

**Alexandr TARIOV, Radosław MACIASZCZYK, Ireneusz DĘBSKI, Andrzej ANTOSIK**  
 ZACHODNIOPOMORSKI UNIWERSYTET TECHNOLOGICZNY, WYDZIAŁ INFORMATYKI  
 ul. Żołnierska 49, Szczecin

## Mikroprocesorowa czterowirnikowa platforma latająca

**Dr hab. inż. Alexandr TARIOV**

Ukończył studia na Wydziale Automatyki i Urządzeń Obliczeniowych Uniwersytetu Miernictwa w Sewastopolu, obronił pracę doktorską w 1984 r., habilitacyjną - w 2001 r. Jest kierownikiem katedry Architektury Komputerów i Telekomunikacji na Wydziale Informatyki Zachodniopomorskiego Uniwersytetu Technologicznego w Szczecinie. Jego zainteresowania naukowe to algorytmy cyfrowego przetwarzania oraz transmisji sygnałów, sprzętowe wspomaganie oraz równoległe obliczenia.



e-mail: atariov@wi.zut.edu.pl

**Mgr inż. Ireneusz DĘBSKI**

Ukończył studia magisterskie na Wydziale Informatyki Politechniki Szczecińskiej w 2000 r. Obecnie jest studentem II roku studiów doktoranckich na Wydziale Informatyki Zachodniopomorskiego Uniwersytetu Technologicznego w Szczecinie. Jego zainteresowania naukowe obejmują systemy nawigacji i stabilizacji latających pojazdów bezzałogowych.



e-mail: idebski@wi.zut.edu.pl

**Dr inż. Radosław MACIASZCZYK**

Ukończył studia na Wydziale Informatyki w roku 2000, w roku 2006 obronił pracę doktorską. Obecnie jest adiunktem w Katedrze Architektury Komputerów i Telekomunikacji na Wydziale Informatyki Zachodniopomorskiego Uniwersytetu Technologicznego w Szczecinie. Jego zainteresowania naukowe to techniki cyfrowego przetwarzania sygnałów oraz systemy mobilne.



e-mail: rmaciaszczyk@wi.zut.edu.pl

**Inż. Andrzej ANTOSIK**

Ukończył studia inżynierskie na Wydziale Elektrycznym Politechniki Szczecińskiej. Obecnie jest studentem studiów drugiego stopnia na Wydziale Informatyki Zachodniopomorskiego Uniwersytetu Technologicznego w Szczecinie. Jego zainteresowania naukowe to pojazdy bezzałogowe, modelarstwo lotnicze oraz elektronika.



e-mail: andrzej.antosik@smart-electronics.eu

### Streszczenie

W pracy poruszone zostały koncepcyjne, implementacyjne oraz stosowane aspekty projektowania miniaturowej czterowirnikowej platformy latającej. System awioniki pokładowej został zaprojektowany w oparciu o mikrokontroler AT91SAM7S256 i pozwala na autonomiczną nawigację i wymianę danymi z stacją naziemną. Ponadto osprzęt pokładowy posiada kamerę wideo, akcelerometr 3-osiowy, 3 żyroskopy 16-bitowy przetwornik analogowo-cyfrowy, 4 silniki bezzszczotkowe oraz 4 regulatory.

**Słowa kluczowe:** platforma latająca, helikopter czterowirnikowy, BPL.

### Microprocessor-based 4-rotor flying platform

#### Abstract

Mini and micro UAVs (Unmanned Aerial Vehicles) are very promising platforms for environment monitoring applications, because of their increased mobility in the space. The mini UAVs are intended to be used in several areas such as camera-based air-surveillance, traffic control, environmental measurements, etc. This paper describes Quadro-AKiT, a complete low-cost, autonomous quadrotor system designed for surveillance and reconnaissance applications. The Quadro-AKiT ground station is custom-made and features a graphical user interface that presents and allows the manipulation of various flight parameters. The aerial platform is a four-rotor vertical takeoff and landing (VTOL) vehicle that features the advantages of traditional helicopters with significant reduction in mechanical complexity. The onboard avionics system was designed based on the AT91SAM7S256 microcontroller and provides autonomous navigation and data exchange with the ground station. The vehicle is outfitted with a video system that provides real-time images to the system operator through the GUI. The system is being developed at the Faculty of Computer Science and Information Technology of the West Pomeranian University of Technology (Szczecin) by a team of graduate and postgraduate students under the supervision of the Department of Computer Architectures and Telecommunications.

**Keywords:** aerial vehicles, quadrotor helicopter, UAV.

### 1. Wprowadzenie

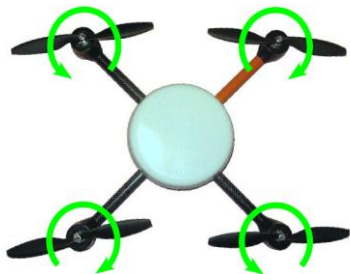
W ostatnich latach nastąpiło znaczne zainteresowanie bezzałogowymi pojazdami latającymi (BPL) zarówno ze strony cywilnej jak i wojskowej. Obecnie nie ma większych wątpliwości,

co do sukcesywności zastosowania BPL w systemach obserwacji powietrznej. Zastosowań mobilnych systemów monitoringu na bazie BPL można wymienić dość dużo. Są to m.in. następujące zastosowania [1-3]:

- sporządzanie dokumentacji fotograficznej,
- wspomaganie prac katastralnych,
- monitorowanie stanu pożarowego w lasach,
- wykrywanie mielizn na morzu,
- nadzór infrastruktury o dużej powierzchni,
- monitorowanie ruchu na autostradach,
- analiza składu chemicznego powietrza,
- nadzór wybrzeży i wykrywanie skażenia wody i inne,
- wykrywanie ognisk pożarowych w lasach,
- sprawdzanie poziomu wód,
- wykrywanie terenów zaatakowanych przez szkodniki lub zniszczonych przez nawałnice,
- obserwacja linii brzegowej po sztormie,
- analiza zanieczyszczeń chemicznych,
- pomiary meteorologiczne,
- badania entomologicznych,
- patrolowanie dużych obszarów,
- patrolowanie ulic z powietrza,
- inspekcja stanu dróg, linii przesyłowych, rurociągów,
- walka z klęskami żywiołowymi (pożary lasów, powódzie).
- dozоровanie wybranych obiektów,
- rozpoznanie, patrolowanie baz wojskowych;
- wskazywanie celów,
- zbieranie danych o celu,
- korygowanie ognia artylerii,
- walka elektroniczna,
- wykrywanie min z powietrza,
- ocena zniszczeń na polu walki,
- dozоровanie i kierowanie bitwą.

Wśród wielu konstrukcji pojazdów latających szczególnej uwagi znajdują pojazdy zdolne startować i lądować pionowo tzw. VTOL (ang. *Vertical Take Off and Landing*). Jednym z jego przedstawicieli są pojazdy wielowirnikowe zwane też multirotorami [4]. Cechą charakterystyczną tych pojazdów jest posiadanie wielu śmigieł, gdzie środki śmigieł umieszczone są w wierzchoł-

kach wieloboku foremnego (trójkąt, kwadrat) wpisanego w okrąg o promieniu równym długości ramienia, na którym umieszczony jest śmigło. W praktycznych budowach pojazdów najczęściej stosuje się cztery śmigła i pojazd taki nazywa się wtedy Quadcopter lub quadro-rotor [5, 6]. W literaturze można również znaleźć konstrukcje z trzema [7] czy ośmioma [8] śmigłami. W tego rodzaju konstrukcjach elementy elektroniczne oraz akumulatory znajdują się w korpusie na środku pojazdu. W dalszej części artykułu będzie opisana konstrukcja miniaturowej czterowirnikowej zrobotyzowanej platformy latającej opracowanej w katedrze Architektury Komputerów i Telekomunikacji Zachodniopomorskiego Uniwersytetu Technologicznego w Szczecinie.



Rys. 1. Czterowirnikowa platforma latająca Quadro-KAKiT  
Fig. 1. Our four-rotor flying platform

## 2. Konstrukcja pojazdu

Mobilna platforma do zdalnego monitoringu składa się z trzech współpracujących ze sobą systemów: pojazdu latającego Quadcoptera, mechaniki wraz z elektroniką (system pokładowy wraz z zintegrowanym układem IMU), systemu sterowania pojazdem oraz łącza wideo.

Podstawowym elementem pojazdu jest korpus, który wraz z ramionami i podwoziem stanowi konstrukcję nośną pojazdu. Od konstrukcji nośnej pojazdu wymaga się, aby była jak najlżejsza i jednocześnie sztywna. W tym celu stosuje się ramy aluminiowe, włókno szklane czy włókno węglowe. Materiały te, a zwłaszcza włókno węglowe są bardzo lekkie a jednocześnie posiadają wymaganą sztywność. Należy nadmienić, iż im mniejsza waga pojazdu, tym układ szybciej się stabilizuje, co pozwala na wyniesie cięższych ładunków, zapewnia dłuższy czas lotu jednak jest bardziej podatny na podmuchy wiatru.

W korpusie pojazdu umieszcza się wszelkie elementy elektroniczne, które służą do kontroli i stabilizacji lotu. Korpus głównie ma za zadanie chronić je przed wpływem warunków atmosferycznych, a przy okazji jest elementem centralnym łączącym pozostałe elementy Quadcoptera.

Do korpusu dołączone są cztery ramiona, na których montuje się silniki elektryczne wraz ze śmigłami. Pod korpusem mocuje się podwozie a pomiędzy szynami podwozia umieszcza się uchwyty po wynoszenia ładunku (kamera, aparat, urządzenia pomiarowe itp.).

Najistotniejszą zaletą w konstrukcji Quadcoptera jest prosta konstrukcja napędu pojazdu. Służą do tego wyłącznie 4 silniki elektryczne ze śmigłami sterowane za pomocą mikroprocesora. Stosowane są silniki bezszczotkowe, które posiadają duży moment obrotowy z zakresem obrotów 2000-4000 obr/min oraz śmigła o dużej sprawności aerodynamicznej. Śmigła w quadcopterze obracają się w kierunkach pokazanych na rysunku 1. Korzystanie z wielu śmigieł powoduje, że każde z nich dostarcza innej siły nośnej. Dodatkowo działające siły zewnętrzne powodują, że obiekt aby był w równowadze podczas lotu, koniecznym jest wysterylowanie każdego silnika z osobna. Energia do zasilania silników pochodzi z wydajnych ogniw Li-Po (litowo-jonowo-polimerowe). Na podstawie własnych badań szczytowe zapotrzebowanie na prąd wynosi około 25 A, zaś typowe zapotrzebowanie w trakcie lotu to 9-10 A.

Prosta konstrukcja mechaniczna implikuje, że całe sterowanie oraz stabilizacja pojazdu odbywa się w oparciu o inercyjne czujniki pomiarowe oraz wymaga stosowania złożonego systemu stabilizacji elektronicznej.

Za kontrolę i stabilizację odpowiada moduł IMU (ang. inertial measurement unit) złożony z mikroprocesora oraz czujników inercyjnych (żyroskopów i akcelerometrów). Moduł ten przy pomocy odczytu danych z czujników na bieżąco modyfikuje ciąg czterech silników tak by utrzymać zadaną przez operatora orientację w przestrzeni. Głównym problemem dotyczącym procesu stabilizacji lotu jest dobranie właściwego regulatora oraz dostrojenie jego parametrów tak, aby był w stanie doprowadzić quadcopter do stanu równowagi w bardzo krótkim czasie, a jednocześnie nie dopuścić do nadmiernych i bardzo niebezpiecznych oscylacji. Najczęściej wybierany jest regulator PID [9-11], wymaga on pozostawienia znacznego zapasu mocy (przeciętnie w granicach 50%) dla potrzeb samej stabilizacji, jej niedobór może być szczególnie niebezpieczny w trakcie opadania, gdy śmigła silników wpadają we własne, opadające strugi powietrza. Z kolei bardziej zaawansowane regulatory wymagają zdecydowanie większej mocy obliczeniowej, której dostępne mikrokontrolery często nie są w stanie zaoferować. Należy przy tym pamiętać, że aby zachować pojazd w locie, dane muszą być przetwarzane z częstotliwością najmniej kilkudziesięciu Hz. Stąd też bierze się popularność dość prostego i jednocześnie niezbyt wymagającego, od strony obliczeniowej, regulatora PID.

Dodatkowe problemy, z jakimi boryka się każda konstrukcja wymagająca elektronicznej stabilizacji lotu to niedokładność elementów modułu IMU odpowiedzialnych za ustalenie bieżące śledzenie orientacji pojazdu w przestrzeni. Praktycznie każdy moduł IMU zawiera trzy żyroskopy oraz trójosiowy akcelerometr.

Żyroskopy to elementy rejestrujące obrót pojazdu wokół trzech osi  $x$ ,  $y$ ,  $z$ . Są one mało wrażliwe na drgania i bardzo szybko reagują na najmniejszy nawet obrót, jednak w trakcie pracy, ich wartość spoczynkowa ulega powolnej zmianie wynikającej głównie, choć nie tylko, ze zmian temperatury. Zmianę tą nazywamy dryftem żyroskopu i można próbować go kompensować na podstawie pomiaru temperatury, lecz często zdarza się że przy tej samej temperaturze, wartość spoczynkowa żyroskopu może przybierać różne wartości.

Natomiast akcelerometry nie reagują tak jak żyroskopy na zmiany temperatury, ale są bardzo wrażliwe na drgania, co powoduje, że w trakcie lotu dane z nich odczytane obciążone są szumem. Dlatego też o wiele częściej próbuje się kompensować dryft żyroskopów na podstawie wskazań akcelerometrów. Trójosiowy akcelerometr rejestruje składowe wektora wypadkowego grawitacji oraz siły inercji działającej na pojazd. Jeśli pojazd wisi nieruchomo akcelerometr rejestruje jedynie składowe wektora grawitacji, na podstawie których możemy określić odchylenie pojazdu od pionu. Akcelerometry nie reagują tak jak żyroskopy na zmiany temperatury, ale za to są bardzo wrażliwe na drgania, co powoduje, że w trakcie lotu dane z nich odczytane obciążone są dużym szumem i wymagają intensywnego filtrowania. Stosowane bywają różnorodne algorytmy, pozwalające na skorygowanie danych pobranych z żyroskopów, obciążonych błędem dryftu i przefiltrowanych danych z akcelerometru, jednak najchętniej stosowany jest do tego celu filtr Kalmana [12-14]. Dane z żyroskopów obciążone błędem systemowym (dryftem) o małej wariancji stosowane są w fazie predykcji filtru, podczas gdy pomiary z akcelerometru wykorzystywane są w fazie korekcji, nie są obciążone dryftem a jedynie szumem o dużej wariancji. W najprostszych metodach estymacji orientacji przestrzennej quadcoptera stosuje się filtrowanie niezależne dla osi  $roll$  ( $x$ ) i  $pitch$  ( $y$ ), bez podejmowania próby zintegrowania całkowitej informacji o orientacji pojazdu w filtrze Kalmana. Takie rozwiązanie upraszcza proces obliczeniowy modułu IMU, ale stwarza problemy, gdy wystąpi szybki obrót wokół osi  $yaw$  ( $z$ ), przy jednoczesnym przechyleniu wokół osi  $roll$  lub  $pitch$ . W takim przypadku zmianie podlegać będą parametry wychyłu w osi  $roll$  i  $pitch$ , mimo iż żyroskopy odpowiedzialne za ich pomiar nie rejestrują zmian. Jeśli błąd nie zostanie w porę

skorygowany przez akcelerometry, odczyt z układ IMU będzie obciążony błędem, który może doprowadzić do destabilizacji i upadku pojazdu. Tego typu problemy nie występują, gdy filtrowanie uwzględni pełną transformację 3d na podstawie danych ze wszystkich żyroskopów. W filtrach takich najczęściej stosowane są kwaterniony (wektory czterowymiarowe) ze względu na łatwość reprezentacji za ich pomocą zarówno orientacji i obrotu (poprzez mnożenie kwaternionów). Jedynym problemem z nimi związanym jest bardziej skomplikowana filtracja za pomocą filtra Kalmana.

### 3. Elementy organizacji funkcjonowania wyposażenia pokładowego

Na rysunku 2 został przedstawiony moduł inercyjnego układu pomiarowego zainstalowany w pojeździe. Zainstalowany procesor oprócz obliczeń koniecznych do stabilizacji pojazdu służy także do sterowania pojazdem. Przy opracowaniu algorytmu sterowania przyjęto, iż pojazd może być sterowany z wykorzystaniem aparatury jak i z wykorzystaniem układu autopilota. Przy czym priorytetowe jest zawsze sterowanie z aparatury. Jednym z pierwszych etapów w procedurze startowej jest ustalenie parametrów startowych, w którym następuje odczyt aktualnych danych z odbiornika GPS, czujnika ciśnienia czy czujnika temperatury. Te dane zostaną użyte w trakcie lotu pojazdu jako dane referencyjne. Dodatkowo sprawdza się stan ogniw. W kolejnym etapie oczekuje się na sekwencje startową z aparatury, po jej wystąpieniu uruchamia się silniki i pojazd jest gotowy do lotu. Po tym etapie w algorytmie występuje pętla główna, w której pojazd podąża w kierunku zadanym przez aparaturę lub układ autopilota. W trakcie tej pętli cyklicznie sprawdzane są odczyty z czujników znajdujących się na pokładzie pojazdu i na ich podstawie określa się orientację pojazdu, oraz następuje jego stabilizacja.

Pętla główna wykonuje się do momentu otrzymania z aparatury sekwencji końcowej.



Rys. 2. Moduł IMU  
Fig. 2. The IMU module

### 4. Podstawowe charakterystyki techniczne pojazdu

Skład osprzętu pokładowego:

- mikrokontroler – (ARM7) - AT91SAM7S256
- akcelerometr 3-osiowy (ACC) LIS3LV02DQ
- 3x żyroskop – ADXR5610
- Przetwornik A/D 16 bitowy – ADS8344N
- 4 x regulator do silnika bezszczotkowego
- 4x silnik bezszczotkowy Robbe ROXXY BL-Outrunner 2827-34

### 5. Podsumowanie

W pracy omówione zostały koncepcyjne, stosowalne oraz implementacyjne aspekty projektowania miniaturowej czterowirnikowej platformy latającej przeznaczonej do krótkoterminowego

wielocelowego monitoringu powierzchni Ziemi, wizualnie kontrolowanego wyniesienia i zrzutu nad zaznaczonym terenem niedużych ładunków przeznaczenia specjalnego oraz miniaturowych autonomicznych czujników w celu instalacji prowizorycznych sieci sensorowych. W tym przypadku intencją autorów było stworzenie konkurencyjnej inteligentnej miniaturowej platformy latającej oraz uniezależnienie projektu od usztywnionych rozwiązań ideowych, sprzętowych i programowych istniejących projektów.

Tab. 1. Najistotniejsze parametry pojazdu  
Tab. 1. The most important parameters of the vehicle

N	Najistotniejsze parametry pojazdu
1	Czas lotu bez obciążenia: do 20 min
2	Czas lotu z obciążeniem do 15 min
3	Waga pojazdu: 850 gr.
4	Ładunek do 200 gr.
5	Napęd: 4 silniki bezszczotkowe o maksymalnym ciągu około 700 gr. razem (2800 gr.)
6	Śmigła 10"-25,4 cm
7	Obudowa z włókien węglowych
8	Zasilanie: akumulator LiPoly 4 ogniowy 2200 mAh

### 6. Literatura

- [1] Gruszecki J. (red.): Bezpilotowe aparaty latające. Systemy sterowania i nawigacji. OW Politechniki Rzeszowskiej, 2002.
- [2] Rokiciński K.: Wykorzystanie niekonwencjonalnych koncepcji bezzałogowych aparatów latających na jednostkach pływających, Zeszyty naukowe akademii marynarki wojennej rok XLIX, nr 2 (173) 2008, str. 115-128.
- [3] Szczechowski B.: Wykorzystanie bezzałogowych aparatów latających (mini śmigłowców) do wykonania fotogrametrycznych zdjęć lotniczych niskich pułapów. Archiwum Fotogrametrii, Kartografii i Teledetekcji, vol. 18, 2008, str. 569-579.
- [4] Castillo P., Lozano R. and Dzul A.: Modelling and control of mini-flying machines. Springer-Verlag, London, 2005.
- [5] Altu E., Ostrowski J.P. and Mahony R.: Control of a quadrotor helicopter using visual feedback. Proc. of the International Conference on Robotics and Automation, Washington, pp. 271–276, 2002.
- [6] McKerrow P.: Modelling the Draganflyer four-rotor helicopter. Robotics and Automation, 2004. Proceedings. ICRA'04. 2004 IEEE International Conference on 4 (2004), pp. 3596–3601.
- [7] Escareño J., Sanchez A., Garcia O., Lozano R.: Triple Tilting Rotor mini-UAV: Modeling and Embedded Control of the Attitude. American Control Conference, 2008, str. 3476-3481.
- [8] Salazar S., Romero H., Lozano R., Castillo P.: Modeling and Real-Time Stabilization of an Aircraft Having Eight Rotors. Journal of Intelligent and Robotic Systems, Volume 54, Issue 1-3 (March 2009), str. 455 – 470.
- [9] Escareno J., Salazar-Cruz S. and Lozano R.: Embedded control of a four-rotor UAV. Proc. of the American Control Conference, Minneapolis, pp. 3936–3941, 2006.
- [10] Soumelidis, G'asp'ar P., Bauer P., Lantos B. and Proh'aszka Z.: Design of an embedded microcomputer based mini quadrotor UAV, European Control Conference, Kos, Greece, 2007.
- [11] Bouabdallah S., Murrieri P. and Siegwart R.: Design and control of an indoor micro quadrotor, Proc. of the International Conference on Robotics and Automation, New Orleans, vol. 5, pp. 4393–4398, 2004.
- [12] Castillo P., Lozano R. and Dzul A.: Stabilization of a mini rotorcraft with four rotors, IEEE Control Systems Magazine, pp. 45–55, 2005.
- [13] Castillo P., Dzul A. and Lozano R.: Real-time stabilization and tracking of a four-rotor mini rotorcraft, IEEE Transactions on Control Systems Technology, vol. 12, no. 4, pp. 510–516, 2004.
- [14] Tayebi A. and McGilvray S.: Attitude Stabilization of a Four-Rotor Aerial Robot. In proceedings of 43rd IEEE Conference on Decision and Control, Atlantis, Paradise Island, Bahamas, 2004, pp. 14-17.