

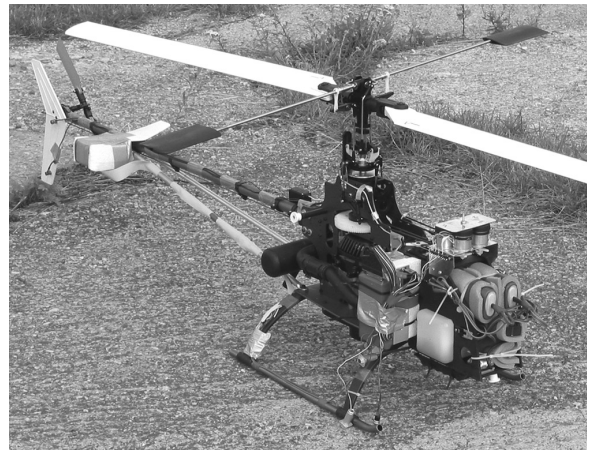
POKŁADOWY UKŁAD POMIAROWO-REJESTRUJĄCY W BADANIACH ZJAWISKA PIERŚCIENIA WIROWEGO

dr inż. **Stanisław POPOWSKI**
Instytut Lotnictwa

W artykule przedstawiono wybrane problemy pomiaru parametrów lotu na śmigłowcu Mi-2 Plus, oraz na modelu śmigłowca, podczas badań zjawiska pierścienia wirowego. Przedstawiono wykorzystaną w tych badaniach aparaturę pomiarową, opisano metodykę pomiarów oraz zaprezentowano przykładowe wyniki badań. Szczegółowo przedstawiono konstrukcję zespołu czujników inercyjnych o podwójnym rezerwowaniu, wykonanego z wykorzystaniem elementów typu MEMS, oraz rejestratora mierzonych parametrów zintegrowanego z odbiornikiem GPS. Opisano problem pomiaru małych prędkości śmigłowca (zarówno składowych horyzontalnych jak i pionowej) oraz przedstawiono problemy związane z pomiarem kątów orientacji. Rozważania teoretyczne zilustrowano zarejestrowanymi wynikami z lotów badawczych wykonanych na śmigłowcu Mi-2 Plus oraz na modelu śmigłowca.

WPROWADZENIE

Problem konfiguracji pokładowego układu pomiarowo-rejestrującego w badaniach zjawiska pierścienia wirowego związany jest przede wszystkim z zapewnieniem pomiaru małych prędkości śmigłowca względem powietrza. Dodatkowo potrzebne są pomiary kątów orientacji i parametry nawigacyjne jak położenie, wysokość oraz prędkość obrotowa wirnika [1], [2]. Ważne są też sterowania: kąty głowicy i skok ogólny. W opisanym poniżej układzie pomiarowo-rejestrującym do określenia małych prędkości względem powietrza wykorzystano pomiar prędkości względem ziemi z uwzględnieniem parametrów wiatru. Poniżej zaprezentowano prostą metodę określania tych parametrów, a także system do pomiaru kątów orientacji i wyznaczania wysokości oraz prędkości pionowej lotu. Rozważania teoretyczne zilustrowano przykładowymi wynikami badań w locie, które przeprowadzono dla śmigłowca Mi-2 Plus oraz na modelu śmigłowca (rys. 1).



Rys. 1. Obiekty badań – model badawczy śmigłowca oraz śmigłowiec Mi-2 Plus

1. ZAŁOŻENIA NA UKŁAD POMIAROWO-REJESTRUJĄCY

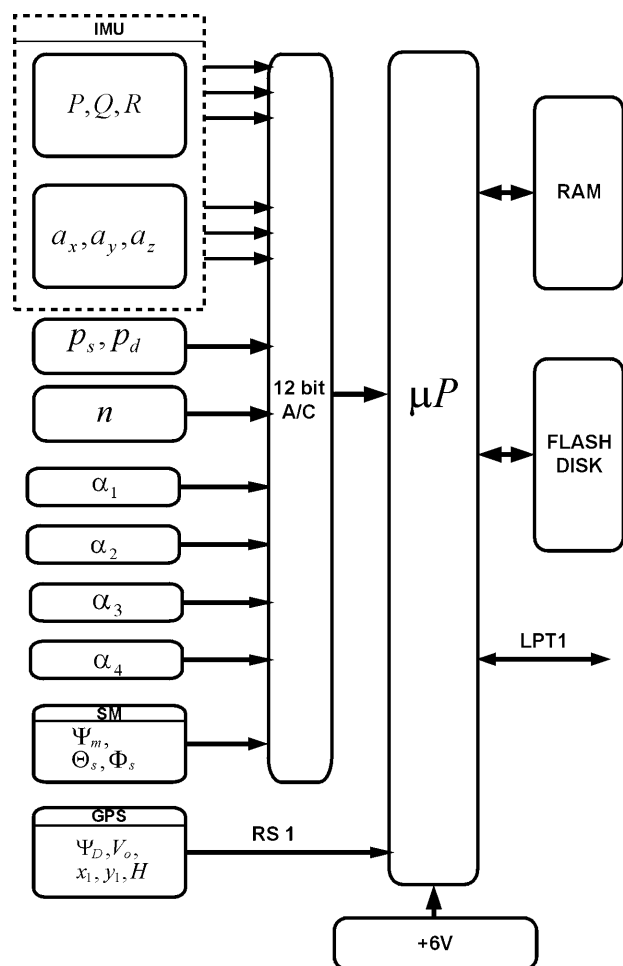
Przyjęto, że konstruowany układ powinien spełniać następujące założenia:

1. wykorzystanie w maksymalnym stopniu czujników typu MEMS,
2. pomiar i rejestracja wielu parametrów lotu, a gdy jest to możliwe, pomiary wielokrotne tego samego parametru (redundancja); między innymi pomiar:
 - prędkości kątowych w układzie obiektu (P, Q, R),
 - przyspieszeń liniowych w układzie obiektu (a_x, a_y, a_z),
 - prędkości liniowych w układzie nawigacyjnym (V_N, V_E, V_V),

- położenia środka masy w układzie nawigacyjnym (XYZ),
- kursu magnetycznego i kąta drogi (Ψ_mKD),
- prędkości wirowania wirnika (n),
- kątów i skoku głowicy wirnika ($\alpha_1\alpha_2\alpha_3\alpha_4$),
- ciśnienia statycznego, dynamicznego i temperatury otoczenia ($p_s p_d T$),

3. zapewnienie wymaganej dokładności i niezawodności,
4. miniaturyzacja (masa, wymiary, zasilanie),
5. rejestracja synchroniczna różnych parametrów próbkowanych z różnymi częstotliwościami,
6. integracja, estymacja parametrów trudno mierzalnych,
7. łatwość montażu i możliwość elastycznego dopasowania do potrzeb (łatwa rekonfiguracja).

Propozycja konfiguracji układu została przedstawiona na rysunku 2.



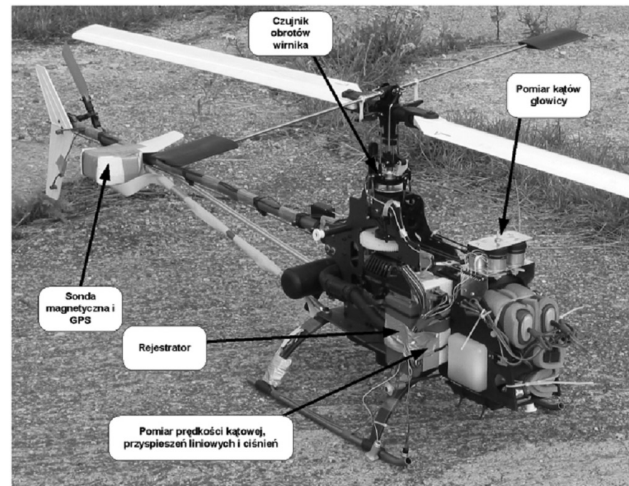
Rys. 2. Schemat proponowanej konfiguracji układu pomiarowo-rejestrującego

W oparciu o zmierzone i zarejestrowane dane możliwe jest estymowanie wielkości pochodnych i trudno mierzalnych takich, jak:

- kąty orientacji,
- dryfy giroskopów,
- parametry wiatru,
- składowe prędkości względem powietrza,
- wysokość barometryczna i zintegrowana,
- zintegrowana prędkość pionowa.

Wielkości te można wyliczać na bieżąco (*on line*) przy pomocy przelicznika mikroprocesorowego i zapisywać w rejestratorze tak samo jak inne parametry, lub też może to

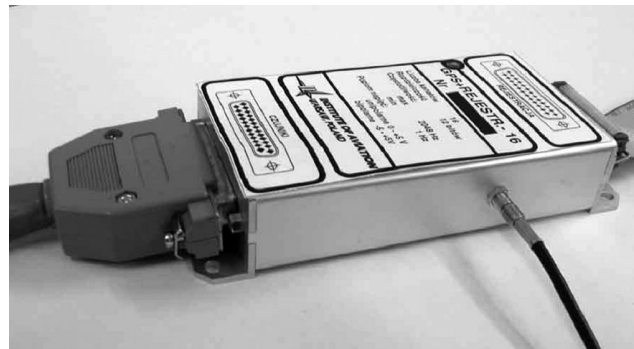
nastąpić po wykonaniu rejestracji (*off line*). Tutaj przedstawione zostaną niektóre aspekty wyznaczania parametrów wiatru, kątów orientacji oraz zintegrowanej wysokości i prędkości pionowej. Na rysunku 3 przedstawiono model badawczy śmigłowca wyposażony w aparaturę pomiarowo-rejestrującą wykonaną zgodnie ze schematem na rysunku 2.



Rys. 3. Model śmigłowca z zabudowanym układem pomiarowo-rejestrującym

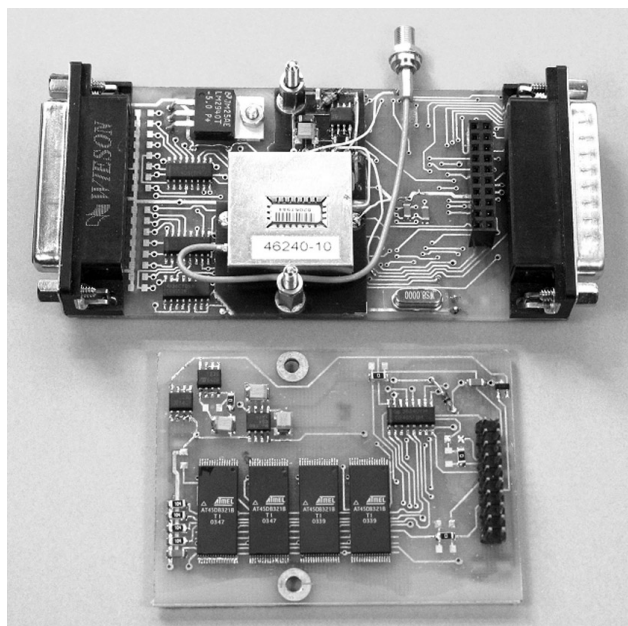
2. OPIS WYKONANEGO UKŁADU POMIAROWO-REJESTRUJĄCEGO

System pomiarowo-rejestrujący (rys. 2), składał się z bloku inercyjnego (giroskopy i przyspieszeniomierze), czujników do pomiaru ciśnienia statycznego i dynamicznego, sondy magnetycznej do pomiaru kursu, czujnika prędkości obrotowej wirnika, zespołu potencjometrów do pomiaru kątów głowicy, odbiornika GPS oraz specjalnie do tego celu zaprojektowanego rejestratora (rys. 4 i 5).

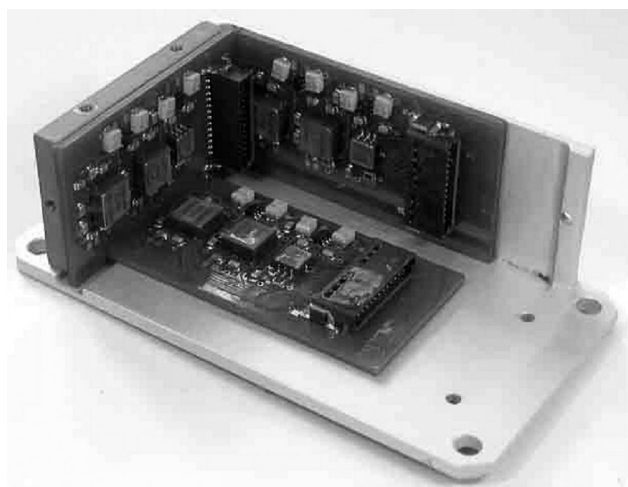


Rys. 4. Widok zewnętrzny rejestratora

Pomiar prędkości kątowych realizowany jest za pomocą sześciu giroskopów wibracyjnych firmy Analog Devices o zakresach pomiarowych ± 150 i ± 300 deg/s. Pomiaru przyspieszeń liniowych dokonano za pomocą czujników scalonych MEMS również firmy Analog Devices, o zakresach $\pm 2g$ i $\pm 10g$. Czujniki giroskopowe i czujniki przyspieszeń liniowych zabudowane są w jednym zespole w sposób zapewniający zachowanie wzajemnie prostopadłych osi pomiarowych. Zespół ten jest ponadto izolowany termicznie od otoczenia w celu zwiększenia stabilności temperaturowej. Taki zespół tworzy inercjalny układ pomiarowy zwany w literaturze *IMU* (Inertial Measurement Unit) – rysunek 6 i 7.



Rys. 5. Wnętrze rejestratora parametrów lotu ze zintegrowanym odbiornikiem GPS



Rys. 6. Wnętrze inercyjnego układu pomiarowego IMU-12



Rys. 7. Podwójnie rezerwowany blok inercyjnych czujników pomiarowych IMU-12 – wygląd zewnętrzny

Pomiar wartości ciśnienia statycznego i dynamicznego zrealizowano za pomocą półprzewodnikowych czujników ciśnienia firmy Motorola. Pomiar ten stanowi podstawę do obliczenia wysokości barometrycznej i prędkości względem powietrza.

Pomiarem, który wprowadzono z myślą o zabezpieczeniu wirnika przed rozkręceniem podczas wykonania manewrów jest pomiar prędkości wirowania wirnika. Do realizacji tego pomiaru wykorzystano czujniki fotoelektryczne i przesłone zamontowaną na wale wirnika (rys. 3).

Powyżej wymienione czujniki pomiarowe dołączono do 12-bitowych przetworników analogowo-cyfrowych rejestratora.

Pomiary analogowe wymienione wyżej stanowią jedno z trzech źródeł informacji, które są następnie przetwarzane i rejestrowane. Drugim źródłem jest odbiornik nawigacji satelitarnej GPS. W opisywanym systemie zastosowano moduł Lassen LP GPS firmy Trimble. Za pomocą łącza szeregowego RS 1 z odbiornika tego przekazywane są do rejestratora informacje o współrzędnych położenia, kącie drogi i prędkości podróźnej. Częstotliwość zbierania tych danych wynosi 1 Hz. Trzecim źródłem informacji jest sonda magnetyczna, która mierzy kurs magnetyczny oraz, za pomocą przetworników elektrolitycznych, przybliżone wartości kątów pochylenia i przechylenia. Informacje z sondy również są przesyłane do rejestratora. Po wylądowaniu, łączem równoległym LPT1, dane zapisane w rejestratorze zostają przepisane do przenośnego komputera.

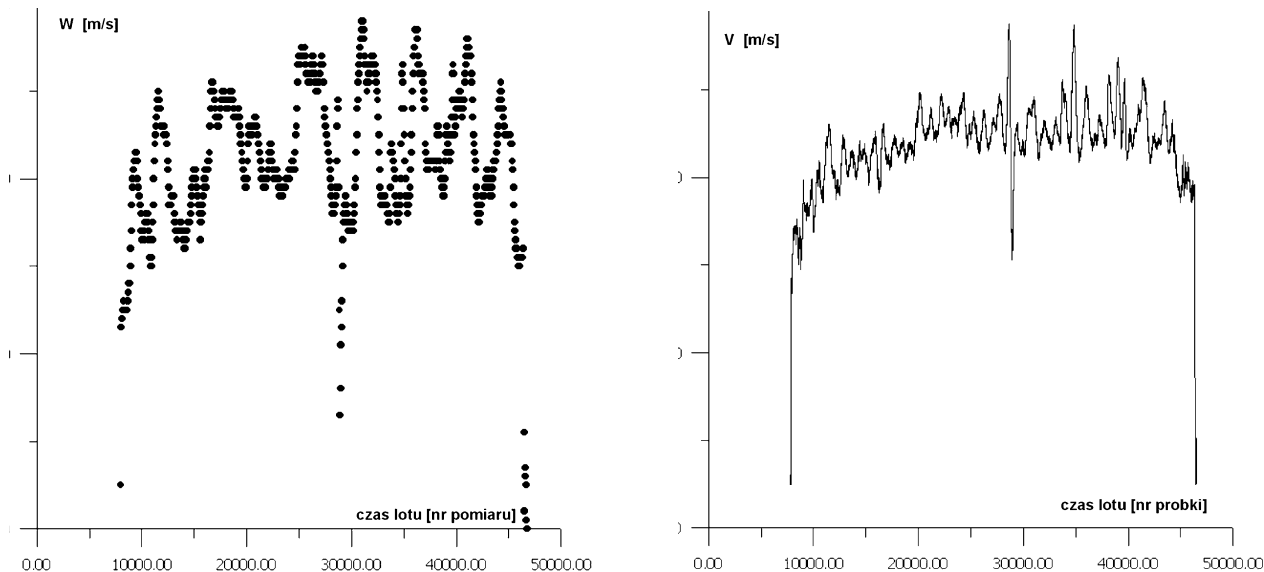
Zaprojektowany i wykonany system pomiarowo-rejestrujący miał za zadanie mierzyć i rejestrować podstawowe parametry lotu modelu śmigłowca sterowanego radiem przez operatora z ziemi. Rejestracje były dokonywane na 16 kanałach z rozdzielczością 12 bitów i częstotliwością 500 lub 2000 Hz. Masa rejestratora wynosi około 120 g. System pomiaru i rejestracji zasilany jest napięciem 6 V z pokładowych akumulatorów. Masa całego systemu bez zasilania wynosi około 400 g.

Przy wykorzystaniu tej samej aparatury, dokonano również pomiarów sprawdzających na obiekcie rzeczywistym, śmigłowcu Mi-2 Plus. Pomiar przeprowadzono w Świdniku przy jednoczesnych pomiarach aparaturą stosowaną do prób fabrycznych śmigłowców.

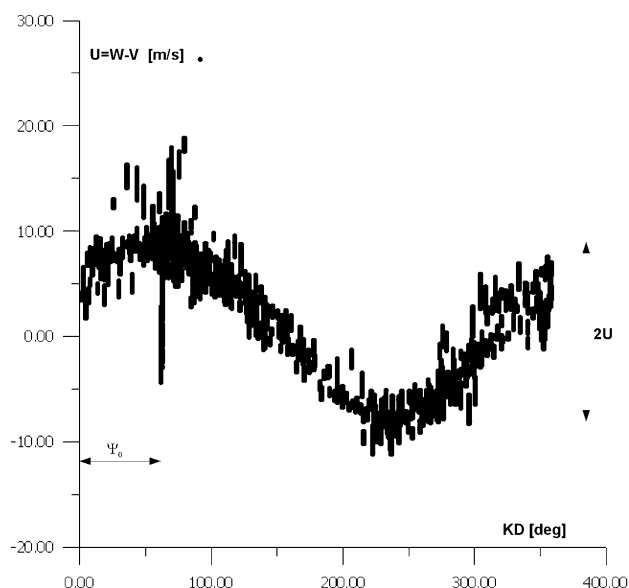
3. OBLICZENIA PARAMETRÓW WIATRU I KĄTA ZNOSZENIA

Na rysunku 8 przedstawiono pomiary z lotów: prędkości podróźnej W (wykres lewy) i przyrządowej V (wykres prawy) w czasie lotu. Prędkość podróźna, jak widać, została zmierzona za pomocą odbiornika GPS z częstotliwością 1 Hz, a prędkość przyrządowa za pomocą czujnika ciśnienia dynamicznego wykonanego w technologii MEMS. Częstotliwość tego pomiaru wyniosła 100 Hz.

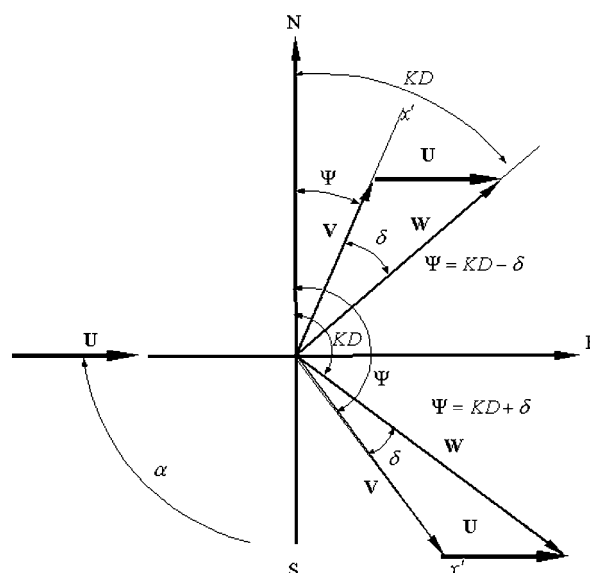
Na rysunku 9 przedstawiono różnicę obu tych prędkości w funkcji kąta drogi (KD), zmierzonego za pomocą odbiornika GPS. Jak łatwo zauważyć jest to wykres prędkości wiatru (U) w funkcji kąta drogi. Na rysunku 10 przedstawiono tzw. trójkąt prędkości, na jego podstawie można łatwo zinterpretować zależności pomiędzy wymienionymi powyżej wielkościami.



Rys. 8. Prędkości: podróżna (W - GPS) i przrządowa (V - pomiar ciśnienia dynamicznego)



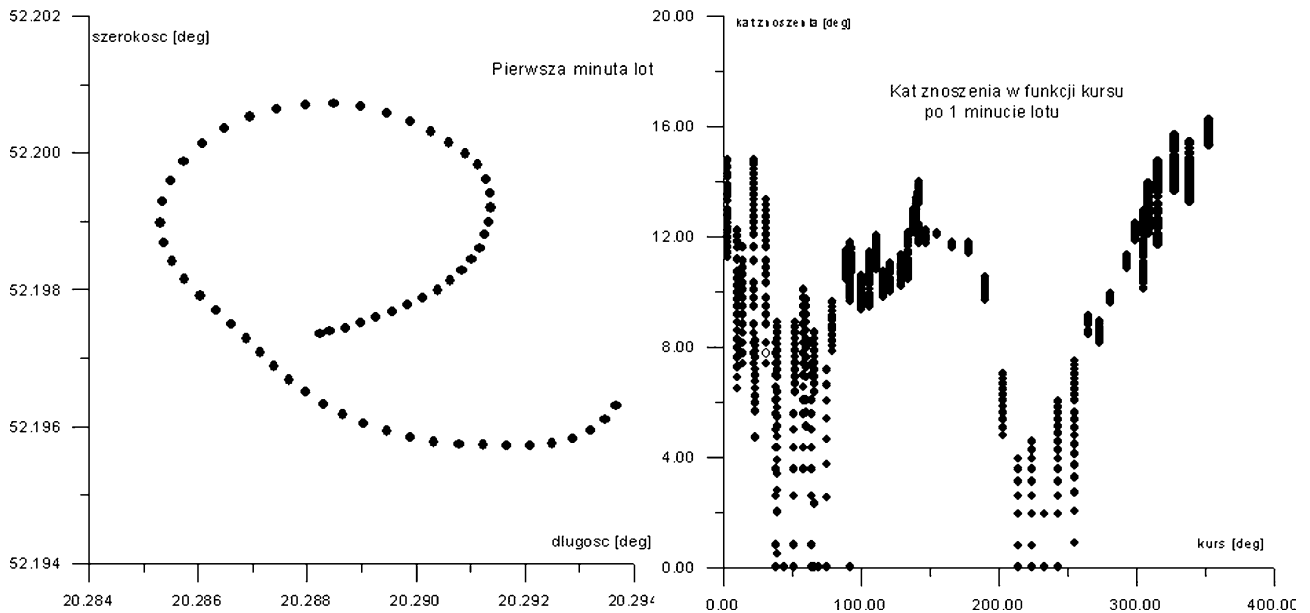
Rys. 9. Obliczone parametry wiatru: kierunek wiatru ($\alpha = \Psi_0$) oraz prędkość (U)



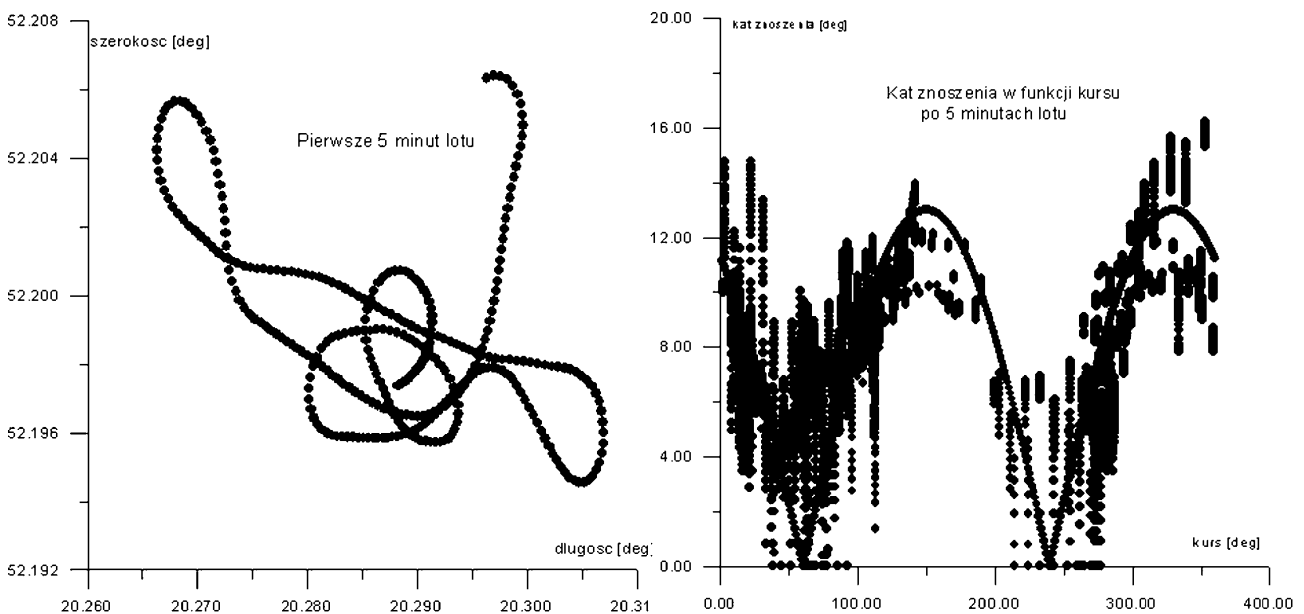
Rys. 10. Trójkąt prędkości (KD - kąt drogi, Ψ - kurs, azymut, V - prędkość względem powietrza, W - prędkość podróżna, U - prędkość wiatru, δ - kąt znoszenia, α - kąt wiatru)

Z rysunku 9 można odczytać takie wielkości jak: kierunek wiatru (kąt dla wartości maksymalnej prędkości wiatru, czy amplitudę wiatru (na rysunku pokazana została podwójna amplituda prędkości wiatru). Na podstawie zarejestrowanych przebiegów i zależności pokazanych na rysunku 10 można również wyznaczyć kąt znoszenia w funkcji kąta drogi lub kursu. Umożliwia to np. odtworzenie kursu na podstawie zmierzonego kąta drogi (w sytuacji gdy głównym źródłem pomiarów jest odbiornik GPS). Rysunek 11 przedstawia oszacowany kąt znoszenia na podstawie jednoczynowego lotu (z lewej strony rzut trajektorii dla tego lotu,

z prawej oszacowana wartość kąta znoszenia). Rysunek 12 przedstawia oszacowanie kąta znoszenia na podstawie pięciominutowego lotu. Jak widać wyznaczone wielkości nie różnią się zasadniczo między sobą. Ważne jest aby krótki lot obejmował wszystkie kąty drogi (np. lot po okręgu).



Rys. 11. Trajektoria i obliczony kąt znoszenia w ciągu 1 minuty



Rys. 12. Trajektoria i obliczony kąt znoszenia w ciągu 5 minut

4. WYZNACZANIE KĄTÓW ORIENTACJI

Jednym z ważniejszych parametrów wyliczanych jest orientacja przestrzenna, na którą składają się trzy kąty: pochylenia, przechylenia i odchylenia. Podstawowa informacja umożliwiająca wyznaczenie tych kątów pochodzi z giroskopów i przyspieszeniomierzy. Informacji pomocniczych dostarczają: sonda magnetyczna, czujniki ciśnieniowe oraz odbiornik GPS. Najczęściej spotyka się następujące metody wyznaczania orientacji:

- poprzez całkowanie sygnałów giroskopów prędkościowych,
- na podstawie pomiarów składowych przyspieszenia grawitacyjnego,
- na podstawie pomiaru składowych pola magnetycznego,
- na podstawie pomiarów składowych prędkości liniowych przy pomocy czujników ciśnieniowych,
- na podstawie pomiarów składowych prędkości liniowych przy pomocy odbiornika GPS (tzw. pseudo-orientacja),
- przy pomocy wielo-antenowego odbiornika GPS,
- poprzez analizę obrazu w świetle widzialnym i podczerwonym,
- poprzez integrację wyżej wymienionych metod.

Na rysunku 13 (u góry) przedstawiono schemat wyznaczania kątów orientacji poprzez całkowanie sygnałów z giroskopów prędkościowych z wykorzystaniem równań kinematycznych (1), a nieco poniżej - schemat wyznaczania tych kątów na podstawie pomiarów przyspieszeń grawitacyjnych (2) i pola magnetycznego, zintegrowany z układem wyznaczającym orientację przez całkowanie.

$$\begin{aligned}\dot{\Phi} &= p + q \sin \Phi \tan \Theta + r \cos \Phi \tan \Theta; \\ \dot{\Theta} &= q \cos \Phi - r \sin \Phi; \\ \dot{\Psi} &= q \frac{\sin \Phi}{\cos \Theta} + r \frac{\cos \Phi}{\cos \Theta}.\end{aligned}\quad (1)$$

Zmierzone na pokładzie samolotu prędkości kątowe (p , q , r) oraz orientacja kątowa (Φ , Θ) z poprzedniego kroku umożliwiają w drodze całkowania równań (1) otrzymanie aktualnej orientacji kątowej (rys.13). Cechą niekorzystną takiego systemu są punkty osobliwe pojawiające się dla pochylenia równego ± 90 deg. W przypadku użycia do pomiaru prędkości kątowej tanich czujników o dużym dryfie, można się również liczyć z błędami szybko narastającymi w czasie. Jest to efekt całkowania. Dlatego też, system oparty o całkowanie powinien być uzupełniony układem korekcyjnym, pozwalającym na korekty kątów orientacji i kompensację dryfów giroskopów. Na rysunku 13 (na dole) przedstawiono przykład realizacji systemu orientacji z całkowaniem oraz z korekcją kątów od przyspieszeniomierzy i sondy magnetycznej.

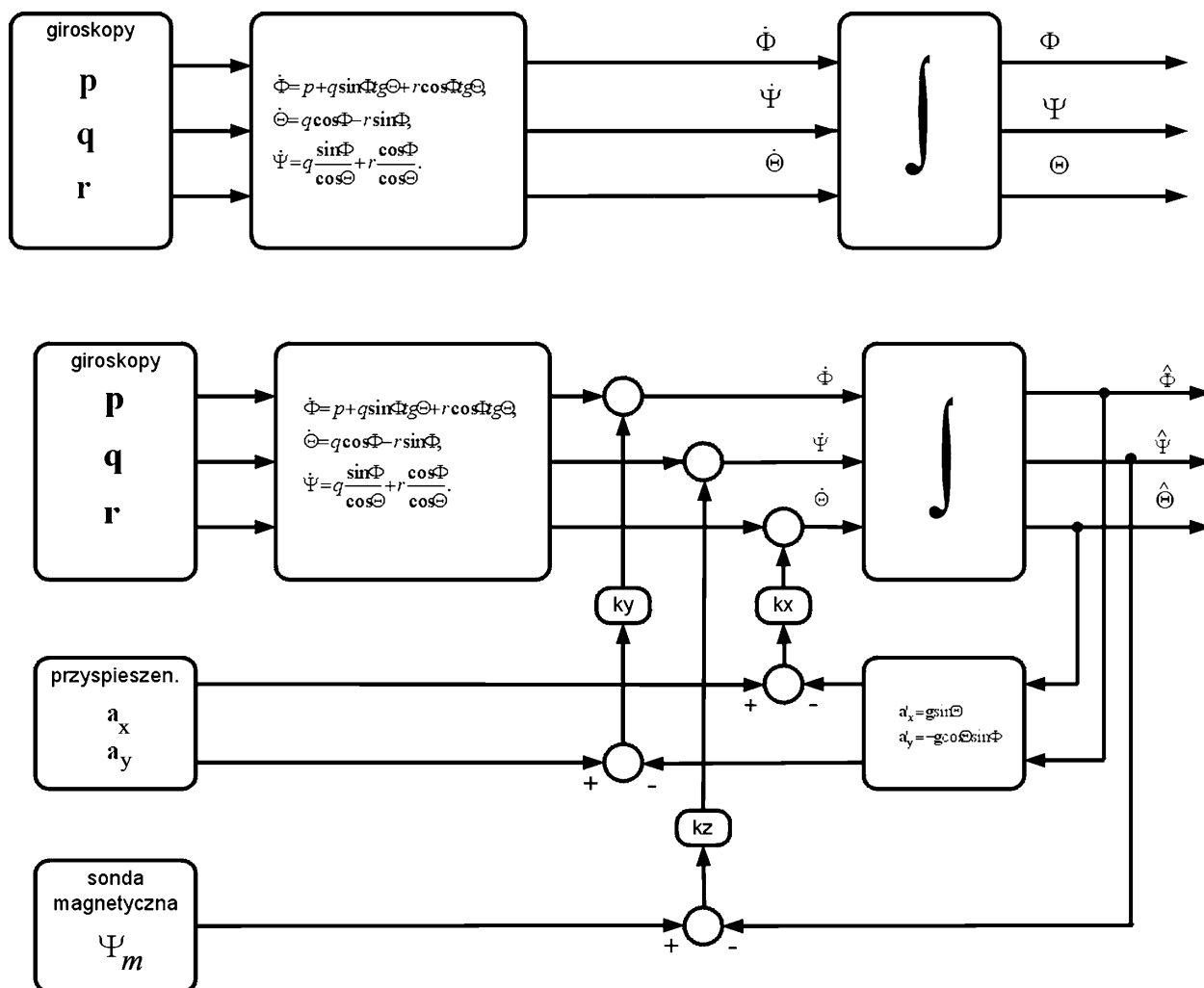
$$\begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{u} + qw - rv \\ \dot{v} + ru - pw \\ \dot{w} + pv - qu \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} g \sin \Theta \\ g \cos \Theta \sin \Phi \\ -g \cos \Theta \cos \Phi \end{bmatrix}.\quad (2)$$

Kąty orientacji (pochylenia i przechylenia) obliczane są na podstawie pomiarów przyspieszeniomierzami wg zależności (2) (dwa pierwsze równania), przy założeniu zerowych przyspieszeń w ruchu krzywoliniowym i liniowym. Kąt kursu może być również wyznaczony z pomiarów kąta drogi (KD) za pomocą odbiornika GPS oraz oszacowania kąta znoszenia, jak to opisano w punkcie 3.

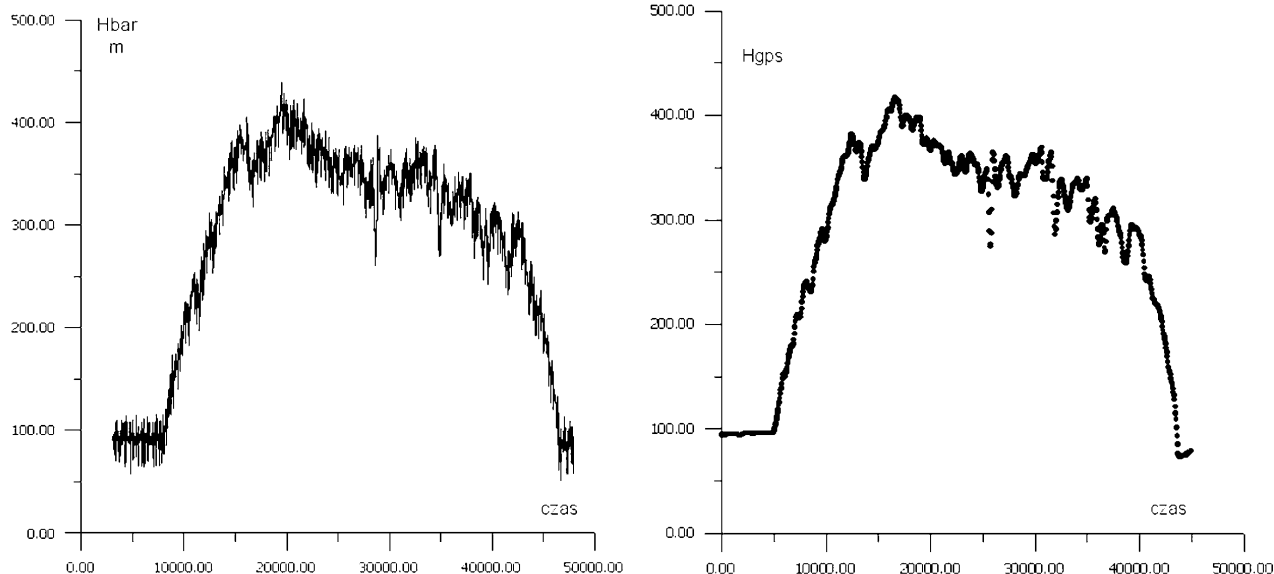
5. ZINTEGROWANY POMIAR WYSOKOŚCI I PRĘDKOŚCI PIONOWEJ

W podobny sposób jak kąty orientacji integrowano wysokość lotu. Przebiegi sygnałów wysokości barometrycznej i wysokości otrzymanej przy pomocy odbiornika GPS przedstawiono na rysunku 14. W tym wypadku mamy dwa sygnały próbkowane z różną częstotliwością (100 Hz i 1 Hz) oraz z różnym stopniem zaszumienia. Widać wyraźnie cechę charakterystyczną czujników typu MEMS (czujnik ciśnienia – wykres lewy) w postaci dużej amplitudy szumów.

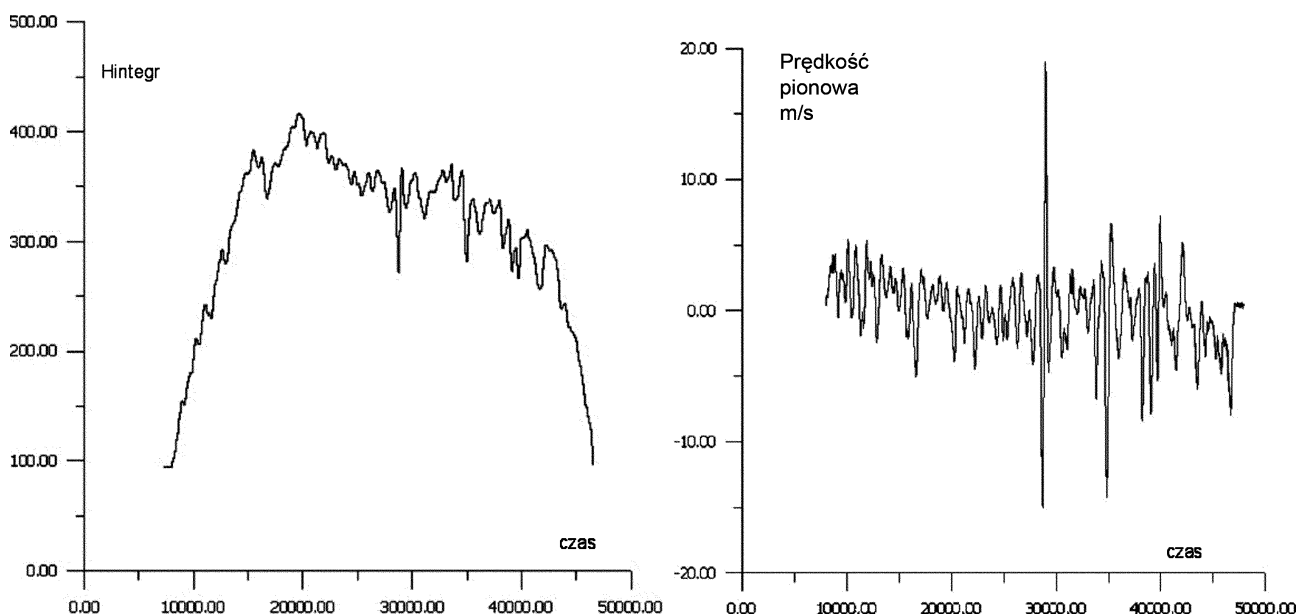
Na wykresach na rysunku 15 przedstawiono wynik integracji w postaci wysokości zintegrowanej oraz prędkości pionowej, otrzymanej poprzez różniczkowanie przebiegu wysokości zintegrowanej. Różniczkowanie przebiegu wysokości barometrycznej i otrzymanej przy pomocy odbiornika GPS prowadzi do wyników mało wiarygodnych i w praktyce nieprzydatnych.



Rys. 13. Schemat układu do wyznaczania orientacji przestrzennej przez całkowanie prędkości kątowych (u góry) i układ zintegrowany z przyspieszeniomierzami i sondą magnetyczną (u dołu)



Rys. 14. Wykresy wysokości barometrycznej (lewy) i otrzymanej z GPS (prawy)



Rys. 15. Wykres wysokości zintegrowanej oraz zintegrowanej prędkości pionowej

6. PODSUMOWANIE

W przypadku zastosowania w systemie pomiarowym czujników typu MEMS należy liczyć się z ich typowymi cechami: wysokim poziomem szumów i licznymi błędami systematycznymi. W takim przypadku należy:

- dokładnie usunąć błędy systematyczne: temperaturowe, od przyspieszeń liniowych, montażowe, od ruchu stożkowego itp., a najlepiej wstępnie je selekcjonować pod względem podobnych własności,
- w przypadku stwierdzenia, że szumy czujników są typu szumu białego, stosować filtrację kalmanowską w celu odsumienia sygnałów,
- jeśli możliwa jest redundancja pomiarów, to wykorzystać ją przez wprowadzenie filtracji komplementarnej,
- gdy algorytm wyliczania kątów orientacji zawiera całkowanie, to koniecznie należy użyć dodatkowych źródeł sygnałów orientacji (np. pomoce optyczne, GPS, magnetyczne),
- każdy system orientacji oparty na pomiarach gioskopowych powinien zawierać estymator dryfów gioskopów, gdzie na bieżąco byłyby szacowane ich wielkości.

W przypadku pomiarów prędkości liniowych obiektu, parametrów wiatru itp. należy wykorzystać w szerokim zakresie pomiary ciśnieniowe, a szczególnie otrzymane z odbiornika GPS. Dzisiaj jest to najtańsze i najdokładniejsze źródło wielu informacji.

Zagadnieniem podstawowym przy badaniach pierścienia wirowego jest pomiar małych prędkości względem powietrza. Takie pomiary nie są proste, najczęściej realizowane są za pomocą metod ciśnieniowych (anemometrycznych) czy czujników wirowych. W tej pracy zaproponowano do tego celu wykorzystanie odbiornika GPS (najlepiej 5÷20 Hz) mierzącego prędkości względem ziemi z uwzględnieniem parametrów wiatru, wyznaczonych wg opisanej metody (pkt. 3).

БОРТОВАЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНО-
РЕГИСТРИРУЮЩАЯ СИСТЕМА
В ИССЛЕДОВАНИЯХ ЯВЛЕНИЯ
ВИХРЕВОГО КОЛЬЦА

BIBLIOGRAFIA

- [1] **Szumański K., Popowski S., Hajduk J.:** *Badanie granic manewrowości śmigłowców na modelu latającym.* V Forum Wiroplątowe. Warszawa, październik 2004.
- [2] **Popowski S., Dąbrowski W.:** *Konfiguracja systemu pomiarowego parametrów ruchu dla wybranych obiektów.* IV Konferencja Awioniki. Polańczyk 2004.

S. Popowski

ON - BOARD MEASURING & DATA ACQUISITION
SYSTEM IN RESEARCH ON VORTEX RING
PHENOMENON

Summary

The paper presents selected problems of flight parameters measurements on Mi-2 Plus helicopter and on a model helicopter during the research on vortex ring phenomenon. The measuring equipment used in the research is described as well as measuring methods and exemplary research results. The construction of inertial double reserved sensors' assembly is discussed in detail. This unit was made with use of MEMS sensors and the recorder of measured signals integrated with GPS receiver. The problem of measuring helicopter's small velocities (both horizontal and vertical components) and problems associated with measurement of orientation angles are presented. Theoretical considerations are completed with recorded results of flight research conducted on Mi-2 Plus helicopter and a helicopter model.

Резюме

В статье представлены избранные проблемы с измерением параметров полёта на вертолёте Ми-2 Плюс а также на летающей модели вертолётта во время исследований явления вихревого кольца. Представлена измерительная аппаратура которая применялась в исследованиях, описана методика измерений и показаны некоторые результаты исследований. Детально представлена конструкция системы инерционных детекторов с двойной резервацией, построенной с использованием элементов типа MEMS а также регистратора измеряемых параметров синтезированного с приёмником GPS. Описывается проблема измерения малых скоростей вертолётта (в горизонтальном и вертикальном направлении) а также представлены проблемы связанные с измерением углов ориентации. Теоретические рассуждения иллюстрируются результатами измерений зарегистрированными во время исследовательских полёттов совершённых на ветролёте Ми-2 Плюс и на летающей модели вертолётта.