

# Pomiary i estymacja wybranych parametrów pilotażowo-nawigacyjnych wiatrakowca

Stanisław Popowski, Radosław Rybaniec

Instytut Lotnictwa, Warszawa

**Streszczenie:** W artykule opisano system do pomiaru i rejestracji parametrów wiatrakowca. Szczegółowo przedstawiono funkcje systemu oraz opisano zasadę pracy wybranych czujników pomiarowych. Przedstawiono też wyniki badań wykonanego systemu pomiarowo-rejestrującego podczas lotu badawczego. Badania te zostały przeprowadzone na wiatrakowcu Xenon firmy Celier Aviation.

**Słowa kluczowe:** pomiary, estymacja, wiatrakowiec, system pomiarowy, system czasu rzeczywistego, Linux

## 1. Wstęp

Loty na wiatrakowcu bardzo często wykonuje się na małych wysokościach z małymi prędkościami. Z reguły są to loty w strefach niebezpiecznych H-V, dla których bezpieczne lądowanie w autorotacji nie jest możliwe [2]. Ze względów bezpieczeństwa w trakcie tych lotów pilot jest zmuszony śledzić najbliższe otoczenie, a nie tablicę przyrządów. W związku z tym powstała koncepcja stworzenia systemu, który z jednej strony mierzyłby na bieżąco krytyczne parametry lotu wiatrakowca i rejestrowałby je na odpowiednim nośniku. A z drugiej strony w oparciu o odpowiednie kryteria dałby na bieżąco ocenę bezpieczeństwa lotu. W przypadku wystąpienia stanu obniżonego bezpieczeństwa system za pomocą sygnału akustycznego ostrzegłby pilota przed zagrożeniem.

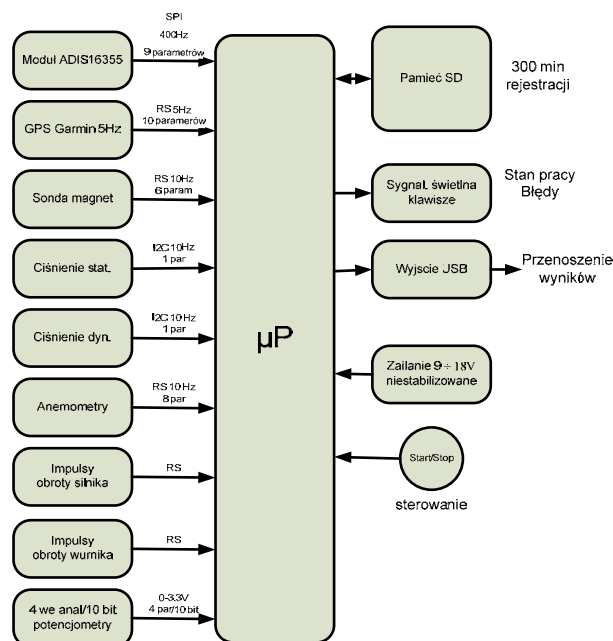
Niniejsza praca dotyczy pierwszej części zadania, w ramach której wykonano system pomiarowo-rejestrujący parametry lotu wiatrakowca oraz przeprowadzono badania tego systemu na wiatrakowcu Xenon firmy Celier Aviation. Wykonano pomiary i rejestracje parametrów pilotażowo-nawigacyjnych podczas lotów próbnych. Każdy z lotów zawierał elementy niebezpieczne: lot z małą prędkością na niewielkiej wysokości, lądowanie w autorotacji i manewry na małej wysokości.

## 2. Opis wykonanego systemu pomiarowo-rejestrującego

Strukturę systemu pomiarowo-rejestrującego przedstawiono na rys. 1. Jak widać system złożony jest z czujników pomiarowych wielkości fizycznych, jednostki centralnej, urządzeń wejścia/wyjścia, zewnętrznej pamięci i układu zasilania.

W systemie wykorzystano różne czujniki pomiarowe oraz dla każdego z nich dobrano odpowiednie częstotliwości próbkowania. Pierwowzorem wykonanego systemu był wykonany układ pomiarowy do pomiarów i rejestracji parametrów śmigłowca [1].

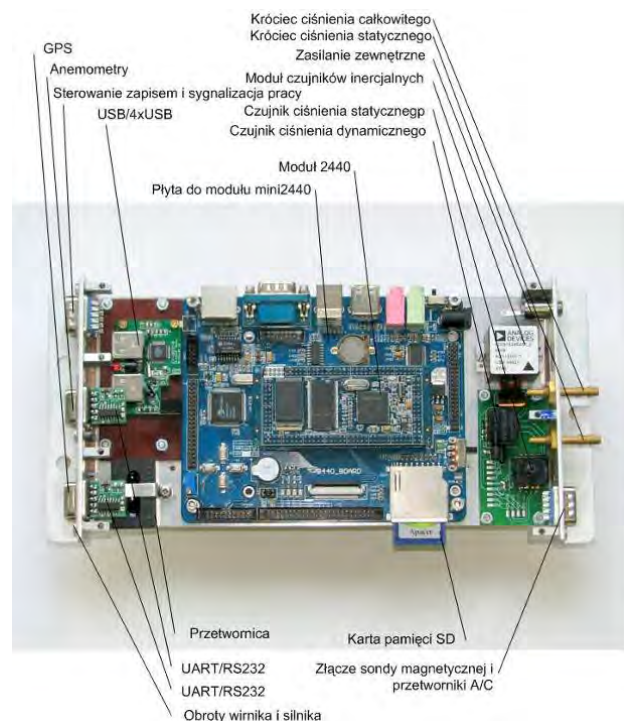
Podstawowym układem pomiarowym jest system orientacji wykorzystujący trzy giroskopy, trzy przyspieszeniomierze oraz trzy czujniki temperatury giroskopów do kompensacji błędów temperaturowych (ADIS). Częstotliwość tych pomiarów ustalono na 400 Hz. Z tym systemem współpracuje sonda magnetyczna, która dostarcza kurs magnetyczny, składowe wektora indukcji magnetycznej ziemskiego pola magnetycznego oraz zgrubne kąty pochylenia i przechylenia. Częstotliwość tych pomiarów wynosi 10 Hz.



**Rys. 1.** Schemat systemu pomiarowo-rejestrującego  
**Fig. 1.** Schematic of the measurement system

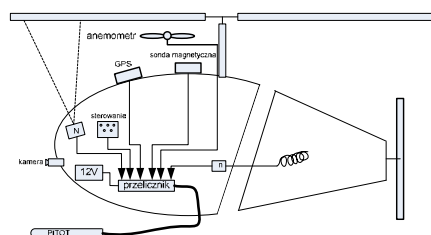
Następnym ważnym systemem jest odbiornik GPS, który dostarcza dane o położeniu (trzy współrzędne), kącie drogi oraz trzech składowych prędkości względem ziemi. Częstotliwość dostępności tych danych wynosi 5 Hz. Mierzone są też wielkości ciśnienia statycznego i całkowitego (rurka Prandtla i czujniki ciśnienia typu MEMS) z częstotliwością 10 Hz oraz prędkości względem powietrza w dowolnych punktach wiatrakowca (do 8 punktów pomiarowych w zakresie  $\pm 20$  m/s). Pomiary prędkości względem powietrza dokonywane są za

pomocą anemometrów wiatraczkowych [3]. Do tego samego wejścia, co anemometry, dołączono bezkontaktowe czujniki prędkości obrotowej wirnika i silnika napędowego. Poza wymienionymi czujnikami istnieje możliwość dołączenia czterech sygnałów napięciowych do czterech przetworników analog-cyfra. Wszystkie sygnały z czujników dochodzą do jednostki centralnej, zbudowanej na module mini2440 firmy Samsung. Sterowanie pracą układu i zapisem danych odbywa się za pomocą dwuklawiszowej klawiatury, a wyświetlanie stanu pracy systemu zorganizowano na trzech diodach LED. Zapis mierzonych parametrów jest na karcie pamięci typu SD.



**Rys. 2.** Widok układu pomiarowo-rejestrującego (bez obudowy)  
**Fig. 2.** Image of the measurement system (without housing)

System jest zasilany z oddzielnego akumulatora 12 V, pobór prądu poniżej 0,5 A. Na rys. 2 przedstawiono widok jednostki centralnej wraz z czujnikami ciśnienia i inercyjnymi zabudowanymi w obudowie, a na rys. 3 strukturę systemu na wiatrakowcu.



GPS	X, Y, H, KD, Vn, Ve, Vv, Vh, ls	5 Hz	(9)
Cisnienie, sonda mag.	pstał, pdyn, Ψm, Φp, Φb, Bx, By, Bz,	10 Hz	(8)
Inercyjne	ωx, ωy, ωz, ax, ay, az, tx, ty, tz	400 Hz	(9)
Anemometry, obroty	Vwir1, Vwir2...Vwir8, Nwir, nsil	100 Hz	(10)
Wejścia analog.	a1, a2, a3, a4, (3,3V)	100 Hz	(4)
Obliczenia	(Θ, Φ, Ψ), ...	100 Hz	

Czas rejestracji na karcie SD 2GB – 5h, pobór prądu 0,3A

**Rys. 3** Struktura systemu pomiarowo-rejestrującego  
**Fig. 3.** Measurement system structure

Opis sygnałów do rys. 3:

XYZ – współrzędne z GPS 5 Hz, długość, szerokość i wysokość

KD – kąt drogi

Vn, Ve, Vv – trzy składowe prędkości liniowej, północna, wschodnia i pionowa

Vh, ls – składowa prędkości liniowej horyzontalna oraz liczba satelitów

ωx, ωy, ωz – prędkości kątowe względem trzech osi wiatrakowca

ax, ay, az – składowe przyspieszeń liniowych względem trzech osi wiatrakowca

tx, ty, tz – temperatury giroskopów w trzech osiach

Vwir1 ... Vwir8 – prędkości względem powietrza do ośmiu kanałów

Nwir, nsil – prędkości wirowania wirnika i silnika

a1 ... a4 – cztery kanały analogowe, napięciowe do wykorzystania.

### 3. Funkcje systemu pomiarowo-rejestrującego

Opracowany system pomiarowo-rejestrujący parametrów lotu wiatrakowca realizować ma następujące funkcje:

- akwizycję danych z modułu czujników inercyjnych ADIS 16355:
  - a. prędkości kątowych i przyspieszeń w trzech osiach z częstotliwością 400 Hz,
  - b. temperatur czujników (giroskopów) z częstotliwością 100 Hz,
- akwizycję danych z modułu odbiornika nawigacji satelitarnej Garmin18 z częstotliwością 5 Hz:
  - a. czasu,
  - b. liczby satelitów w zasięgu,
  - c. długość i szerokość geograficzna oraz wysokość,
  - d. prędkości: wschodnią, północną, pionową oraz wypadkową w płaszczyźnie horyzontu,
  - e. kąta drogi,
- akwizycję danych z sondy magnetycznej Honeywell HMC6343 z częstotliwością 10 Hz:
  - a. kursu magnetycznego,
  - b. pochylenia i przechylenia,
  - c. składowych pola magnetycznego w trzech osiach,
- pomiar ciśnienia statycznego i dynamicznego z częstotliwością 100 Hz,
- akwizycję wyników pomiaru prędkości powietrza z modułu anemometrów z częstotliwością 10 Hz (do 8 kanałów),
- pomiar 4 wartości napięć z zakresy 0-3,3 V, z częstotliwością 100 Hz,
- zapis danych z pkt.: 1-6 do pliku tekstowego o następujących cechach:
  - a. nazwa pliku nadawana automatycznie na podstawie czasu startu pomiaru,
  - b. zapis do pliku numeru każdej próbki i czasu pobierania próbki,
  - c. zapis ilości pobranych próbek i objaśnienia pól,
  - d. zapis na karcie pamięci SD,
- automatyczne przenoszenie danych z pamięci SD po podłączeniu do złącza USB zewnętrznej pamięci,

- sterowanie urządzeniem za pomocą klawiatury dwuprzyciskowej,
- wyświetlanie informacji o pracy urządzenia za pomocą 3 diod LED:
  - a. sygnalizacja stanu spoczynku i stanu akwizycji danych,
  - b. sygnalizacja błędu komunikacji z modułami,
  - c. sygnalizacja procesu kopiowania danych oraz braku miejsca na karcie pamięci,

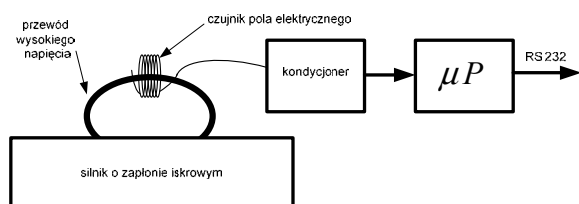


Rys. 4. Elementy systemu pomiarowo-rejestrującego  
Fig. 4. Elements of the measurement system

Po podłączeniu zewnętrznych czujników oraz urządzenia sterującego (rys. 4) przeprowadzono szereg badań i testów w celu wyeliminowania błędów, zarówno oprogramowania, jak i sprzętu. Po zakończeniu badań osiągnięto stan zgodny z przedstawionymi na wstępie założeniami.

#### 4. Opis wybranych czujników pomiarowych systemu pomiarowo-rejestrującego

Bezkontaktowe czujniki prędkości silnika i wirnika. Zaprojektowano i wykonano czujnik prędkości obrotowej silnika oraz czujnik pomiaru prędkości obrotowej wirnika. Czujniki są elektrycznie i mechanicznie odizolowane od badanych elementów wiatrakowca oraz bezkontaktowe.



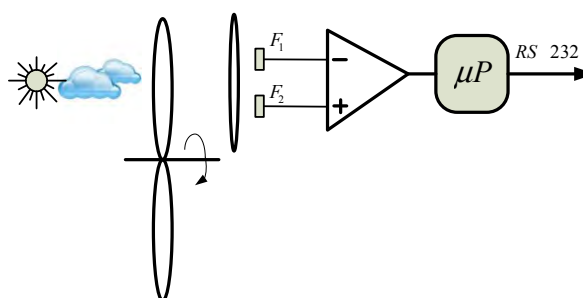
Rys. 5. Idea bezkontaktowego czujnika prędkości obrotowej silnika o zapłonie iskrowym

Fig. 5. Idea of the contactless spark-ignition engine speed sensor

**Pomiar prędkości obrotowej silnika napędowego** (rys. 5) wykorzystuje pole elektryczne wytwarzane przez iskrowy układ zapłonowy silnika, indukowanie napięcia następuje w przewodzie pomiarowym umieszczonym obok przewodu wysokiego napięcia układu zapłonowego. Indukowany sygnał wprowadzany jest ekranowanym przewodem do układu pomiarowego, gdzie jest kształtowany do postaci sygnału logicznego. Sygnał ten jest podawany na wejście do procesora, który wylicza częstotliwość wirowania silnika napędowego. Wynik

pomiaru wystawiany jest w postaci cyfrowej zgodnie z protokołem RS-232.

**Pomiar prędkości obrotowej wirnika** (rys. 6) polega na wychwytywaniu i zliczaniu w czasie zmian natężenia światła. Modulacja amplitudy strumienia świetlnego wywoływana jest przysłonięciem tła świetlnego przez łopatkę wirnika nośnego. Pomiar realizowany jest przy pomocy dwóch układów F1 i F2 będących przetwornikami światło-napięcie. Jeden z tych układów stanowi odniesienie zmierzonej ilości światła. Różnica napięć przetworników będąca następstwem przesłonięcia jednego układu powoduje, że wyjście logiczne komparatora przechodzi w stan wysoki. Sygnał ten jest podawany na wejście do procesora, który wylicza częstotliwość wirowania wirnika nośnego i wystawia sygnał częstotliwości łączem RS-232.



Rys. 6. Idea bezkontaktowego czujnika prędkości obrotowej wirnika

Fig. 6. Idea of the contactless rotor speed sensor

#### 5. Oprogramowanie systemu pomiarowo-rejestrującego

Oprogramowanie systemu pomiarowo-rejestrującego jest oparte na systemie operacyjnym Linux. Jest to wielozadaniowy system operacyjny ogólnego przeznaczenia, stosowany zarówno w komputerach osobistych, serwerach, jak również w systemach wbudowanych. Jego znamienitą cechą jest dostępność kodu źródłowego i liberalne licencjonowanie pozwalające na przeprowadzanie dowolnych modyfikacji i korzystanie z systemu bez opłat również do celów komercyjnych.

Zasadniczą trudnością podczas tworzenia oprogramowania, było uzyskanie odpowiedniej charakterystyki czasowej. Głównym problemem było uzyskanie stałej częstotliwości 400 Hz akwizycji z układu ADIS. Ponieważ Linux bez odpowiednich dodatków nie spełnia rygorów czasu rzeczywistego, to wymaganą pracę układu zapewniło dopiero użycie rozszerzenia ADEOS [4].

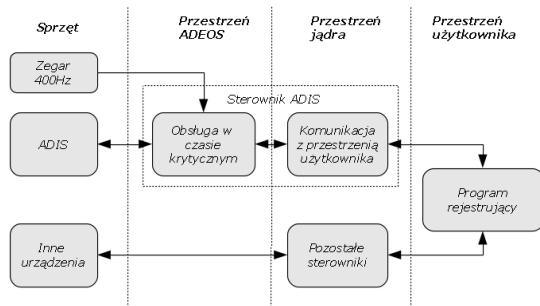
ADEOS (Adaptive Domain Environment for Operating Systems) jest rozszerzeniem jądra systemu Linux polegającym na dodaniu bloku przechwytyjącego przerwanie sprzętowe, i decydującym czy przekazać dane przerwanie do jądra, czy obsłużyć je natychmiast. W ten sposób krytyczne przerwanie mogą być obsłużone z minimalnym narzutem czasowym. W uzyskanym systemie czas od pojawienia się do obsługi przerwania jest ograniczony i ma praktycznie charakter deterministyczny.



Schemat oprogramowania znajduje się na rys. 7. W proponowanym systemie zrezygnowano ze sterownika magistrali SPI dostępnego standardowo w systemie Linux i zastąpiono własnym, korzystającym z rozszerzenia ADEOS. W sterowniku tym, można wydzielić dwie zasadnicze części. Pierwsza z nich odpowiada za komunikację z układem ADIS i synchronizację czasu z zegarem sprzętowym 400 Hz. Ten fragment sterownika jest uruchamiany w dokładnie ustalonych odstępach czasu dzięki umieszczeniu go w przestrzeni ADEOS.

Danym odczytanym z układu ADIS jest nadawany „stempel czasowy”, a następnie są one buforowane w pozostałej części sterownika umieszczonej w przestrzeni jądra. Ta z kolei odpowiada za transfer danych do przestrzeni użytkownika, gdzie wygórowane rygory czasowe nie występują, ponieważ dokładny czas akwizycji został zapamiętany w „stemplach”.

Częstotliwość akwizycji z pozostałych urządzeń jest na tyle niska, że nie było potrzeby stosowania rozszerzenia ADEOS i komunikacja odbywa się z udziałem standardowych sterowników dostarczonych wraz z jądrem.



Rys. 7. Schemat oprogramowania  
Fig. 7. Scheme of the software

## 6. Wstępne wyniki badań układu pomiarowo-rejestrującego

System zabudowano na wiatrakowcu Xenon firmy Celier Aviation [5]. Na tym wiatrakowcu odbywały się badania.



Rys. 8. Wiatrakowiec Xenon, na którym przeprowadzono próby  
Fig. 8. Xenon autogyro – the test platform

Na rys. 8 przedstawiono egzemplarz wiatrakowca, na którym przeprowadzono próby. Jest to dwuosobowy wiatrakowiec wyposażony w silnik o mocy ok. 120 KM napędzający trójłopatowe śmigło marki DUC o ręcznie przestawianym skoku. Wirnik o średnicy ok. 8,6 m firmy AIRCOPTER. Przy masie własnej poniżej 300 kg osiąga przy prędkości przelotowej 120 km/h zasięg prawie 700 km.

Rozmieszczenie sondy magnetycznej oraz anteny GPS przedstawia rys. 9.



Rys. 9. Rozmieszczenie sondy magnetycznej oraz anteny GPS  
Fig. 9. GPS and magnetometer mount positions

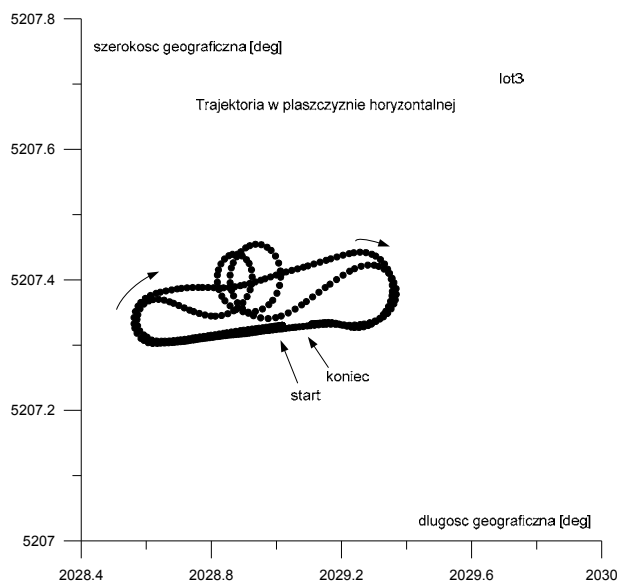
W trakcie badań wykonano rejestracje podczas czterech lotów próbnych. W pierwszym locie wykonano przelot z bardzo małą prędkością (ok. 40 km/h). Po drugim locie wykonano lądowanie w autorotacji, w trakcie trzeciego lotu wykonano szereg głębokich skrętów i lot w autorotacji, a czwartego – krótki lot manewrowy na małej wysokości.

W pracy umieszczono przebiegi z wybranych zarejestrowanych jak i estymowanych parametrów. Są one przedstawione w formie wykresów.

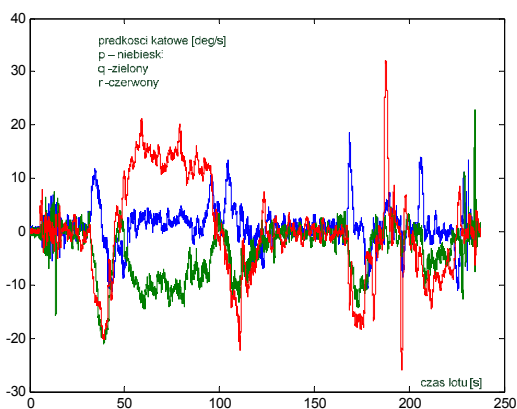
Pierwszy wykres (rys. 10) przedstawia trajektorię lotu w rzucie na płaszczyznę horyzontalną. Następne dwa wykresy (rys. 11 i 12) przedstawiają przebiegi trzech składowych prędkości kątowych mierzonych w układzie obiektu oraz przyspieszeń liniowych, też mierzonych w układzie obiektu. Widać, że maksymalna prędkość kątowa wystąpiła względem osi pionowej „z” wiatrakowca i wynosiła ok. 30 deg/s.

Następne dwa wykresy (rys. 13 i 14) przedstawiają estymowaną orientację kątową wiatrakowca podczas lotu. Pierwszy z nich przedstawia kąt pochylenia i przechylenia. Drugi przedstawia kąt kursu. Estymacja kątów orientacji nastąpiła w oparciu o pomiary prędkości kątowych, przyspieszeń liniowych oraz zmierzonych parametrów pola magnetycznego.

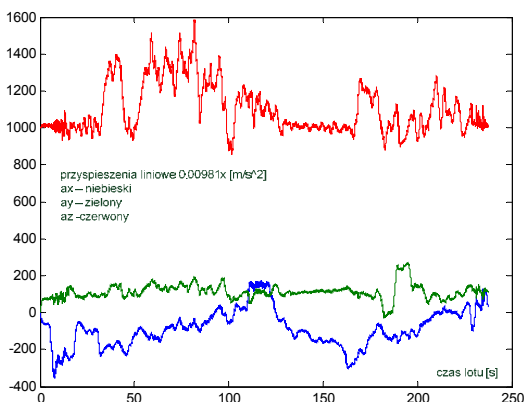
Następne dwa wykresy (rys. 15 i 16) przedstawiają pomiar prędkości lotu (zarówno podróźnej, jak i względem powietrza) oraz wyliczony kąt natarcia wiatrakowca. Kąt natarcia został wyznaczony, jako różnica kąta pochylenia i kąta wznoszenia.



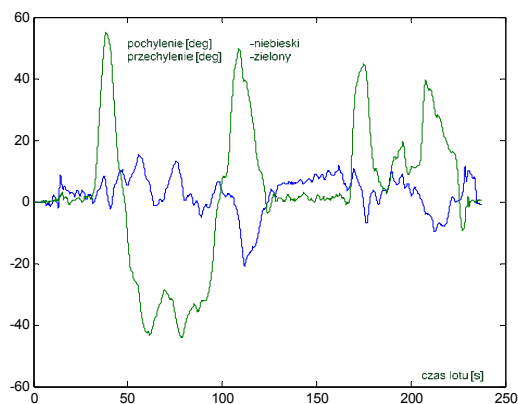
Rys. 10. Rzut trajektorii lotu nr 3 na płaszczyznę poziomą  
Fig. 10. Horizontal trajectory of flight number 3



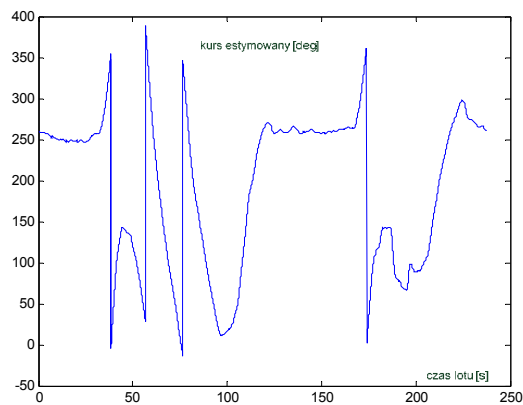
Rys. 11. Wykresy prędkości kątowych w układzie wiatrakowca  
Fig. 11. Angular rates in autogyro frame



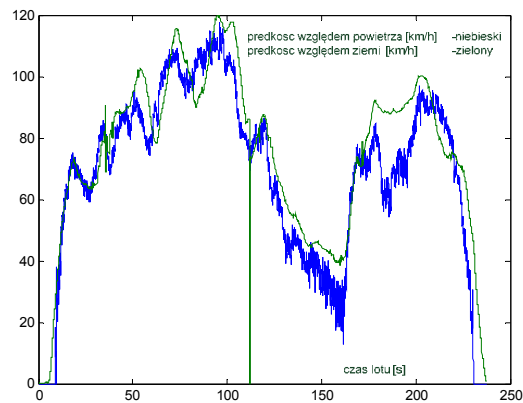
Rys. 12. Wykresy przyspieszeń liniowych w ukł. wiatrakowca  
Fig. 12. Linear accelerations in autogyro frame



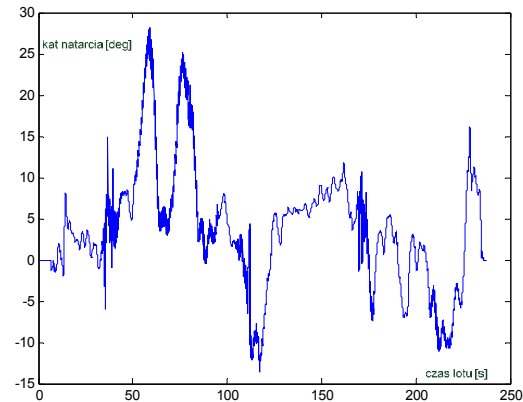
Rys. 13. Wykresy kąta przechylenia i pochylenia  
Fig. 13. Pitch and roll angles



Rys. 14. Wykresy kąta kursu estymowanego  
Fig. 14. Estimated yaw angle



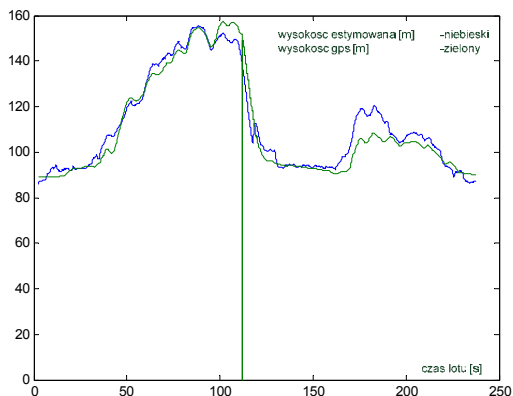
Rys. 15. Wykresy prędkości względem powietrza i podróźnej  
Fig. 15. Air relative velocity and ground relative velocity



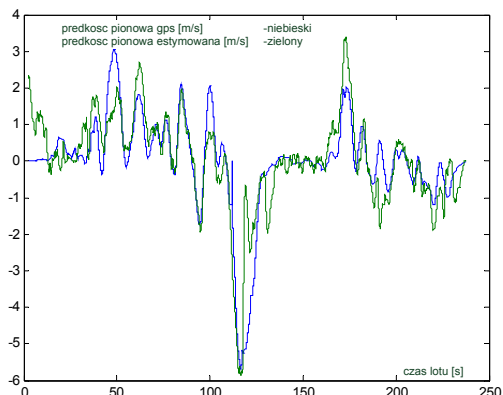
Rys. 16. Wykres estymowanego kąta natarcia  
Fig. 16. Estimated angle of attack

Następne dwa wykresy (rys. 17 i 18) przedstawiają wysokość i prędkość pionową. Wykresy wysokości są zarówno barometryczne jak i estymowane. Prędkości pionowe są dwie. Jedna to odczyt z odbiornika GPS, druga to estymowana z pomiaru ciśnienia statycznego oraz składowej przyspieszenia pionowego.

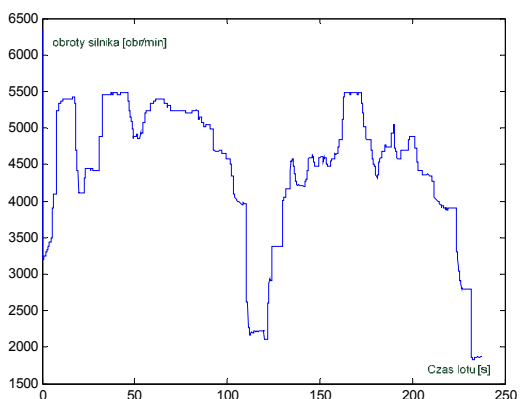
Kolejne dwa wykresy (rys. 19 i 20) to wykres prędkości obrotowej silnika otrzymany z czujnika indukcyjnego po wstępnej filtracji oraz wykres prędkości obrotowej wirnika otrzymany z czujnika optycznego. Ostatni wykres (rys. 21) to prędkość przepływu powietrza pod wirnikiem.



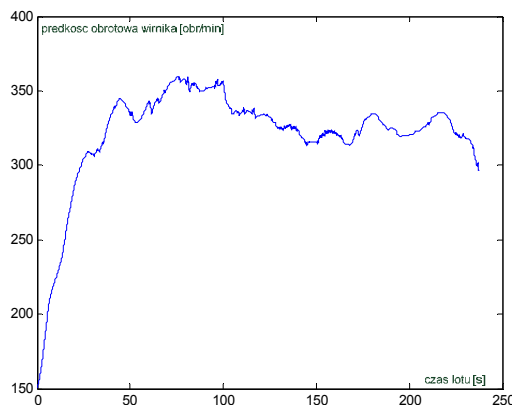
Rys. 17. Wykres wysokości GPS i estymowanej  
Fig. 17. GPS and estimated altitudes



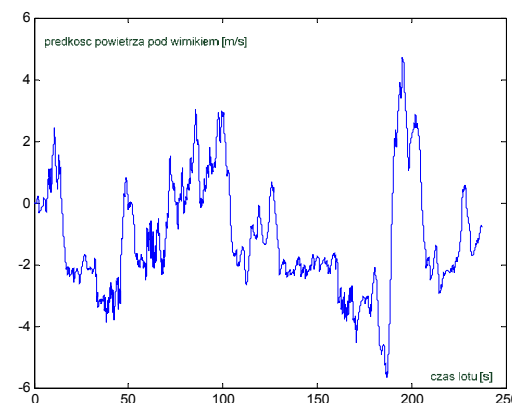
Rys. 18. Wykres prędkości pionowej GPS i estymowanej  
Fig. 18. GPS and estimated vertical speeds



Rys. 19. Wykres prędkości obrotowej silnika  
Fig. 19. Engine rotation speed



Rys. 20. Wykres prędkości obrotowej wirnika  
Fig. 20. Rotor rotation speed



Rys. 21. Wykres prędkości powietrza pod wirnikiem  
Fig. 21. Air speed below the rotor

## 7. Wnioski

Przeprowadzone badania miały na celu sprawdzenie działania systemu pomiarowo rejestrującego w warunkach rzeczywistych lotów wiatrakowca. Wykonane próby pozwalają na wyciągnięcie następujących wniosków:

- Stwierdzono, że wykonany system pomiarowo-rejestrujący działał poprawnie, zarówno wszystkie czujniki pomiarowe jak i moduł przeliczająco-rejestrujący.
- Stwierdzono w torze pomiaru prędkości obrotowej silnika potrzebę regulacji przesunięcia fazowego sygnału. W obecnych badaniach efekt tego czynnika poprawiono na drodze obliczeniowej w trakcie obróbki zarejestrowanych zbiorów.
- Podobnie należy dokonać regulacji w torze pomiaru prędkości obrotowej wirnika.
- W obecnej postaci system może z powodzeniem pełnić funkcje rejestratora eksploatacyjnego parametrów lotu podczas prób i badań w locie.
- Aby z obecnej postaci systemu powstał przyrząd ostrzegający przed niebezpiecznymi fazami lotu należy zaproponować kryteria stanów niebezpiecznych na danym obiekcie.
- Jednym z takich kryteriów może być sygnalizacja wejścia w strefę niebezpieczną H-V.

- W przypadku sygnalizacji wejścia w strefę H-V potrzebną tam wysokość względną (od wiatrakowca do ziemi) proponuje się określać na podstawie mierzonej wysokości estymowanej po uwzględnieniu wprowadzonej wysokości odniesienia (np. lotniska). Innych rozwiązań, typu radiowysokościomierza czy bazy wysokościowej terenu raczej nie należy wprowadzać.
- Innymi kryteriami stanów niebezpiecznych mogą być :
  - a. graniczne wartości prędkości kątowych i przyspieszeń,
  - b. graniczne wartości kąta natarcia,
  - c. graniczne wartości prędkości obrotowej silnika i wirnika.
- Zaproponowanie właściwego kryterium może nastąpić po przeprowadzeniu dalszych prób i badań na docelowym obiekcie.

## Bibliografia

1. A. Gałach, S. Popowski: *Autonomiczny, przenośny układ pomiarowo-rejestrujący, przeznaczony do obsługiwanego procesu badań w locie*. Prace Instytutu Lotnictwa nr 202/2009, 24-35.
2. G. Gremminger: *Height Velocity Curve for Gyroplanes*; Rotorcraft 2007
3. S. Popowski: *Problem pomiaru małych prędkości ruchu obiektu względem powietrza*, „Pomiary Automatyka Robotyka” nr 2/2009.
4. K. Yagmour: *Adaptive domain environment for operating systems*.  
<http://www.opersys.com/ftp/pub/Adeos/adeos.pdf>.
5. <http://www.celieraviation.eu/>. ■

## Measuring and estimating selected flight parameters of autogyro

**Abstract:** In the article the system for measurement and estimation of flight parameters of autogyro is presented. The structure of the system, its functionality and operating principles of selected sensors are addressed in details. Results of in-flight tests of the system are also presented. These tests have been conducted on Xenon autogyro, manufactured by Celier Aviation company.

**Keywords:** measurement, estimation, autogyro, measurement system, real time system, Linux

### dr inż. Stanisław Popowski

Adiunkt w Instytucie Lotnictwa. Absolwent Wydziału Mechanicznego Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej z 1978 r. Zajmuje się lotniczymi układami pomiarowymi, w szczególności opartymi na technice pomiarów inercjalnych.



email: [stanislaw.popowski@ilot.edu.pl](mailto:stanislaw.popowski@ilot.edu.pl)

### inż. Radosław Rybaniec

Ukończył studia pierwszego stopnia na Wydziale Elektroniki i Technik Informatycznych Politechniki Warszawskiej w 2010 r. W tym samym roku rozpoczął pracę w Instytucie Lotnictwa.



email: [radoslaw.rybaniec@ilot.edu.pl](mailto:radoslaw.rybaniec@ilot.edu.pl)