

## WYNIKI BADAŃ SYSTEMU POMIAROWO-REJESTRACYJNEGO WIATRAKOWCA

WITOLD DĄBROWSKI, STANISŁAW POPOWSKI, RADOŚLAW RYBANIEC

*Instytut Lotnictwa*

### Streszczenie

*W artykule przedstawiono wyniki badań systemu pomiarowo-rejestrującego. Badania te zostały przeprowadzone na wiatrakowcu Xenon firmy Celier Aviation. Przedstawiono zabudowane na obiekcie elementy systemu, w tym czujniki pomiarowe i układ przeliczający rejestrujący wraz z zasilaniem. Pokazano przykładowy lot badawczy i wybrane parametry, które zostały zarejestrowane podczas tego lotu. Przedstawiona praca stanowi pierwszy etap powstania systemu ostrzegającego przed niebezpiecznymi stanami lotu wiatrakowca.*

### 1. WSTĘP

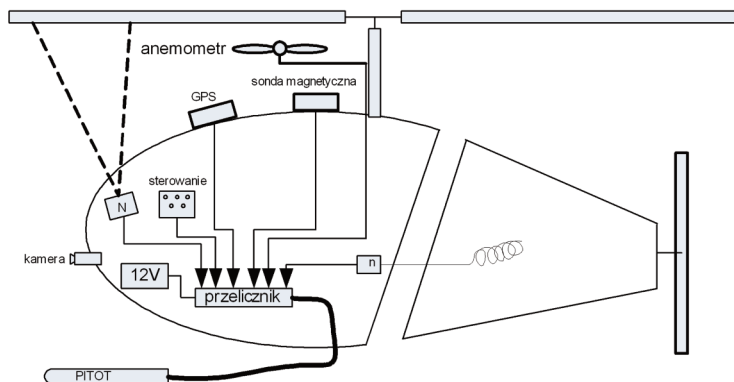
Niniejsza praca przedstawia wyniki badań systemu pomiarowo-rejestrującego przeprowadzonych na wiatrakowcu Xenon firmy Celier Aviation. Szczegółowy opis systemu oraz wyniki wstępnych badań zamieszczono w pracy [2].

Wykonano pomiary i rejestracje parametrów pilotażowo-nawigacyjnych podczas czterech lotów próbnych. Każdy z lotów zawierał elementy niebezpieczne: lot z małą prędkością na niewielkiej wysokości, lądowanie w autorotacji i manewry na małej wysokości. Na wiatrakowcu zainstalowano badany system pomiarowo-rejestrujący wraz z czujnikami pomiarowymi. Poza rejestracją mierzonych parametrów dla każdego lotu rejestrowano dwiema kamerami widok z pokładu wiatrakowca i drugi, z płyty lotniska. Po lotach dane pomiarowe poddano obróbce polegającej na filtracji zakłóceń oraz obliczeniu wielkości pochodnych, które nie są bezpośrednio mierzone (np. kąty orientacji, kąt natarcia). Wybrane wyniki przedstawiono dla jednego lotu.

### 2. OPIS APARATURY I OBIEKTU BADAŃ

Strukturę systemu pomiarowego przedstawiono na rys. 1. Pełny opis znajduje się w pracy [2]. Idea takiego systemu powstała podczas prac nad podobnym urządzeniem dla śmigłowców [1]. W skład urządzenia wchodzi: jednostka centralna do przetwarzania danych oraz rejestracji wyników, odbiornik GPS, sonda magnetyczna, czujniki ciśnienia statycznego i dynamicznego, 3 giroskopy, 3 przyspieszeniomierze, 3 czujniki temperatury, do 8 anemometrów (pomiar

prędkości względem powietrza  $\pm 20$  m/s, podczas badań wykorzystano jeden pod wirnikiem [3]), bezkontaktowe czujniki prędkości obrotowej wirnika i silnika oraz 4 kanały przetwornika A/C do wykorzystania. Wszystkie pomiary wykonane są z różnymi częstotliwościami oraz są zapisywane w pamięci na karcie SD.



GPS	X, Y, H, KD, Vn, Ve, Vv, Vh, Is	5 Hz	(9)
Cisnienie, sonda mag.	pstat, pdyn, ? m, ? p, ? p, Bx, By, Bz,	10 Hz	(8)
Inercjalne	?x, ?y, ?z, ax, ay, az, tx, ty, tz	400 Hz	(9)
Anemometry, obroty	Vwir1, Vwir2 ... Vwir8, Nwir, nsil,		(10)
Wejścia analog	a1, a2, a3, a4, (3,3V)	100 Hz	(4)
Obliczenia	(? , ? , ? ) , ...	100 Hz	

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

Rys. 1. Struktura systemu pomiarowo-rejestracyjnego na wiatrakowcu

Opis sygnałów do rysunku 1:

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, Is – składowa prędkości liniowej horyzontalna oraz liczba satelitów,

x, y, z – 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,

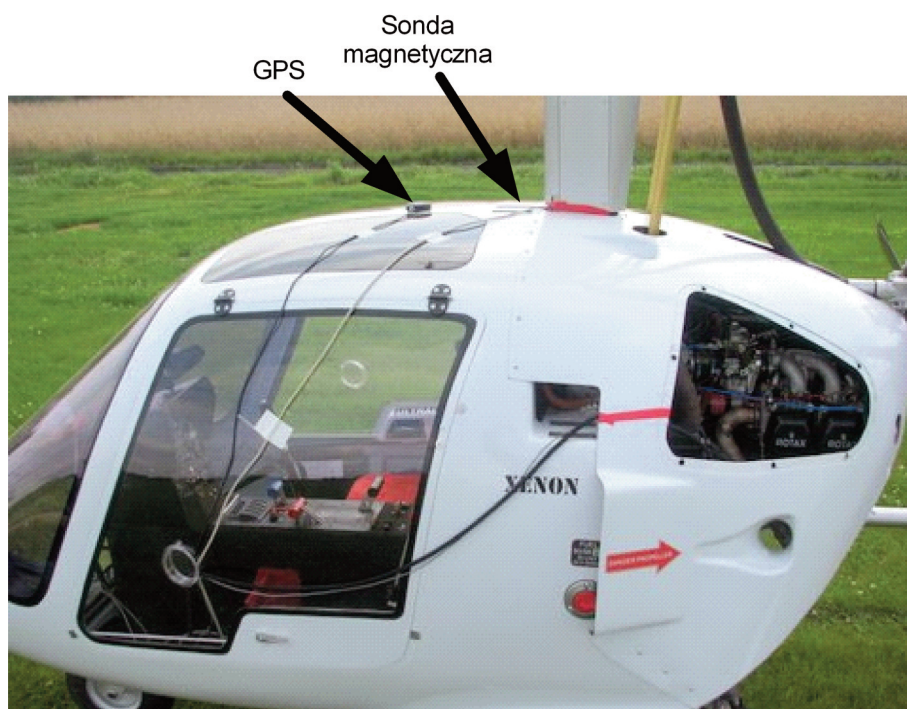
Nwir, nsil – prędkości wirowania wirnika i silnika,

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

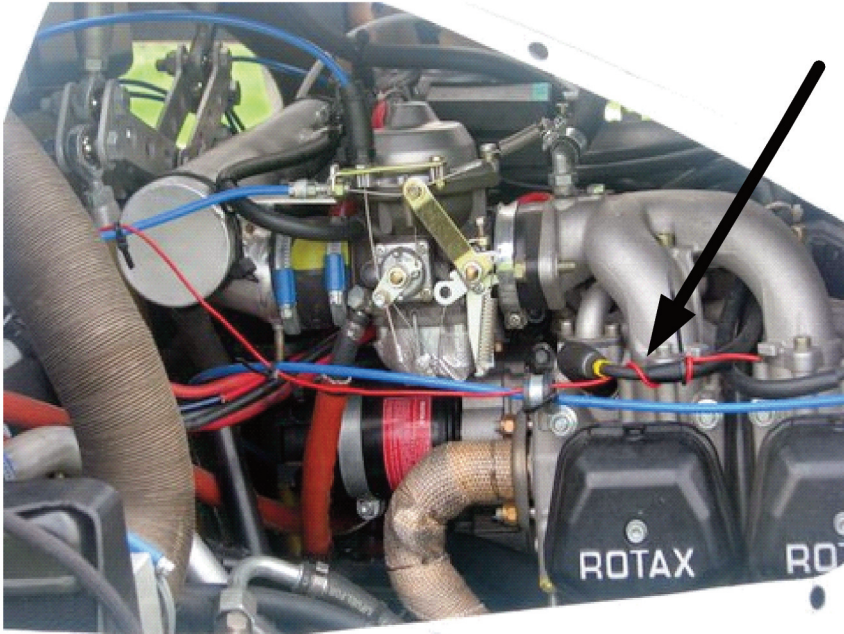
System zabudowano na wiatrakowcu Xenon firmy Celier Aviation [4]. Na tym wiatrakowcu odbywały się badania. Na rys. 2 przedstawiono egzemplarz wiatrakowca, na którym przeprowadzono próby. Jest to dwuosobowy wiatrakowiec wyposażony w silnik o mocy ok. 120 KM napędzający trójkątowe śmigło marki DUC o ręcznie 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.



Rys. 2. Wiatrakowiec Xenon, na którym przeprowadzono próby  
Rozmieszczenie sondy magnetycznej oraz anteny GPS przedstawia rys. 3.



Rys. 3. Rozmieszczenie sondy magnetycznej oraz anteny GPS



Rys. 4. Umieszczenie sondy do pomiaru prędkości obrotowej silnika

Na rys. 4 przedstawiono zamocowanie sondy do pomiaru prędkości obrotowej silnika, a na rys. 5 zabudowę rurki Pitota do elementów podwozia.



Rys. 5. Zamocowanie rurki Pitota do elementów podwozia



Rys.6. Zamocowanie anemometru pod wirnikiem

Na rys. 6 pokazano sposób zamocowania jednego anemometru pod wirnikiem wiatrakowca. Anemometr znajduje się 0,7 m od osi obrotu wirnika i 0,7 m pod wirnikiem. Ustalono, że znak mierzonej prędkości będzie „-” dla przepływu powietrza z dołu do góry, i „+” dla przepływu z góry do dołu (rys. 21).

Rysunek 7 pokazuje miejsce zamocowania czujnika optycznego prędkości obrotowej wirnika. Leży on na przedniej półce w kabinie i jest dociśnięty wkładką styropianową. Również z przodu w kabinie umieszczono kamerę do rejestracji widoku z kabiny podczas lotu (rys. 8).



Rys. 7. Czujnik prędkości obrotowej łopat



Rys. 8. Zabudowa kamery w kabinie wiatrakowca

Na rys. 9 pokazano moment wyładunku wiatrakowca z zabudowanym systemem.



Rys. 9. Moment wyładunku wiatrakowca

### 3. OPIS BADAŃ I UZYSKANE WYNIKI

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

W pracy umieszczono przebiegi z wybranych zarejestrowanych parametrów jak i wyliczonych 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.

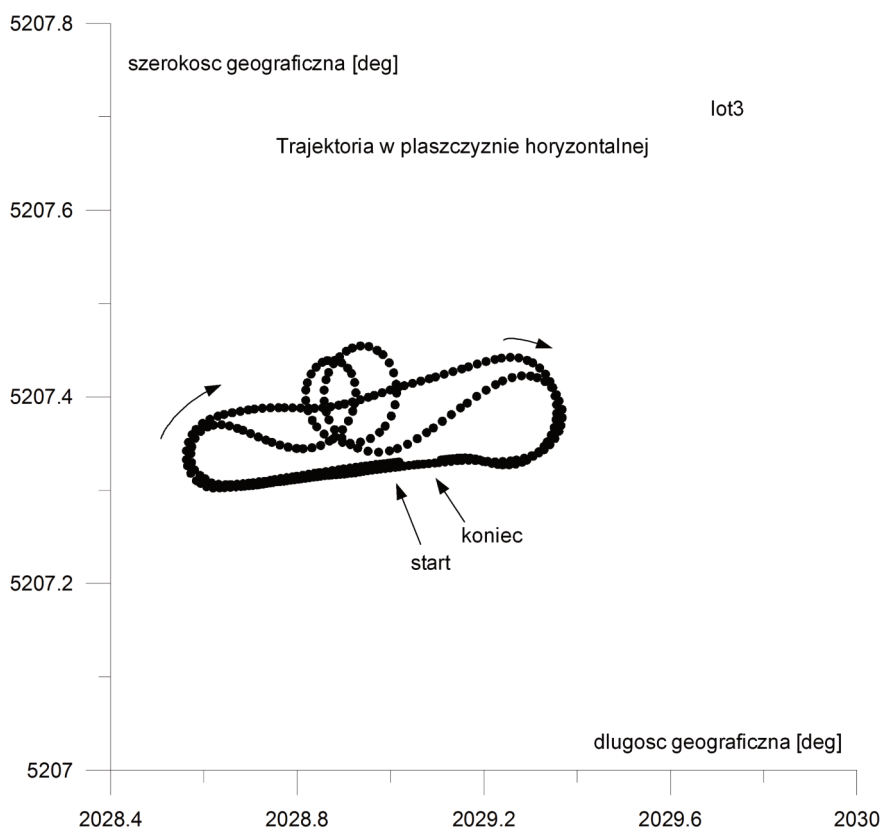
Następne dwa wykresy (rys. 13 i 14) przedstawiają orientację kątową wiatrakowca podczas lotu. Pierwszy z nich przedstawia kąt pochylenia i przechylenia. Drugi przedstawia kąt kursu.

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

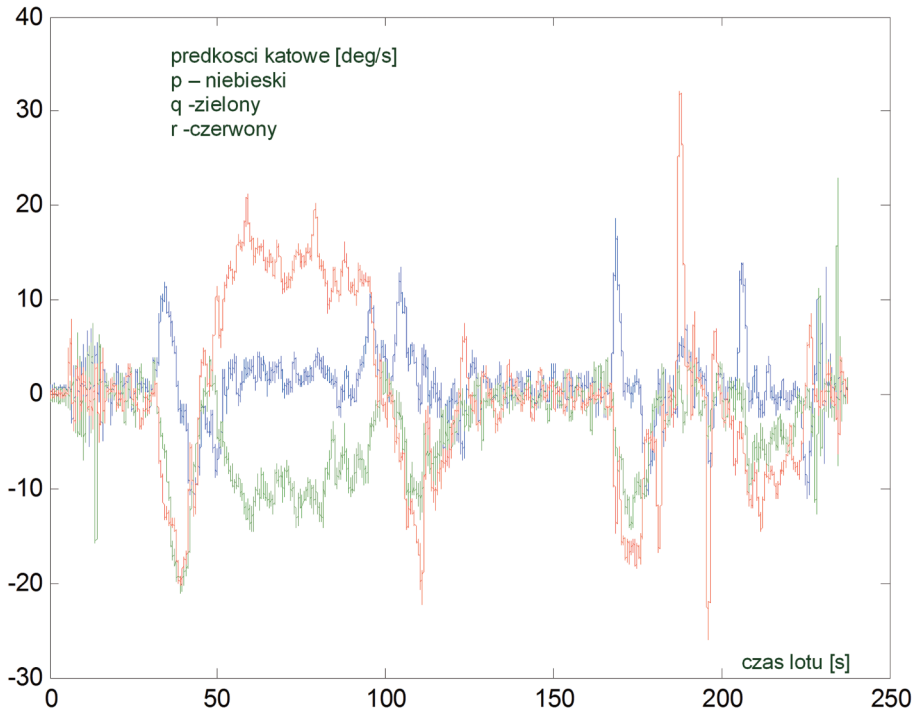
Następne dwa wykresy (rys. 17 i 18) przedstawiają wysokość i prędkość pionową. Wykresy wysokości są zarówno barometryczne jak i estymowane. Prędkości pionowe są dwie. Jedna to odczyt z odbiornika GPS, druga to estymowana z pomiaru ciśnienia statycznego oraz składowej przyspieszenia pionowego.

Następne 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.

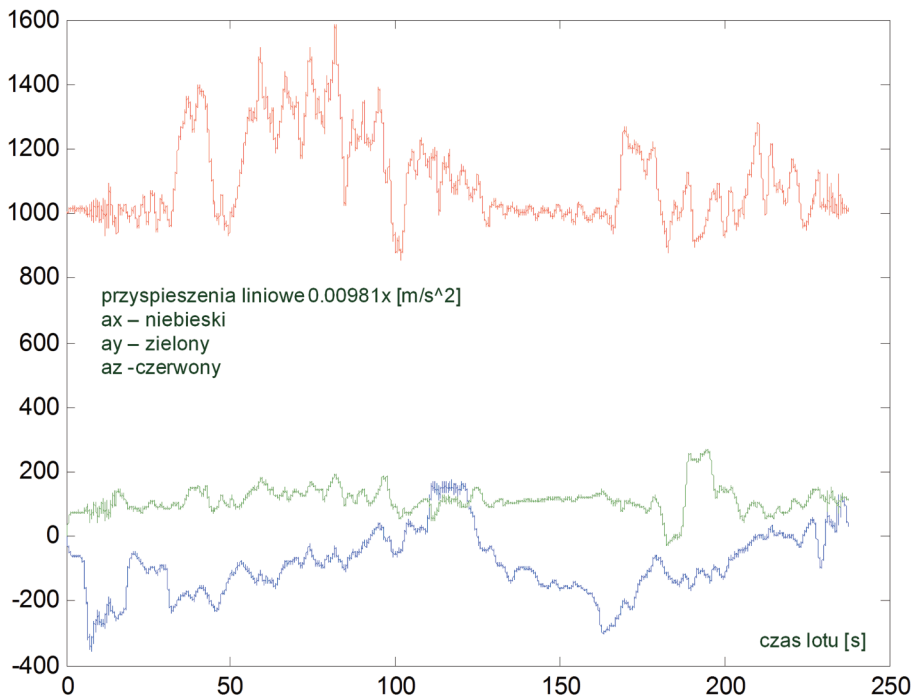
Ostatni wykres (rys. 21) to prędkość przepływu powietrza pod wirnikiem.



Rys. 10. Rzut trajektorii lotu numer 3 na płaszczyznę horyzontalną

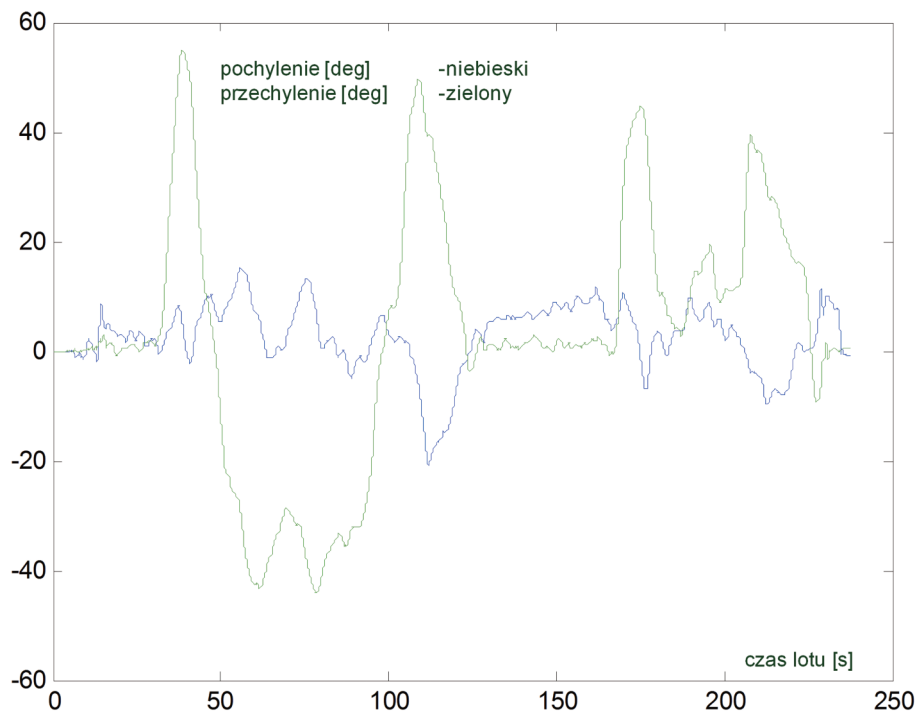


Rys. 11. Wykresy prędkości kątowych w układzie wiatrakowca

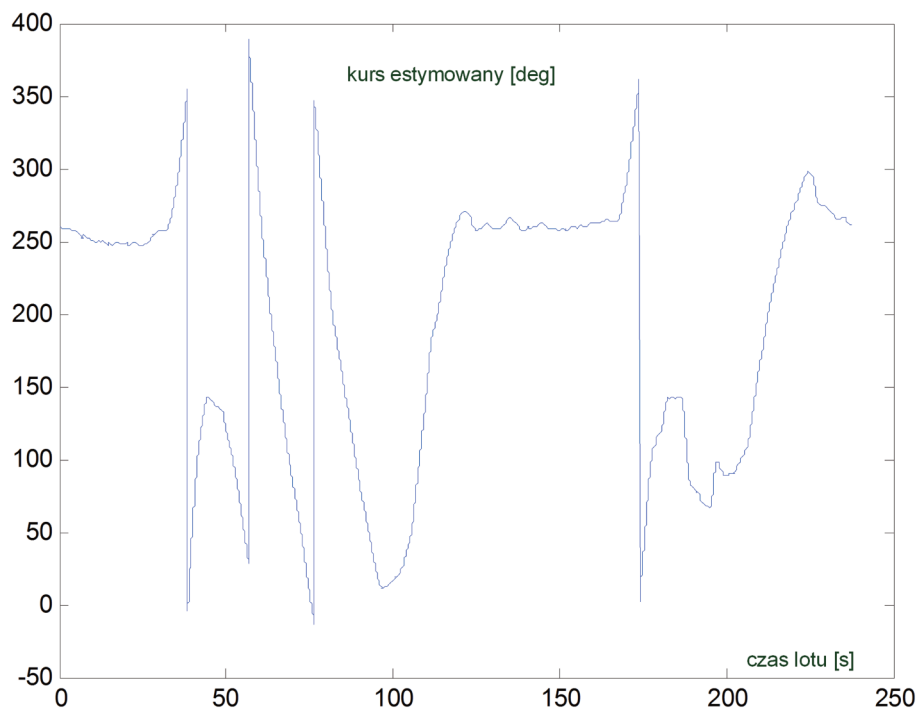


Rys. 12. Wykresy przyspieszeń liniowych w układzie wiatrakowca

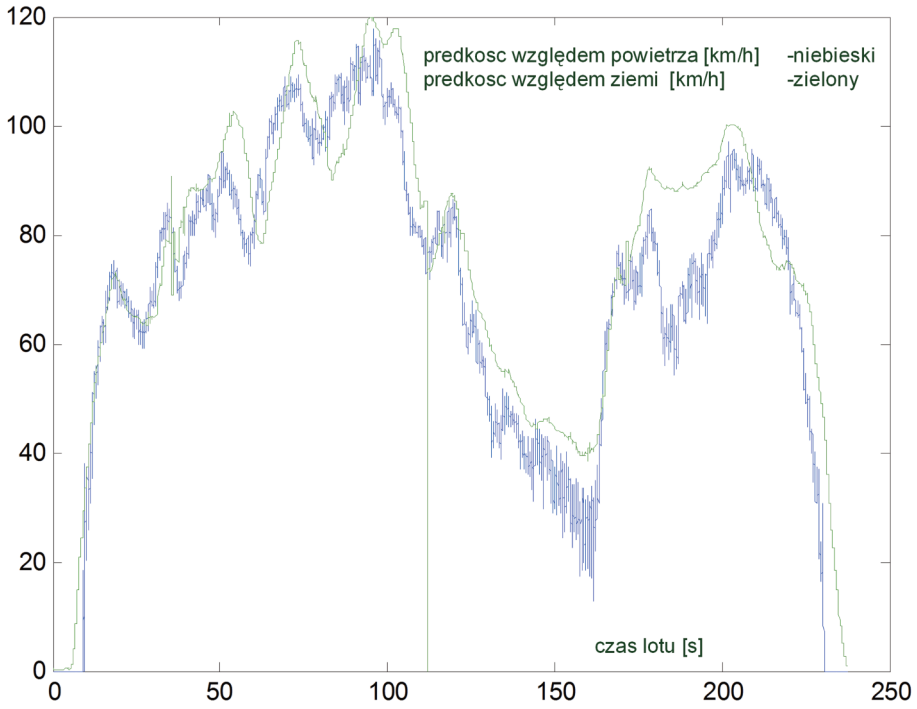




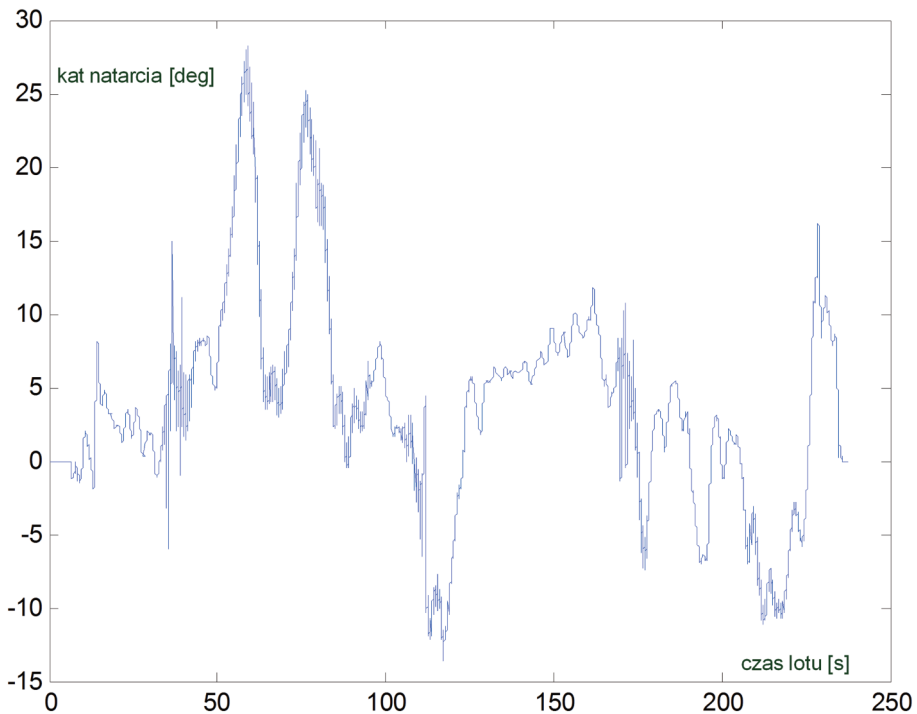
Rys. 13. Wykresy kąta pochylenia i przechylenia



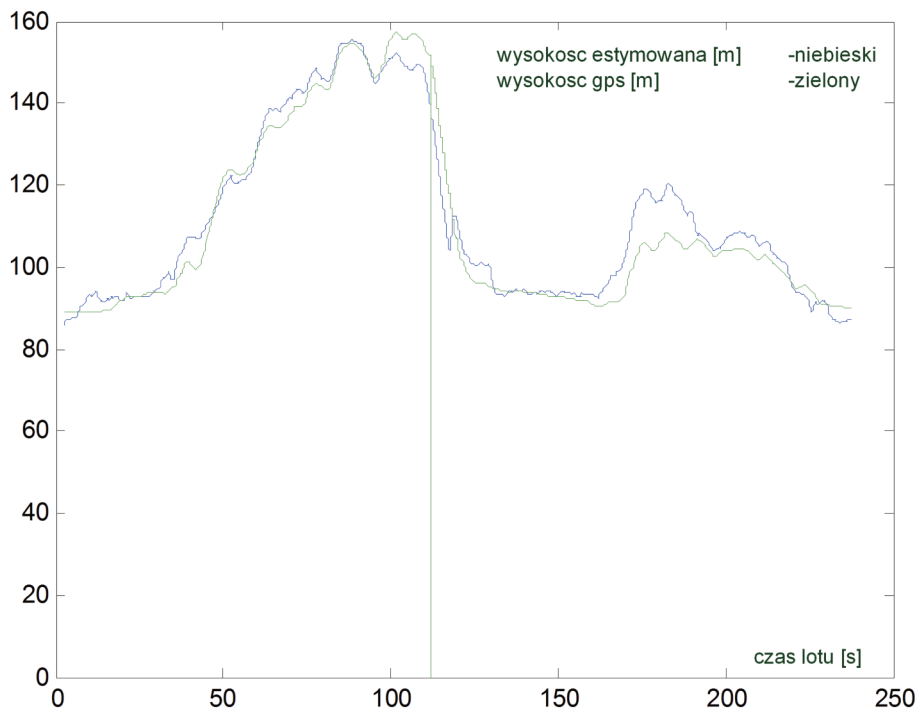
Rys. 14. Wykresy kąta kursu estymowanego



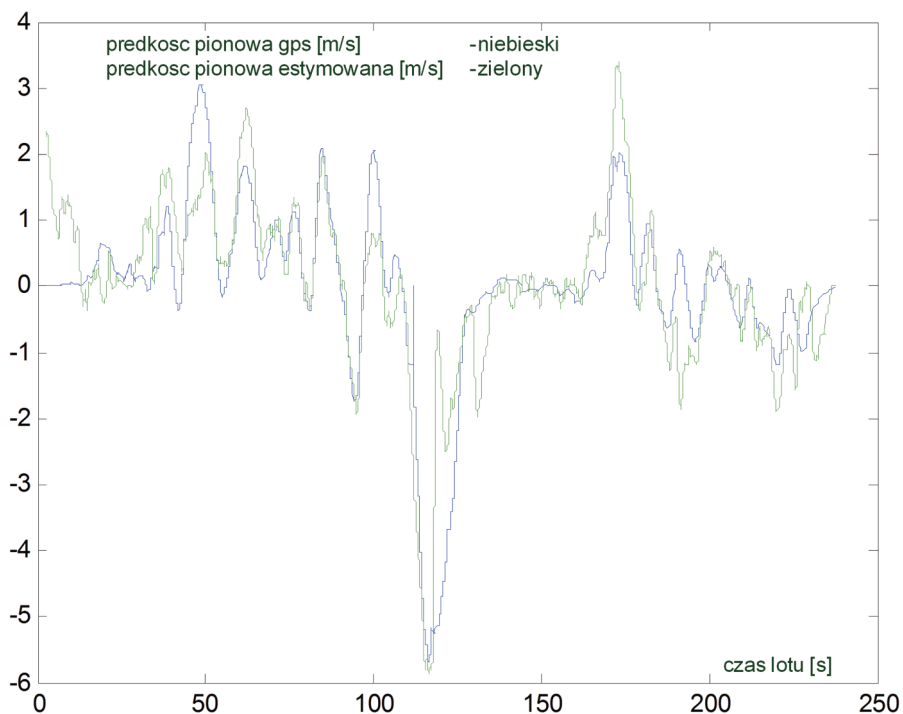
Rys. 15. Wykresy prędkości względem powietrza i podróźnej



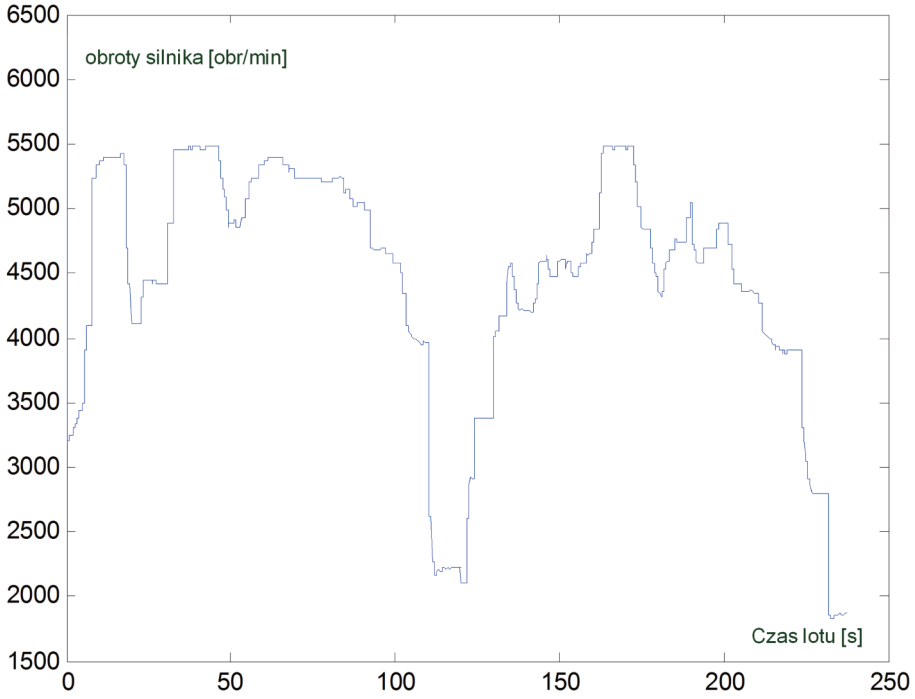
Rys. 16. Wykres estymowanego kąta natarcia



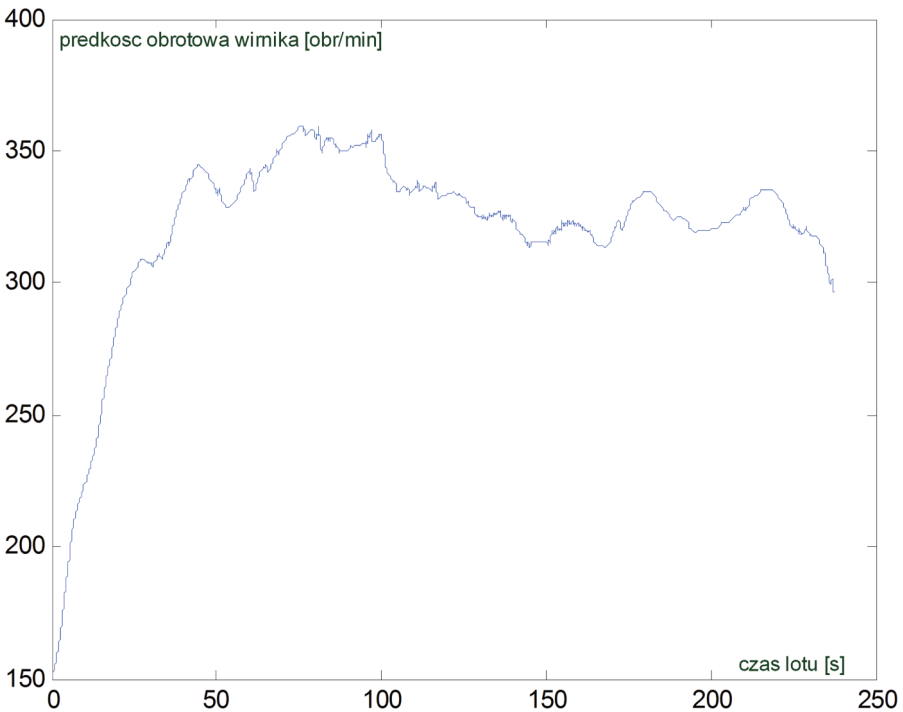
Rys. 17. Wykres wysokości GPS i estymowanej



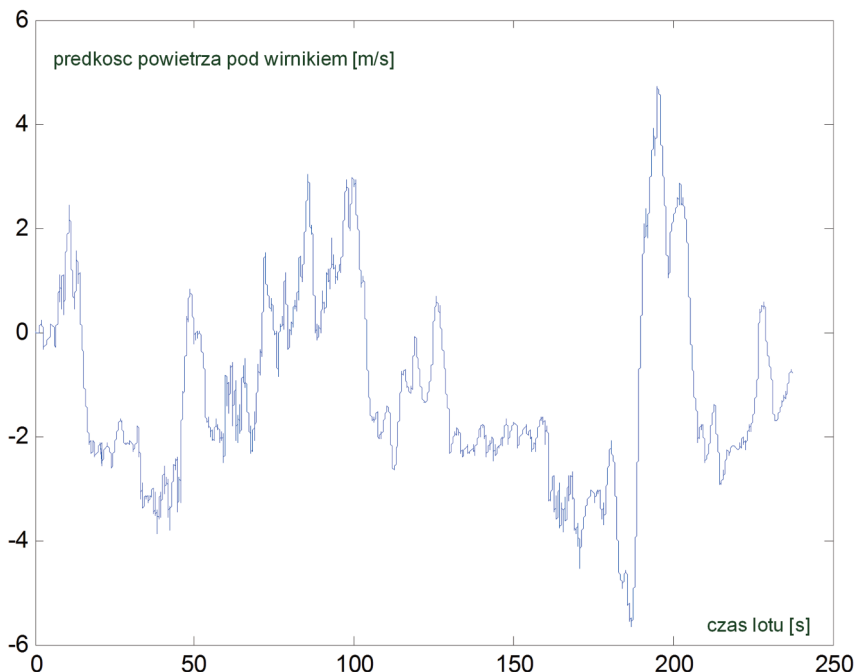
Rys. 18. Wykres prędkości pionowej GPS i estymowanej



Rys. 19. Wykres prędkości obrotowej silnika



Rys. 20. Wykres prędkości obrotowej wirnika



Rys. 21. Wykres prędkości powietrza pod wirnikiem

#### 4. WNIOSKI KOŃCOWE Z BADAŃ

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

1. W wyniku przeprowadzonych prób stwierdzono, że wykonany system pomiarowo-rejestrujący działał poprawnie, zarówno wszystkie czujniki pomiarowe jak i moduł przeliczający rejestrujący.
2. 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.
3. Podobnie należy dokonać regulacji w torze pomiaru prędkości obrotowej wirnika.
4. W obecnej postaci system może z powodzeniem pełnić funkcje rejestratora eksploatacyjnego parametrów lotu podczas prób i badań nowej konstrukcji.
5. Aby w obecnej postaci systemu powstał przyrząd ostrzegający przed niebezpiecznymi fazami lotu należy zaproponować kryteria stanów niebezpiecznych na danym obiekcie.
6. Jednym z takich kryteriów może być sygnalizacja wejścia w strefę niebezpieczną H-V.
7. 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.
8. 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.

9. Zaproponowanie właściwego kryterium może nastąpić po przeprowadzeniu dalszych prób i badań na docelowym obiekcie.

#### BIBLIOGRAFIA

- [1] Gałach A., Popowski S.: *Autonomiczny, przenośny układ pomiarowo-rejestrujący, przeznaczony do obsługiwanania procesu badań w locie*, Prace Instytutu Lotnictwa, nr 202/2009.
- [2] Dąbrowski W., Popowski S., Rybaniec R.: *System do pomiaru i rejestracji wybranych parametrów pilotażowo nawigacyjnych wiatrakowca*, Prace Instytutu Lotnictwa, nr 219/2011.
- [3] Popowski S.: *Pomiar małych prędkości względem powietrza w badaniach śmigłowców*, Prace Instytutu Lotnictwa, nr 194-195/2008.
- [4] <http://www.celieraviation.eu>.

WITOLD DĄBROWSKI, STANISŁAW POPOWSKI, RADOŚLAW RYBANIEC

## **RESULTS OF TEST OF MEASUREMENT/DATA ACQUISITION SYSTEM IN AUTOGYRO**

### Abstract

*In the article tests' results of measurement & data acquisition system are presented. These tests have been completed on Xenon autogyro, manufactured by Celier Aviation company. System's units installed on-board are discussed, including sensors, computing/data acquiring unit and power supply. The example test – flight is discussed as well as some diagrams of selected parameters recorded during this flight are attached. Presented work is the first step of realizing the idea of warning system against dangerous flight phases of autogyro.*