

QUADROTOR – od pomysłu do realizacji

Paweł Tomasik, Marcin Okarma, Dariusz Marchewka

Studenckie Koło Naukowe INTEGRA, AGH Akademia Górniczo-Hutnicza

Streszczenie: Tematem artykułu jest realizacja projektu bezzałogowego czterośmigłowca. Konstrukcja pojazdu oparta jest na aluminiowym szkieletcie w kształcie krzyża, z elektroniką umieszczoną w jego środku. Cztery trójfazowe silniki elektryczne i zamocowane na nich śmigła o stałym kącie natarcia są jedynymi ruchomymi częściami pojazdu. Zasilanie zapewnia akumulator litowo-polimerowy. Prosta konstrukcja mechaniczna, zwrotność i niewielkie gabaryty sprawiają, że roboty tego typu świetnie nadają się do inspekcji trudno dostępnych miejsc, przez co cieszą się zainteresowaniem nie tylko wśród modelarzy.

Zasadniczym problemem przy projektowaniu tego typu urządzeń jest stabilizacja położenia i orientacji w powietrzu. Temu zagadnieniu w dużej mierze poświęcony jest niniejszy artykuł. Stworzony model matematyczny czterośmigłowca, po zaimplementowaniu w środowisku MATLAB Simulink, umożliwiał symulowanie zachowania rzeczywistego obiektu. Aby wyniki tych symulacji były użyteczne, przeprowadzono identyfikację parametrów urządzenia. W wyniku szeregu eksperymentów zmierzono m.in. momenty bezwładności całej konstrukcji i śmigieł oraz wyznaczono charakterystyki statyczne i dynamiczne silników.

Następnym krokiem było dobranie regulatora, który sprostaby zadaniu stabilizacji lotu omawianej konstrukcji. Analizie poddano regulator PID (proporcjonalno-całkująco-różniczkujący) oraz LQ (liniowo-kwadratowy). Artykuł porusza również zagadnienie filtrowania odczytów z czujników inercyjnych, przy użyciu filtrów Czebyszewa i Kalmana.

Na potrzeby projektu stworzono aplikację kontrolną umożliwiającą m.in. akwizycję danych z czterośmigłowca, symulację z wykorzystaniem modelu matematycznego oraz testowanie nastaw regulatorów.

Projekt finansowany jest z grantu rektorskiego w Katedrze Automatyki Wydziału EAIe Akademii Górniczo-Hutniczej w Krakowie.

Słowa kluczowe: czterośmigłowiec, quadcopter, quadrotr, PID, LQ, filtr Kalman, stabilizacja

Wstęp

Quadrotr (albo quadcopter) to rodzaj śmigłowca wyposażonego w cztery śmigła, kręcące się parami w przeciwnych kierunkach (w celu zrównoważenia momentów skręcających). Sterowanie ciągiem w takim śmigłowcu odbywa się poprzez regulację prędkości obrotowych śmigieł, a nie, jak ma to miejsce w klasycznych śmigłowcach, poprzez regulację kąta natarcia płatów śmigła. Idea czterośmigłowców nie jest nowa. Pierwszy tego typu śmigłowiec zbudował

w 1923 r. George de Bothezat na potrzeby armii amerykańskiej [1]. Pojazdy te generalnie projektowane są jako obiekty bezzałogowe UAV (*Unmanned Aerial Vehicles*).

Na wielu wyższych uczelniach technicznych na świecie (MIT, Stanford University, ETH) realizowane są projekty związane ze sterowaniem śmigłowcami omawianej klasy. Na szczególną uwagę zasługują prace prowadzone na University of Pennsylvania [2] oraz na ETH w Zurychu (*Flying Machine Arena* [3]), rozwijające precyzyjne sterowanie czterośmigłowcami przy dużych prędkościach, w oparciu o sprzężenie wizyjne.

Projekty tego typu były inspiracją do rozpoczęcia prac nad prototypem śmigłowca klasy quadrotr. Projekt został podzielony na kilka etapów:

- stworzenie modelu matematycznego umożliwiającego przeprowadzanie symulacji i badanie dynamiki śmigłowca,
- budowa rzeczywistego modelu opartego na rezultatach przeprowadzonych symulacji,
- stworzenie narzędzi umożliwiających zbieranie danych z badanego modelu rzeczywistego i wizualizację śmigłowca,
- testy algorytmów stabilizacji lotu na modelu symulacyjnym i rzeczywistym.

Model matematyczny

Przed przystąpieniem do projektowania algorytmów stabilizacji należało dokonać analizy matematycznej zjawisk fizycznych zachodzących podczas lotu czterośmigłowca. W tym



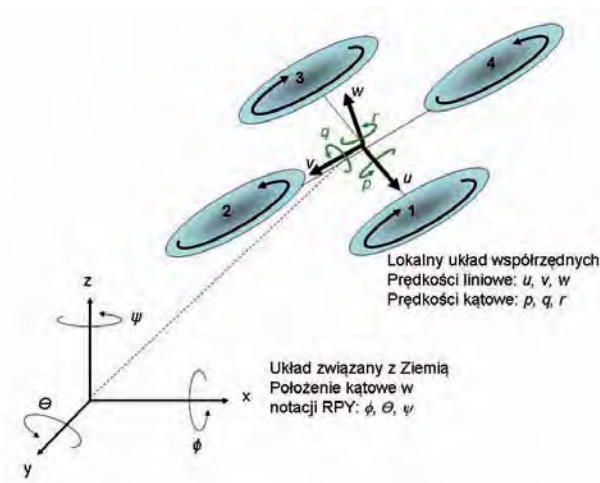
Rys. 1. Prototyp czterośmigłowca

Fig. 1. Quadrotr prototype

celu stworzono model symulacyjny w środowisku MATLAB Simulink, którego parametry następnie zidentyfikowano.

Założono, że będą rozważane algorytmy stabilizacji położenia śmigłowca, więc w modelu matematycznym zaniedbano siły i momenty, które pojawiają się dla niezerowych prędkości liniowych śmigłowca. Warto jednak wspomnieć, jakie zjawiska fizyczne powinny być uwzględnione dla dokładnego odwzorowania dynamiki lotu. Należą do nich m.in.:

- nierównomierna siła nośna generowana przez łopaty śmigła poruszające się zgodnie i przeciwnie do kierunku lotu (powstaje moment skręcający),
- trzepotanie łopat,
- efekt żyroskopowy (zmiany orientacji wirujących śmigieł wywołują precesję)
- opory powietrza (za wyjątkiem tarcia wirujących śmigieł),
- efekt ziemi (zwiększenie siły ciągu przy niewielkiej wysokości).



Rys. 2. Notacja użyta do opisu położenia i orientacji czterośmigłowca

Fig. 2. Body fixed frame and Earth fixed frame

Po uwzględnieniu jedynie sił i momentów generowanych przez śmigła oraz grawitację, równania dynamiki przedstawiają się następująco (rys. 2) [4]:

$$m\dot{u} = -m(g\sin\theta - qw + rv) \quad (1)$$

$$m\dot{v} = m(g\cos\theta\sin\phi - ru + pw) \quad (2)$$

$$m\dot{w} = m(g\cos\theta\cos\phi - pv + qu) - U_1 \quad (3)$$

$$I_{xx}\dot{p} = (I_{yy} - I_{zz})qr + lU_2 \quad (4)$$

$$I_{yy}\dot{q} = (I_{zz} - I_{xx})rp + lU_3 \quad (5)$$

$$I_{zz}\dot{r} = (I_{xx} - I_{yy})pq + U_4 \quad (6)$$

gdzie: $U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2)$ – siła ciągu, $U_2 = b(\Omega_4^2 - \Omega_2^2)$ – moment w osi roll, $U_3 = b(\Omega_1^2 - \Omega_3^2)$ – moment w osi pitch, $U_4 = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2)$ – moment w osi yaw, p, q, r – składowe wektora prędkości kątowej (w układzie związanym z obiektem), u, v, w – składowe wektora prędkości liniowej (w układzie związanym z obiektem), ϕ, θ, ψ – kąty w notacji RPY (odpowiednio roll pitch yaw), m – masa śmigłowca,

g – przyspieszenie ziemskie, b – współczynnik ciągu, d – współczynnik oporu powietrza, Ω_i – prędkość kątowa i -go silnika,

Dynamikę silnika przybliżono modelem obiektu inercyjnego pierwszego rzędu opisanym transmitancją:

$$G(s) = \frac{K}{Ts + 1} \quad (7)$$

Wzmocnienie K nie jest stałe, ale zależy nieliniowo od sterowania. Fizyczna interpretacja tego parametru to stosunek prędkości kątowej śmigieł do sterowania w stanie ustalonym. Po wykonaniu identyfikacji do modelu symulacyjnego wprowadzono stabilizowane wartości K w funkcji sterowania u .

Dynamika bryły sztywnej opisana równaniami (1–6) wraz z dynamiką silników i kinematyką położenia i orientacji generuje układ 16 nieliniowych równań różniczkowych. Układ ten dla niewielkich odchyśleń od położenia równowagi może zostać poddany linearyzacji, co umożliwia zastosowanie takich narzędzi, jak regulator liniowo-kwadratowy czy filtr Kalmana.

Regulator PID

Swoją popularność regulator PID zawdzięcza temu, że jego stosowanie nie wymaga znajomości modelu matematycznego sterowanego obiektu [7]. Na obecnym etapie rozwoju projektu regulator tego typu wykorzystywany jest do stabilizacji położenia kątowego (trzy niezależne regulatory PID dla każdej z osi). Istnieje wiele metod doboru parametrów tego typu regulatora¹⁾. Nie gwarantują one jednak optymalności sterowania. W praktyce pozwalają wyznaczyć nastawy zapewniające stabilność, wokół których należy eksperymentalnie szukać lepszych wartości. Nie było możliwe przeprowadzenie żadnej z procedur strojenia na rzeczywistym obiekcie, ponieważ destabilizacja położenia śmigłowca w powietrzu jest równoznaczna z upadkiem i uszkodzeniem konstrukcji. Wykorzystano więc model matematyczny i na nim przeprowadzono eksperymenty (strojenie metodą Zieglera-Nicholsa) [7]. Zgodnie z przewidywaniami dobrane w ten sposób nastawy dały względną stabilność obiektu i punkt odniesienia do dalszej eksperymentalnej optymalizacji.

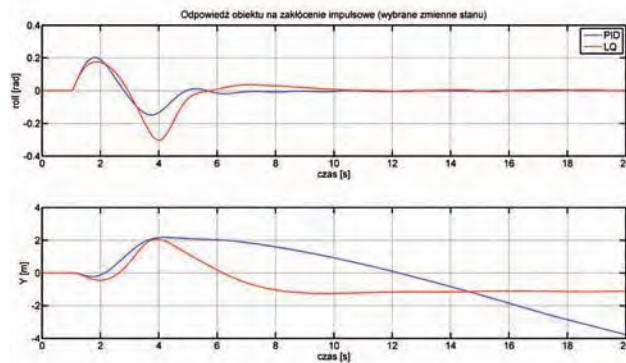
Regulator LQ

Regulator liniowo-kwadratowy projektuje się z wykorzystaniem modelu matematycznego ze zidentyfikowanymi parametrami. Regulator taki minimalizuje zdefiniowany wcześniej wskaźnik całkowity jakości [5]. Do działania wymaga jednak znajomości pełnego stanu obiektu, co jest istotnym ograniczeniem. W omawianym przypadku stan obiektu składa się z 16 wartości – prędkości i położenia (liniowe oraz kątowe), jak również prędkości silników. Moduł inercyjny pozwala na pomiar jedynie 6 z tych wielkości (położenia i prędkości

1) Naturalnym wskaźnikiem jakości w zadaniu stabilizacji jest całka z kwadratu uchybu.

kąto). Teoria mówi, że możliwe jest wykorzystanie estymaty generowanej przez obserwator asymptotyczny, ale w praktyce takie rozwiązanie dla tego obiektu nie sprawdza się. Symulacje przeprowadzone przy założeniu, że znane są prędkości liniowe pokazują, że regulator PID opisany powyżej daje porównywalną jakość stabilizacji położenia kąto. Brak sprzężenia zwrotnego od prędkości skutkuje niezerowym błędem ustalonym tej wielkości i w konsekwencji dryftem położenia (dolny wykres na rys. 3).

Należy zauważyć również, że przy znanej prędkości liniowej wprowadzony algorytm regulacji nie jest w stanie



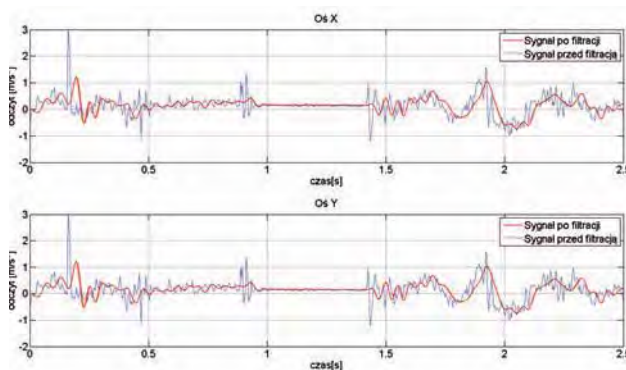
Rys. 3. Porównanie działania regulatora PID i LQ

Fig. 3. PID and LQ regulator comparison

przywrócić początkowej pozycji, a jedynie ustabilizować położenie w nowym punkcie w przestrzeni.

Filtr Czebyszewa

Analiza częstotliwościowa odczytów z akcelerometrów pozwoliła oszacować pasmo, w którym znajduje się użyteczny sygnał z czujników i pozwoliła na jego wyodrębnienie z zakłóconego przebiegu. Do filtracji wykorzystano rekursywny filtr Czebyszewa szóstego rzędu, tłumiący sygnały o częstotliwości większej niż 20 Hz. Decyzja o doborze rzędu filtra była kompromisem pomiędzy efektywnością tłumienia a wnoszonym opóźnieniem. Jako cyfrowy filtr rekursywny, filtr Czebyszewa opóźnia wyjściowy sygnał o liczbę próbek równą swojemu rzędowi. Biorąc pod uwagę dynamikę obiektu, wnoszenie do odczytywanych danych opóźnienia



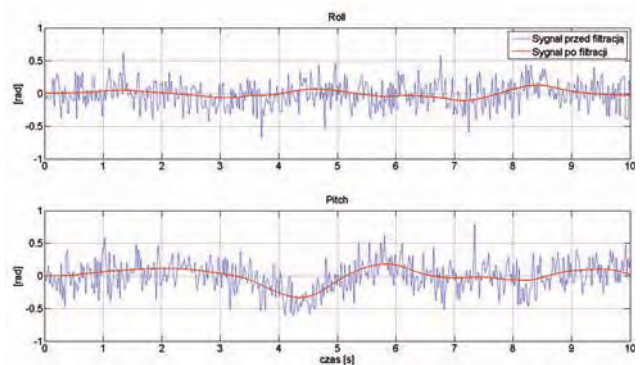
Rys. 4. Filtr Czebyszewa

Fig. 4. Chebyshev filter

większego niż kilkadziesiąt ms miałyby niekorzystny wpływ na efektywność sterowania. W omawianym przypadku, przy próbkowaniu 100 Hz, sześć próbek opóźnienia jest równoważne 60 ms, co dla takiego systemu jest wartością akceptowalną. Rys. 4 przedstawia zarejestrowane sygnały oraz efekt ich filtracji dla dwóch osi.

Filtr Kalmana

Zdecydowanie lepsze efekty można uzyskać, wykorzystując w procesie filtracji dane na temat samego modelu. Popularnym narzędziem znajdującym zastosowanie w takich sytuacjach jest filtr Kalmana [6]. Ponieważ jest to obser-



Rys. 5. Działanie filtru Kalmana

Fig. 5. Kalman filter

wator asymptotyczny o tak dobranych współczynnikach, by minimalizować stochastyczny wskaźnik jakości, jego implementacja wiąże się z odtwarzaniem całego stanu obiektu. Praktyka pokazuje jednak, że na podstawie danych z samego modułu inercyjnego i enkoderów na silnikach jest to zadanie nierealizowalne z zadowalającą dokładnością. Przyczyną jest dryft estymat prędkości i położenia, które wyliczane są na podstawie całkowania odczytów z akcelerometrów.

Przeprowadzono symulację na modelu matematycznym przy założeniu, że mierzalne są wszystkie zmienne stanu. Na rys. 5 przedstawiono przebiegi kątów Eulera przed i po zastosowaniu filtra. Obserwujemy bardzo wydajną filtrację zakłóceń i brak dodatkowego opóźnienia pomiędzy sygnałem wejściowym a wyjściowym. Trwają prace nad znalezieniem skutecznej metody pomiaru prędkości w oparciu o sprzężenie wizyjne. Dane te są niezbędne do stabilizacji położenia czterośmigłowca w przestrzeni oraz do działania regulatora LQ. Na otwartej przestrzeni możliwe jest ich uzyskanie przy użyciu odbiornika GPS, jednak w budynkach, gdzie nie dociera sygnał satelitarny, urządzenie to nie spełnia swojej roli.

Model rzeczywisty

Konstrukcja mechaniczna śmigłowca musi spełniać dwa podstawowe wymogi: musi być lekka i wytrzymała. Pierwsza konstrukcja została wykonana z rurek węglowych o średnicy 10 mm i grubości ścianki 0,5 mm (bardzo lekkie, lżejsze od aluminium), a centralna płyta została wycięta z pleksi.

Utrudniony montaż silników spowodował jednak zastąpienie rurek węglowych rurkami aluminiowymi o przekroju kwadratowym ($10 \times 10 \times 1$), zaś pleksi zastąpiono laminatem. Rys. 1 przedstawia wykonany prototyp. Ostateczną wersję pojazdu przedstawia rys. 6.



Rys. 6. Model czterośmigłowca

Fig. 6. Mechanical construction design

Śmigłowiec ma budowę modułową. Jego podzespoły zostały skompletowane w logiczną całość tak, aby umożliwić ewentualną rozbudowę i modyfikacje.

Napęd helikoptera stanowią cztery bezszczotkowe silniki prądu stałego. Są to modelarskie silniki klasy *outrunner*, cechujące się dużą prędkością obrotową (rzędu 730 RPM/V) i stosunkowo niskim poborem prądu. Maksymalny ciąg pojedynczego silnika (przy zastosowaniu śmigła 11×7 – średnica i skok śmigła wyrażone w calach) wynosi 0,8 kg, co po uwzględnieniu faktu, że konstrukcja składa się z czterech takich silników oraz waga całości nie przekracza jednego kilograma, zapewnia stosunkowo duży zapas mocy. Każdy silnik został wyposażony w modelarski sterownik o prądzie maksymalnym równym 30 A. Bezpośrednio na osi każdego z silników zamontowane jest śmigło modelarskie $10 \times 4,7$ (uzyskany ciąg: 500 g/silnik).



Rys. 7. Wykorzystany moduł inercyjny

Fig. 7. Inertial module

Za wyznaczanie orientacji modelu w przestrzeni odpowiedzialny jest moduł IMU (*Inertial Measurement Unit*) (rys. 7) wyposażony w:

- jednoosiowy żyroskop LY530ALH,
- dwuosiowy żyroskop LPR530ALH,
- trójosiowy akcelerometr ADXL345,

- cyfrowy magnetometr HMC5843,
- mikrokontroler Atmega328.

Procesor stosowany w module inercyjnym zbiera dane z czujników pomiarowych, wyznacza na ich podstawie orientację śmigłowca i przekazuje ją do procesora nadrzędnego po magistrali szeregowej w postaci ramki zawierającej wychylenia od położenia równowagi oraz prędkości kątowe i przyspieszenia względem trzech osi.

Śmigłowiec został wyposażony w moduł GPS pozwalający na pozycjonowanie i nawigację śmigłowca w trakcie lotów na otwartej przestrzeni. Ponieważ sygnał GPS nie dociera do wnętrza budynków, trwają prace nad systemem wyznaczania pozycji śmigłowca w pomieszczeniu w oparciu o algorytm stereowizyjny.

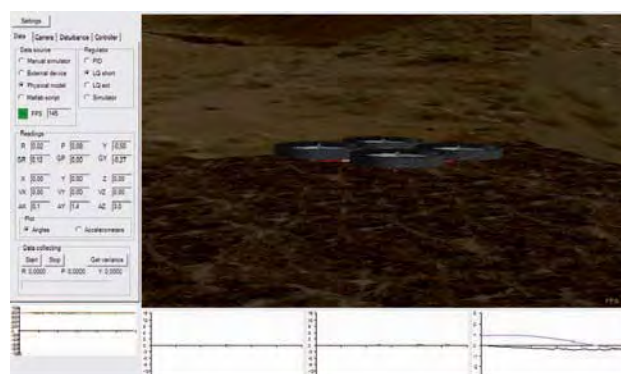
Dodatkowym wyposażeniem śmigłowca jest kamera przemysłowa, która umożliwia rejestrację obrazu i przesyłanie go do stacji naziemnej z wykorzystaniem łącza bezprzewodowego.

Zasilanie śmigłowca stanowi modelarski pakiet litowo-polimerowy 11,1 V o pojemności 2260 mAh, co przy poborze prądu rzędu 4 A na silnik pozwala na około 10 min lotu bez konieczności wymiany akumulatora.

Aplikacja kontrolna

Na potrzeby projektu stworzona została aplikacja w języku C#, która umożliwia m.in.:

- akwizycję danych z modułu inercyjnego w czasie rzeczywistym (kąty RPY, odczyty z żyroskopów i akcelerometrów),
- symulację opartą na modelu matematycznym (aplikacja wykorzystuje skompilowany model stworzony w środowisku MATLAB Simulink),
- zadawanie zakłóceń o wybranym charakterze,
- testowanie nastaw regulatorów na modelu matematycznym,
- wizualizację czterośmigłowca.



Rys. 8. Aplikacja kontrolna

Fig. 8. Control application

Komunikacja śmigłowca z komputerem realizowana jest przewodowo (poprzez port szeregowy) lub bezprzewodowo (ze zmniejszoną częstotliwością próbkowania; użyte moduły radiowe to rf12b). Obecnie trwają prace nad realizacją komunikacji z wykorzystaniem standardu Wi-Fi.

Podsumowanie

Popularność, jaką zyskują obecnie modele czterośmigłowców, wynika z faktu powszechnej dostępności szybkich silników bezszczotkowych, wydajnych ogniw litowo-polimerowych (o dużym współczynniku pojemność/masa) oraz miniaturowych czujników inercyjnych dobrej klasy takich jak żyroskopy, akcelerometry czy magnetometry. Długo też można by wymieniać przykłady praktycznego zastosowania takich konstrukcji:

- przemysł (inspekcja trudno dostępnych instalacji),
- służby ratunkowe (przeszukiwanie obszarów podczas akcji ratunkowych),
- policja, straż miejska (patrolowanie ulic),
- ochrona (patrolowanie obiektów chronionych),
- wojsko (szpiegowanie).

Wszystko to sprawia, że quadcoptery już niebawem zaczęną pojawiać się w roli innej niż tylko zabawki modelarzy.

Bibliografia

1. [www.aviastar.org/helicopters_eng/bothezat.php] – *De Bothezat helicopter – development history, photos, technical data*.
2. Mellinger D., Michael N., Kumar V.: *Trajectory Generation and Control for Precise Aggressive Maneuvers with Quadrotors*. Proceedings of the International Symposium on Experimental Robotics, GRASP Laboratory, University of Pennsylvania, Philadelphia, 2010.
3. [www.idsc.ethz.ch/Research_DAndrea/FMA] – *Flying Machine Arena*, ETH, Institute for Dynamic Systems and Control.
4. Wierema M.: *Design, implementation and flight test of indoor navigation and controls system for a quadrotor UAV*, 2008.
5. Mitkowski W.: *Stabilizacja systemów dynamicznych*, Kraków, AGH, 1984.
6. Zieliński T.: *Od teorii do cyfrowego przetwarzania sygnałów*, Kraków, AGH, 2002.
7. Grega W.: *Metody i algorytmy sterowania cyfrowego w układach scentralizowanych i rozproszonych*. Kraków, AGH, 2004. ■

QUADROTOR – from idea to its realization

Abstract: Article is dedicated to realization of project of unmanned quadrotor. Construction consists of two crossing aluminium rods with electronic boards in the centre. Four 3-phase motors and propellers with constant angle of attack are the only movable parts of whole construction. Power is provided by Li-Pol battery. Simple mechanical construction, agility and small size make quadrotors greatly adjusted to inspection tasks. As a result of that, they become point of interests not only for modellers.

Major problem which had to be solved was issue of keeping quadrotor's position and attitude in the air. This is the main issue of following article as well. The mathematical model was designed and implemented in MATLAB Simulink environment. Hence

it was possible to simulate the behaviour of real object. To make results of those simulations reliable, an identification process was performed. Several experiments were carried out in order to identify moments of inertia (for entire construction and propellers). Static and dynamic characteristics of motors were determined as well.

The next step was to choose controller able to stabilize flight of the quadrotor. Two sorts of algorithms were put into analysis: PID (proportional-integral-derivative), and LQ (linear-quadratic). The article concerns issue of filtering data derived from inertial sensors. Chebyshev and Kalman filters are briefly described. For this project sake, a control application was created. Its functionality includes data acquisition, simulation with mathematical model usage and testing controller presets.

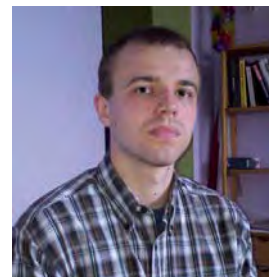
Project is founded by rectorial grant and realized on faculty of Electrical Engineering, Automatics, Computer Science and Electronics at AGH University of Science and Technology.

Keywords: quadrotor, quadcopter, PID, LQ, filter Kalman, stabilization

inż. Paweł Tomasik

Student studiów drugiego stopnia na kierunku Automatyka i Robotyka na Wydziale EAliE Akademii Górniczo-Hutniczej im. St. Staszica w Krakowie. Członek koła naukowego INTEGRA (Katedra Automatyki Wydział EAliE). Zainteresowania: modelowanie matematyczne, robotyka, rendering 3D.

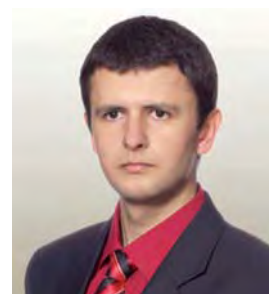
e-mail: p.tomasik@o2.pl



inż. Marcin Okarma

Student studiów drugiego stopnia na kierunku Automatyka i Robotyka na Wydziale EAliE Akademii Górniczo-Hutniczej im. St. Staszica w Krakowie. Członek koła naukowego INTEGRA. Zainteresowania: robotyka, elektronika, systemy wbudowane.

e-mail: marcin.okarma@gmail.com



dr inż. Dariusz Marchewka

Studia na kierunku Automatyka i Robotyka Wydziału EAliE Akademii Górniczo-Hutniczej im. St. Staszica w Krakowie ukończył w 1996 r. Obecnie pracuje jako adiunkt w Katedrze Automatyki Wydziału EAliE. Zajmuje się projektowaniem układów sterowania dla systemów mechatronicznych. Specjalista w dziedzinie automatyka i robotyka. Od 2008 r. jest opiekunem Studenckiego Koła Naukowego INTEGRA.

