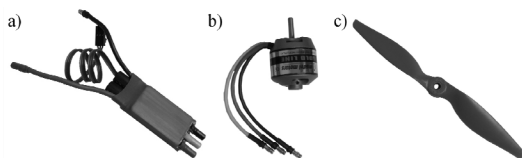
### 2. Elementy składowe pojedynczej jednostki napędowej

Elementem wykonawczym napędu robota latającego jest bezszczotkowy silnik prądu stałego BLDC (rys. 1b) [5] (ang. BLDC - Brushless DC motor), wykonywany specjalnie z myślą o zastosowaniach hobbystycznych, przede wszystkim dla elektrycznych modeli latających (samolotów i śmigłowców). Jego cechami charakterystycznymi są niewielkie gabaryty i mała masa, przy jednoczesnym zachowaniu bardzo wysokich obrotów.

Sterowanie silnikiem odbywa się za pomocą regulatora obrotów (rys. 1a) [6]. Jest on zaprojektowany w taki sposób, aby zminimalizować rozmiary i masę, jednak przekłada się to na małą przeciążalność prądową tego układu.

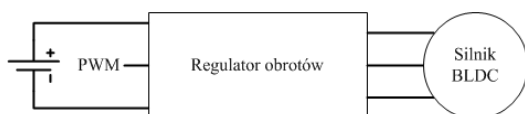
Śmigło (rys. 1c) zastosowane w jednostce odpowiedzialne za wytwarzanie siły nośnej obraca się w jednym kierunku, co jest spowodowane stałym skokiem łopat. Z tego powodu regulator jest

wykorzystywany tylko do zmiany jego prędkości obrotowej, a nie odpowiada on za zmianę kierunku obrotów silnika.



Rys. 1. Jednostka napędowa: a) regulator obrotów, b) silnik, c) śmigło  
Fig. 1. Driving unit: a) rotation speed governor, b) engine, c) propeller

Do zadań regulatora należą: przełączanie napięcia zasilania pomiędzy parą uzwojeń silnika oraz odczytywanie aktualnego położenia wirnika na podstawie wartości napięcia mierzonego na chwilowo niezasilanym uzwojeniu (rys. 2). Zadawanie prędkości obrotowej odbywa się poprzez zmianę wypełnienia sygnału PWM (ang. Pulse-Width Modulation) na wejściu regulatora. W modelarstwie sygnał tego typu jest generowany ze standardową częstotliwością 45 Hz.



Rys. 2. Schemat podłączenia układu napędowego  
Fig. 2. Driving unit configuration

Na rynku dostępnych jest wiele rodzajów śmigieł o stałym skoku łopat. Różnice dotyczą nie tylko rozmiarów, ale również ich przeznaczenia – wyróżnia się śmigła przystosowane do napędów spalinowych lub elektrycznych. W przypadku quadcoptera przy doborze tych elementów należy kierować się dostępnością zarówno śmigieł prawoskrętnych jak i lewoskrętnych o tych samych parametrach. Większość śmigieł produkowana jest dla płatowców i występuje tylko w wersji lewoskrętnej.

Efekt masowej produkcji śmigieł w formie odlewów jest pewna niedokładność wykonania (nierównomierny rozkład masy). W związku z tym śmigła należy precyzyjnie wyważyć przed pierwszym użyciem. W przeciwnym wypadku w jednostce napędowej powstają drgania mogące zakłócić pracę układów awioniki pokładowej, co może spowodować w skrajnym przypadku zniszczenie platformy latającej. Proces wyważania polega na wyrównaniu masy każdej z łopat, co odbywa się na specjalnie zaprojektowanym stanowisku (rys. 3).



Rys. 3. Stanowisko do wyważania śmigieł  
Fig. 3. The station for balancing propellers

### 3. Stanowisko pomiarowe jednostki napędowej

Podstawowym elementem stanowiska badawczego jest hamownia. Umożliwia ona badanie zależności siły ciągu od prędkości obrotowej silnika BLDC. Stanowisko pomiarowe służy do testowania wysokoobrotowych zespołów napędowych. Z tego powodu podstawowym kryterium przy projektowaniu hamowni było bezpieczeństwo obsługi. Głównym elementem stanowiska jest ramię wykonane z kształtownika stalowego, oparte na belce tensometrycznej. Całość zamontowano za pomocą łożysk do aluminiowej podstawy osadzonej na masywnej stalowej płycie (rys. 4). Przy zachowaniu wszelkich wymogów bezpieczeństwa, ważną kwestią było również precyzyjne wykonanie urządzenia tak, aby pomiary były obciążone jak najmniejszym błędem.



Rys. 4. Stanowisko pomiarowe  
Fig. 4. Thrust measurement system

Układ sterowania hamownią umożliwiający zdalną obsługę i przeprowadzanie pomiarów, został wyposażony w zestaw czujników pozwalających na kontrolowanie napięcia zasilania regulatora, mierzenie poboru prądu zestawu napędowego, pomiar wytwarzanej siły ciągu oraz prędkości obrotowej. Przed rozpoczęciem testów do systemu wprowadza się wartości znamionowe testowanych elementów oraz parametry definiujące dopuszczalne chwilowe przeciążenia. Po przekroczeniu którejkolwiek z podanych wielkości następuje automatyczne odcięcie zasilania regulatora obrotów i tym samym wyłączenie napędu, a w konsekwencji przerwanie testu. Dodatkowe zabezpieczenie stanowi niezależne połączenie odbiornika radiowego z regulatorem obrotów poprzez linię sterującą. Umożliwia to osobie nadzorującej eksperyment zdalnie i natychmiastowe wyłączenie napędu.

Dane z układu pomiarowego są przesyłane w formie zredagowanego raportu do aplikacji na komputerze PC. Następnie dane zostają przetworzone i zarchiwizowane. Aplikacja pracuje jako zadajnik i kontroler badanych wielkości, pozwala to odtwarzać identyczne warunki eksperymentu dla różnych zespołów napędowych.

Istotne jest w szczególności zapewnienie stałego i stabilnego zasilania napędu. W tym celu na stanowisku zastosowano zasilacz inRadio IN-450 o wysokiej wydajności prądowej.

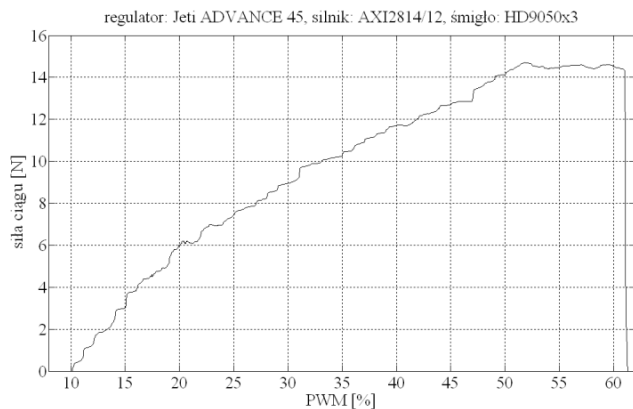
### 4. Badania napędów

W opisanych niżej testach badano dobierane w różnych konfiguracjach następujące elementy jednostki napędowej:

- regulatory obrotów: Pulso Advance Plus DL40A, Turnigy Plush-30A, Mystery 40A SBEC, Jeti Advance 70 Heli, Jeti Advance 45 Opto Heli, Jeti Advance 70 Pro Opto,
- silniki BLDC: AXI2814/10, AXI2814/12, AXI2814/16, AXI2814/20, Pulso x2814/12,
- śmigła: HD9050x3, HD9050Rx3, EP1060Rx3, HD8040x3, SF E-9x6, APC09045E, APC0906S, APC10x4.5E.

Ze względu na przeznaczenie jednostek do napędu quadcoptera, muszą one spełniać następujące wymagania:

- krótki czas reakcji na zadany sygnał sterujący (ok. 100 ms),
- maksymalizacja siły ciągu przy jednoczesnej minimalizacji poboru prądu (przy masie quadcoptera wynoszącej 2 kg, pojedyncza jednostka powinna wytworzyć siłę ciągu co najmniej 10 N),
- uzyskanie jak największego współczynnika wypełnienia sygnału PWM, co wpływa na maksymalną siłę ciągu,
- jak najmniejsza średnica śmigła, ze względu na założone gabaryty quadcoptera.

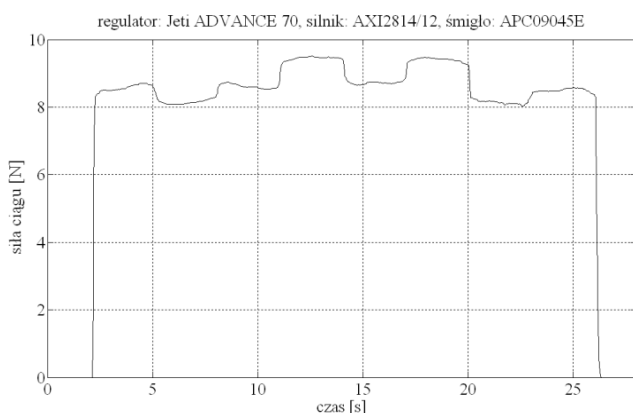


Rys. 5. Przykładowa charakterystyka siły ciągu w funkcji współczynnika PWM

Fig. 5. Example of thrust characteristics as a function of PWM coefficient

W celu optymalnego doboru elementów składających się na jednostkę napędową, przeprowadzono trzy testy. Sygnał sterujący był podawany z standardową częstotliwością 45 Hz.

Pierwszy test polegał na zwiększaniu współczynnika wypełnienia PWM w zakresie od 0 do 100%, skokowo co 1%. Rejestrowano przy tym siłę ciągu, pobór prądu oraz prędkość obrotową. W rezultacie wyznaczono charakterystyki poszczególnych badanych zestawów napędowych, dzięki którym można określić zakres regulacji siły ciągu w zależności od wartości wypełnienia sygnału PWM. Podczas przykładowego testu badanie zostało zakończone po przekroczeniu 60% wypełnienia PWM, ponieważ wartość siły ciągu przestała wówczas rosnąć wraz z dalszym wzrostem wartości współczynnika PWM (rys. 5).



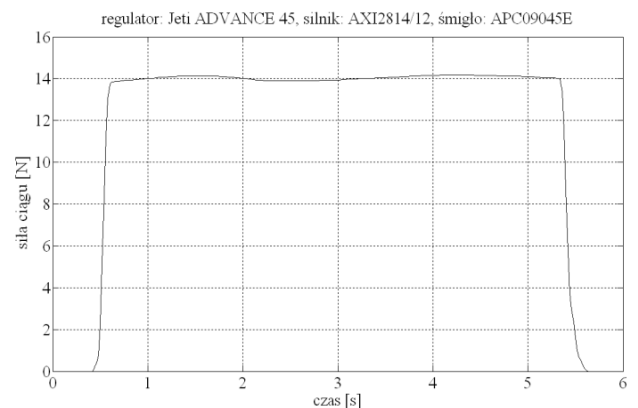
Rys. 6. Charakterystyka ilustrująca dynamikę przykładowej jednostki napędowej

Fig. 6. Results of driving unit dynamics

Drugi test (rys. 6) polegał na skokowej zmianie wartości ustabilizowanej siły nośnej w przedziale  $\pm 2\%$  tej siły. Badanie to miało na celu symulowanie pracy napędu w trakcie ruchów stabilizujących platformę latającą. Celem badań było określenie reakcji

quadcoptera na zmiany sygnałów sterujących – jej szybkość, jakość i powtarzalność.

Trzeci test polegał na skokowej zmianie wartości sygnału sterującego o 50%. Głównym zadaniem tego badania było określenie czasu reakcji napędu (tak jak to miało miejsce w teście drugim). Próba ta miała zasymulować gwałtowne manewry quadcoptera w powietrzu. Na przykładzie danych zaprezentowanych na rys. 7, czas reakcji od momentu zmiany wypełnienia PWM do osiągnięcia zadanej wartości siły ciągu dla badanego zestawu wyniósł 260 ms.

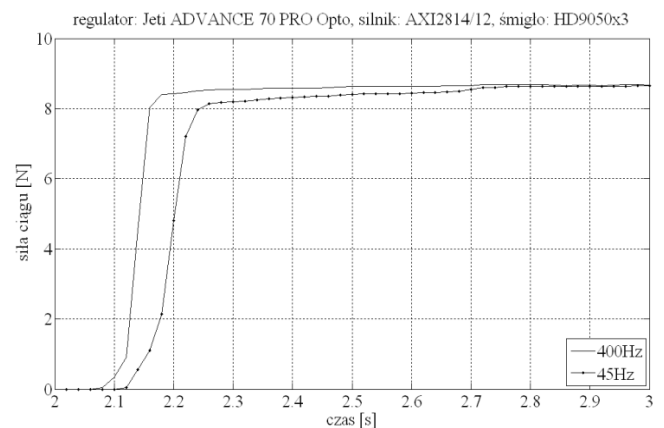


Rys. 7. Przykładowa charakterystyka siły ciągu przy skokowej zmianie współczynnika PWM z 0 na 50%

Fig. 7. Exemplary plot of the thrust as a result of step change of the PWM coefficient from 0 to 50%

W wyniku wymienionych testów dobrano optymalne elementy składowe danej jednostki napędowej. Są nimi silniki AXI2814/12, regulatory obrotów Jeti ADVANCE 70 Pro Opto oraz śmigła HD9050x3.

W kolejnej serii testów zwiększona została częstotliwość impulsowania regulatora obrotów z wartości 45 Hz do 400 Hz. Taka zmiana jest możliwa, o ile okres sygnału PWM będzie się zawierał w przedziale 1-2 ms, co jest zaimplementowane w oprogramowaniu regulatora obrotów. Ponownie przeprowadzono test trzeci z tą różnicą, że skok wartości sygnału sterującego wynosił 30% (rys. 8). Wyniki pokazują, że czas osiągnięcia zadanej siły ciągu zestawu skrócił się o 100 ms.



Rys. 8. Porównanie pracy regulatora obrotów w zależności od częstotliwości taktowania

Fig. 8. The effect of changing the modulation frequency on the thrust dynamics

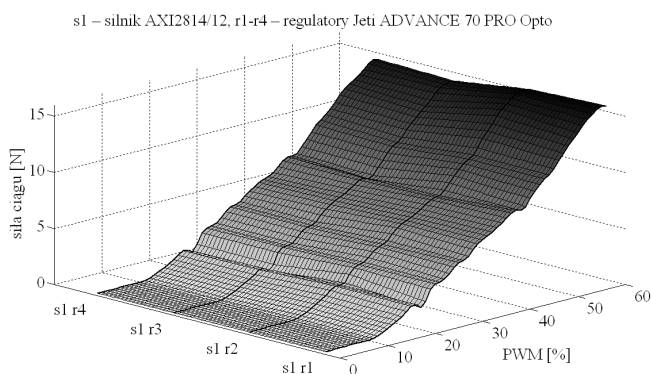
Wpływ tej zmiany na faktyczne zachowanie się robota zbadano na specjalnym stanowisku testowym (rys. 9). Quadcopter umieszczony na platformie badawczej jest ograniczony tylko do jednego stopnia swobody [7]. Próba ustabilizowania robota przy użyciu sygnału PWM próbkowanego z częstotliwością 45 Hz nie

powiodła się. Skrócenie okresu tego sygnału sprawiło, że maszyna osiągnęła stabilność.



Rys. 9. Stanowisko testowe dla wielowirnikowego robota latającego  
Fig. 9. Testbed for the multi-rotor flying robot

Napęd quadcoptera składa się z czterech zestawów, które według ich specyfikacji powinny mieć identyczne właściwości. Dla sprawdzenia tego warunku przebadano cztery konfiguracje jednostki napędowej. Badanie przeprowadzono dla zakresu wartości wypełnienia PWM od 0 do 60%. Przedział ten został dobrany na podstawie wniosków wyciągniętych z testu pierwszego. Wyniki uzyskane dla jednego z silników przedstawiono w formie wykresu (rys. 10). Okazało się, że silnik z różnymi regulatorami tego samego typu ma zróżnicowaną charakterystykę siły ciągu. Stwarza to problemy dla algorytmu sterującego odpowiedzialnego za stabilizację quadcoptera, gdyż generuje on jednakową wartość wypełnienia PWM dla wszystkich czterech zestawów. Ze względu na wyżej wspomniane różnice, każda z jednostek napędowych generuje w takim przypadku inną siłę ciągu, co znacząco pogarsza stabilizację robota. Dodatkowo jest to czynnik, który negatywnie wpływa na czas lotu przy zasilaniu akumulatorowym. Częste korekty prędkości obrotowej poszczególnych silników, mające na celu ustabilizowanie położenia i orientacji platformy, wymagają bowiem generowania krótkotrwałych silnych impulsów prądowych.



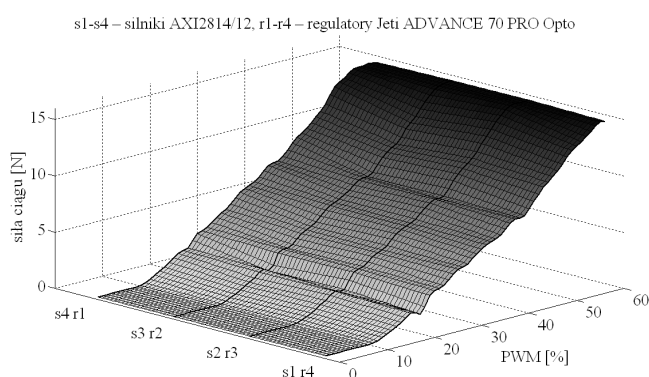
Rys. 10. Porównanie charakterystyk siły ciągu jednego silnika dla różnych regulatorów tego samego typu  
Fig. 10. Thrust characteristics for the motor driven by different governors of the same type

## 5. Podsumowanie

Mimo stosowania elementów tego samego typu i o tych samych parametrach, poszczególne jednostki napędowe mają różne charakterystyki, dlatego konieczne jest zastosowanie układu niwelu-

jącego te różnice. Rolę tę pełni sterownik pokładowy platformy latającej. Badaniom przeprowadzonym na hamowni zostały poddane wszystkie możliwe konfiguracje par regulator-silnik. Dzięki opisanym testom można dobrać cztery zestawy napędowe tak, aby różnice w przebiegu charakterystyk zostały zminimalizowane (rys. 11). Umożliwia to zmniejszenie dryfu bocznego platformy przy zdalnym sterowaniu ręcznym. Kolejnym wnioskiem wynikającym z testów jest to, że standardowa częstotliwość taktowania regulatorów obrotów wynosząca 45 Hz jest zbyt niska do osiągnięcia stabilizacji platformy latającej w powietrzu. Zwiększenie częstotliwości sygnału sterującego do 400 Hz znacznie poprawiło dynamikę napędu, co umożliwiło efektywną stabilizację.

Na podstawie testów stwierdzono tylko niewielki wpływ zamiany śmigła wybranego typu na przebieg charakterystyki. Zatem optymalizacja parametrów jednostki napędowej sprowadza się jedynie do odpowiedniego doboru regulatora obrotów do konkretnego silnika danego typu.



Rys. 11. Charakterystyki przykładowych konfiguracji zespołu silnik-regulator  
Fig. 11. Thrust characteristics of exemplary driving unit configurations

## 6. Literatura

- [1] Bachrach A., Fletcher L., Kaess M., Kim B., Leonard J., Roy N. i Teller S.: Multiple Relative Pose Graphs for Robust Cooperative Mapping, IEEE International Conference on Robotics and Automation, Alaska 2010, s. 3185 – 3192.
- [2] Michael N., Mellinger D., Lindsey Q. i Kumar V.: The GRASP Multiple Micro UAV Testbed, IEEE International Conference on Robotics and Automation, Alaska 2010, s. 56 - 65.
- [3] Augugliaro F., D'Andrea R., Lupashin S. i Schöllig A.: Synchronizing the Motion of a Quadcopter to Music, IEEE International Conference on Robotics and Automation, Alaska 2010, s. 3355 – 3360.
- [4] Chéron C., Dennis A., Semerjyan V. i Chen YangQuan: A Multi-functional HIL Testbed for Multirotor VTOL UAV Actuator, IEEE/ASME International Conference on Mechatronics and Embedded Systems and Applications, s. 44 – 48.
- [5] Model Motors, AXI [Online] <http://www.modelmotors.cz/>
- [6] Rizk J., Watson A., Hellany A., Nagrial M.: Brushless DC Motor Control Using a Digital Signal Controller, Proceedings of the 5th WSEAS international conference on Circuits, systems and signals (CSS'11), s. 23-28.
- [7] Gardecki S., Kasiński A.: Wielowirnikowy robot latający Hornet, Prace Naukowe – Elektronika: Problemy Robotyki Tom II, Oficyna wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa 2010, z. 175, s. 655 – 664.

otrzymano / received: 29.09.2011

przyjęto do druku / accepted: 01.12.2011

artykuł recenzowany / revised paper