

mgr inż. Anna Gałach, dr inż. Stanisław Popowski  
Instytut Lotnictwa, Warszawa

## PROBLEM ESTYMACJI I WIZUALIZACJI KĄTÓW ORIENTACJI PRZESTRZENNEJ W WYBRANYCH UKŁADACH POMIAROWYCH

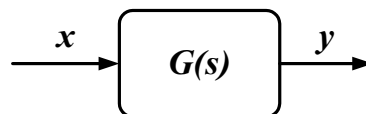
*W pracy zostały przedstawione problemy związane z estymacją i wizualizacją kątów orientacji potrzebnych do procesu sterowania i nawigacji na lekkich samolotach. Omówiono koncepcję rozwiązania oraz realizację modelu laboratoryjnego systemu, który został zbudowany z wykorzystaniem przemysłowego modułu komputerowego PC-104.*

### PROBLEM OF ESTIMATION AND VISUALIZATION OF ATTITUDE ANGLES IN SELECTED MEASURING SYSTEMS

*The paper presents problems focused on estimation and visualization of attitude angles, which are used for control and navigating in light aircraft. The article presents the idea of the solution and realization of the lab model of such system based on PC-104 computer platform.*

#### 1. WPROWADZENIE

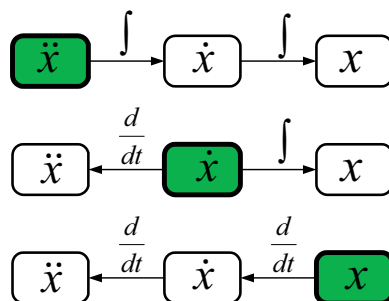
Proces pomiaru i obliczania wielkości fizycznych takich jak przyspieszenie, prędkość, droga, przyspieszenie kątowe, prędkość kątowa, kąt, jest realizowany poprzez układ pomiarowy (rys. 1), gdzie na wejściu mamy wielkość fizyczną mierzoną ( $x$ ), a na wyjściu otrzymujemy w wyniku przekształcenia  $G(s)$  wielkość będącą pomiarem ( $y$ ). Proces pomiaru wybranej wielkości może przebiegać zgodnie z zamieszczonym poniżej schematem (rys. 2). Wybrane wielkości można zmierzyć bezpośrednio, co symbolicznie przedstawiono w postaci bloków z tymi wielkościami na zielonym tle. Tworzą one przekątną prezentowanej struktury. Można je również obliczyć korzystając z operacji całkowania i różniczkowania.



Rys. 1. Elementarny układ pomiarowy

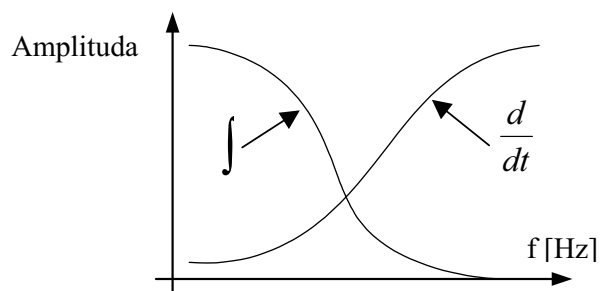
Wybór pierwotnej, mierzonej wielkości i sposób wyznaczania wielkości z nią związanych jest najważniejszym etapem projektowania systemu pomiarowego. Niewłaściwie dobrana struktura systemu nie pozwala na pełne wykorzystanie możliwości pomiarowych użytych czujników. Powodować może ponadto małą odporność na działające czynniki zakłócające np. wibracje, zmiany temperatury otoczenia itp.

Operacja całkowania powoduje efekt podobny do działania filtru dolnoprzepustowego. Stałe i wolnozmiennie zakłócenia zostają wzmocnione w procesie całkowania. Szybkozmienne symetryczne przebiegi w procesie całkowania ulegają wygładzeniu. Odwrotnie, operacja różniczkowania powoduje efekt działania filtru górnoprzepustowego. Stałe zakłócenia dają zerowy sygnał wyjściowy, a szybkozmienne dają duże wartości przyrostów w czasie.



Rys. 2. Wybór pomiaru wielkości pierwotnej i sposoby wyznaczania wielkości pochodnych

Proces różniczkowania generuje szумы, a całkowanie powoduje narastanie wolnozmiennych błędów. Na rys. 3 przedstawiono schematycznie charakterystyki amplitudowo-częstotliwościowe operacji całkowania i różniczkowania. Wydaje się, że najkorzystniej byłoby tak dobrać czujniki pomiarowe, aby dokonane za ich pomocą pomiary nie musiały być przekształcane w procesie całkowania i różniczkowania. Nie zawsze jest to możliwe i wiele ze znanych systemów pomiarowych zawiera w sobie te operacje. Cechą charakterystyczną takich układów pomiarowych jest konieczność stosowania czujników pomiarowych wysokiej jakości (w sensie dokładności).



Rys. 3. Charakterystyki amplitudowo – częstotliwościowe procesu całkowania i różniczkowania

Poniżej zostanie przedstawiony problem estymacji i wizualizacji kątów orientacji przestrzennej w układach pomiarowych do zastosowania na małych obiektach latających takich, jak motolotnie, samoloty ultralekkie czy szybowce.

## 2. KONCEPCJA POMIARU KĄTÓW ORIENTACJI PRZESTRZENNEJ

Jednym z ważniejszych parametrów wyliczanych na pokładzie samolotu 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 wieloantennowego odbiornika GPS,
- poprzez analizę obrazu w świetle widzialnym i podczerwonym,
- poprzez integrację wyżej wymienionych metod.

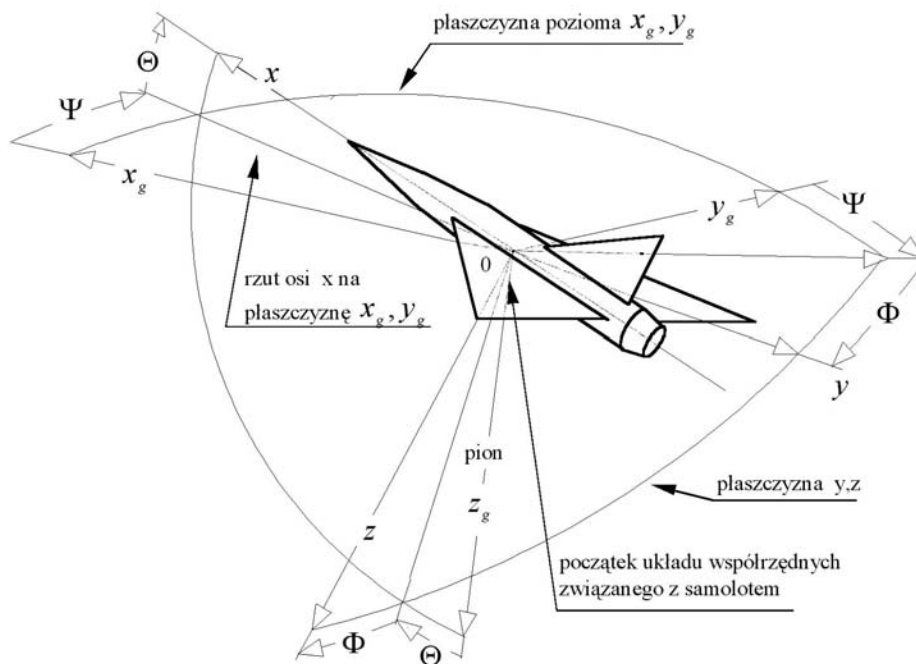
W proponowanym systemie pomiarowym zostaną wykorzystane trzy pierwsze metody. Pierwsza wykorzystuje proces całkowania, dwie pozostałe nie wykorzystują całkowania.

### 2.1. Wyznaczenie orientacji poprzez całkowanie sygnałów giroskopów prędkościowych

Kąty orientacji można określić z równań kinematycznych (1):

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

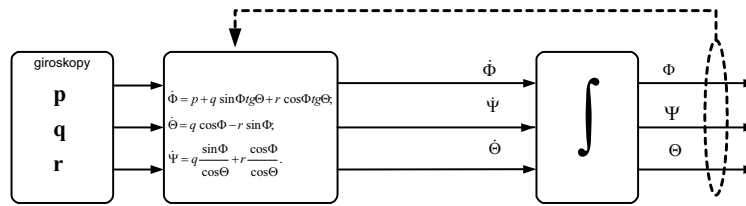
gdzie  $\Theta, \Phi, \Psi$  są kątami pochylenia, przechylenia i odchylenia zdefiniowanymi zgodnie z rys. 4.



Rys. 4. Definicja kątów orientacji

Zmierzone na pokładzie samolotu prędkości katowe ( $p, q, r$ ) oraz orientacja katowa ( $\Phi, \Theta$ ) z poprzedniego kroku umożliwiają w drodze całkowania równań (1) otrzymanie aktualnej orientacji katowej. Cechą niekorzystną takiego systemu są punkty osobliwe pojawiające się dla pochylenia równego  $\pm 90$  deg. W przypadku użycia do pomiaru prędkości katowej tanich czujników giroskopowych o dużym dryfie, można się również liczyć z błędami szybko nara-

stającymi w czasie. Jest to efekt uboczny całkowania. Na rysunku 5 przedstawiono schemat takiego systemu.



Rys. 5. System orientacji przestrzennej wykorzystujący pomiary giroskopów prędkościowych i równania kinematyczne.

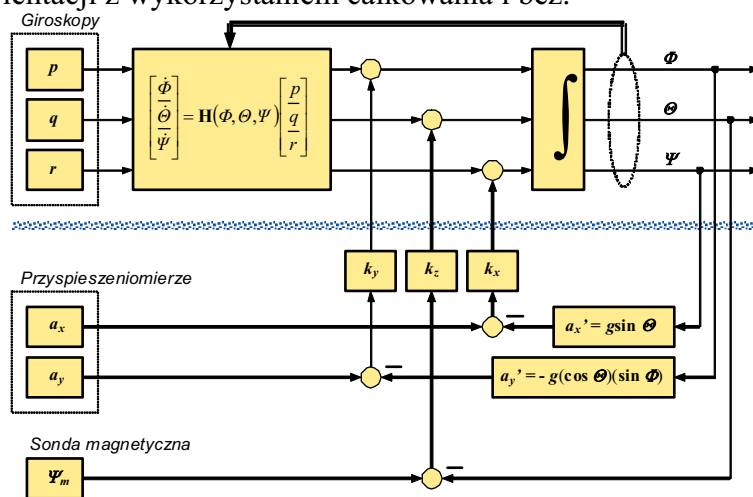
**2.2. Wyznaczenie orientacji bez całkowania z pomiarów przyspieszenia grawitacyjnego**  
 Kąty orientacji (pochylenia i przechylenia) obliczane są na podstawie pomiarów przyspieszeniomierzami wg zależności (2) (dwa pierwsze równania), przy założeniu zerowych przyspieszeń w ruchu krzywoliniowym i liniowym.

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

Metody wyznaczania orientacji przestrzennej bez całkowania dają wartości błędów niezależne od czasu przeprowadzania pomiaru. Zależą od chwilowych zakłóceń. Systemy z całkowaniem, przeciwnie. Ich dokładność maleje z czasem. Dlatego też, system oparty o całkowanie powinien być uzupełniony układem pracującym bez całkowania. Układ taki ma pełnić rolę korekcyjną, pozwalającą na korekcje kątów orientacji i kompensację dryfów giroskopów.

**2.3. Wyznaczenie orientacji systemem zintegrowanym**

Na rys. 6 przedstawiono przykład realizacji systemu orientacji z całkowaniem oraz korekcją kątów od przyspieszeniomierzy i sondy magnetycznej. Przedstawiony system łączy korzystne cechy pomiaru orientacji z wykorzystaniem całkowania i bez.



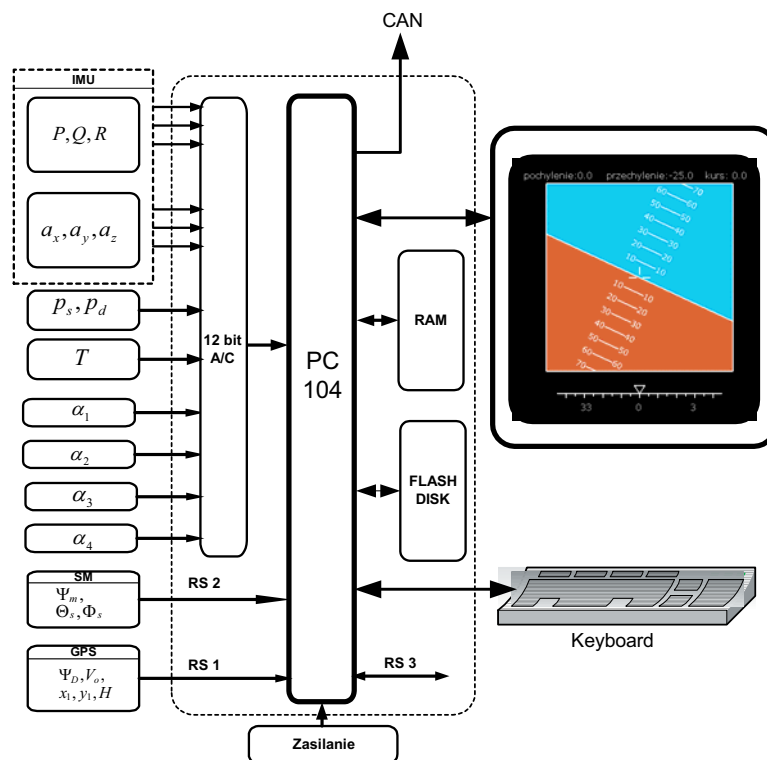
Rys. 6. System orientacji przestrzennej zintegrowany

### 3. REALIZACJA SYSTEMU ORIENTACJI PRZESTRZENNEJ

Realizację pomiaru parametrów ruchu, w tym system orientacji oparto na schemacie ideowym przedstawionym na rys. 7. System jest złożony z trzech modułów. Pierwszy, moduł czujników pomiarowych (lewa strona schematu) dostarcza danych pomiarowych do systemu. Drugi moduł to komputer PC-104, z kartą przetworników A/C, pamięcią typu Flash i interfejsem CAN służący do zapisywania i przetwarzania gromadzonych danych. Trzeci moduł to ekran ciekłokrystaliczny z interfejsem dotykowym lub mały pulpit sterowania wykorzystywany do wizualizacji systemu orientacji.

#### 3.1. Sprzętowa realizacja systemu orientacji

Zestaw czujników wykorzystywanych do pomiaru parametrów ruchu zawiera inercjalną jednostkę pomiarową (IMU - Inertial Measurement Unit) złożoną z co najmniej trzech giroskopów i trzech przyspieszeniomierzy. W wykonanym modelu zastosowano sześć giroskopów firmy Analog Devices o zakresach pomiarowych  $\pm 150$  i  $\pm 300$  deg/s. Pomiaru przyspieszeń liniowych dokonano za pomocą krzemowych czujników również firmy Analog Devices, w zakresie  $\pm 2g$  i  $\pm 10g$ . Czujniki giroskopowe prędkości kątowej i czujniki przyspieszeń liniowych są zabudowane w jeden zespół w sposób zapewniający zachowanie wzajemnie prostopadłych osi pomiarowych, izolowany termicznie od otoczenia w celu zwiększenia stabilności termicznej [4].



Rys. 7. Schemat systemu pomiarowego ruchu z układem wizualizacji

Pomiary wartości ciśnienia statycznego i dynamicznego dokonano za pomocą półprzewodnikowych czujników ciśnienia firmy Motorola. Dodatkowo zabudowano czujnik

temperatury powietrza. Pomiary te stanowią podstawę do obliczenia wysokości barometrycznej i prędkości względem powietrza.

Czujniki  $\alpha_1 \dots \alpha_4$  w zależności od zastosowań mogą mierzyć parametry jednostki napędowej (temperatura, ciśnienie na wlocie, obroty i ilość paliwa) lub położenie organów sterujących (kąty głowicy wirnika śmigłowca, wychylenie sterów, położenie dźwigni sterowania silnikiem). Wymienione czujniki pomiarowe dołączono do 12-to bitowych przetworników analogowo-cyfrowych komputera PC-104 (karta PCM-3718 firmy Advantech).

Dodatkowo za pomocą łącza RS dołączono sondę magnetyczną do określania kursu magnetycznego oraz odbiornik nawigacji satelitarnej GPS. W opisywanym systemie zastosowano moduł Lassen LP GPS firmy Trimble. Odbiornik dostarcza informacje o współrzędnych położenia, kącie drogi i prędkości podróży. Częstotliwość zbierania tych danych wynosi 1 Hz.

Dane wejściowe są przekazywane do komputera PC-104 do karty procesorowej PCM-3370 firmy Advantech z procesorem Intel Celeron 400MHz i pamięcią operacyjną 256 MB RAM.

Do wizualizacji wyznaczanych kątów orientacji został wykorzystany niewielki wyświetlacz ciekłokrystaliczny dołączony do komputera PC-104.

### 3.2. Programowa realizacja systemu orientacji

Program do estymacji kątów orientacji został napisany w języku C i jest wykonywany na komputerze PC-104 pod systemem czasu rzeczywistego firmy Microsoft – Windows CE. W obecnej chwili rozwoju projektu, wizualizacja wyznaczonych kątów odbywa się na modelu funkcjonalnym systemu wizualizacji, którym jest przeciętnej klasy komputer PC. Do przekazywania aktualnych kątów orientacji wykorzystano łącze szeregowo RS-232. W systemie docelowym wizualizacja będzie się odbywać na wyświetlaczu ciekłokrystalicznym bezpośrednio połączonym z komputerem PC-104.

Windows CE jest systemem operacyjnym przeznaczonym dla urządzeń naręcznych (niewielkie urządzenia mobilne) lub dedykowanych do konkretnego sprzętu i zadania, do których należy wykorzystywany w projekcie komputer PC-104. Windows CE charakteryzują: interfejs graficzny typowy dla wszystkich systemów Windows, niewielkie wymagania sprzętowe, skalowalność (Windows CE jest dostosowany do obsługi konkretnego urządzenia, zawiera komponenty i sterowniki niezbędne do działania na zadanym sprzęcie dla określonego zadania) oraz działanie w czasie rzeczywistym.

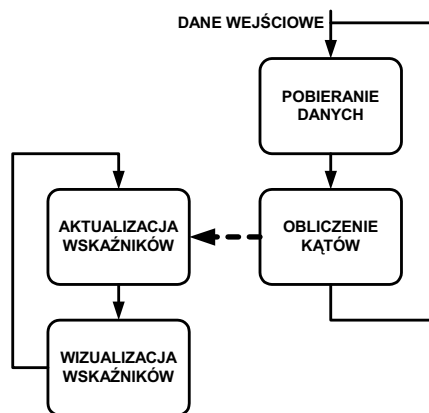
Ze względu na swoją budowę Windows CE zajmuje niewielką ilość pamięci na dysku, jest wydajny (poza niezbędnymi procesami nie uruchamia żadnych dodatkowych zadań obciążających system) i jest bezpieczny. Cechy systemu Windows CE powodują, że jest odpowiednim systemem operacyjnym do zastosowania na wykorzystywanych w projekcie urządzeniach, których ograniczenie pamięci jest stosunkowo duże a wymagana prędkość działania - wysoka.

Do tworzenia grafiki pozwalającej na wizualizację kątów orientacji zostanie wykorzystana biblioteka OpenGL ES. OpenGL ES (*OpenGL for Embedded Systems*) jest podzbiorem, umożliwiającą tworzenie dwu- i trójwymiarowej grafiki, biblioteki OpenGL, zaprojektowaną dla urządzeń wbudowanych.

#### 3.2.1. Struktura programu

Rys. 8. przedstawia strukturę programu wykorzystywanego do estymacji i wizualizacji kątów orientacji. W celu usprawnienia pracy programu i uniknięcia opóźnień związanych

z oczekiwaniem na pobranie danych wejściowych, program działa na dwóch wątkach (rys. 8). Wątki są jednostkami wykonawczymi działającymi w obrębie programu (ciągami instrukcji wykonywanymi w obrębie tych samych danych) i mogą być wykonywane współbieżnie. W programie równocześnie wykonują się: wątek służący do wizualizacji wskaźników i wątek służący do pobierania danych. Wątki w programie działają w nieskończonych pętlach i komunikują się przez zmienne z zapisem aktualnych wartości kątów orientacji.



Rys. 8. Schemat działania programu

W omawianym przypadku z wejść do programu pobierane są: prędkości kątowe z giroskopów, wartości przyspieszeń liniowych z przyspieszeniomierzy i kurs magnetyczny z sondy magnetycznej, potrzebne do realizacji zintegrowanego systemu wyznaczania orientacji (rozdz. 2.3.). Dane są pobierane co 10 ms. Ilość dostarczanych do programu danych może zostać rozszerzona w zależności od wymagań systemu (np. dołączając odbiornik nawigacji satelitarnej GPS).

Wyznaczanie orientacji odbywa się poprzez całkowanie sygnałów giroskopów prędkościowych, gdzie kąty orientacji określane są z równań kinetycznych (1), a następnie wprowadzenie korekcji kątów od przyspieszeniomierzy (2) i sondy magnetycznej.

Na podstawie aktualnych wartości kątów orientacji są wykonywane obliczenia potrzebne do odpowiedniej reprezentacji nowych danych na wskaźnikach. Do obliczeń związanych ze zmianami kątów należą: wyznaczenie nowych współrzędnych wierzchołków wielokątów i linii tworzących sztuczny horyzont i obliczenie przesunięcia skali wykorzystywanej przy wizualizacji kąta kursu. Po aktualizacji scena jest wizualizowana.

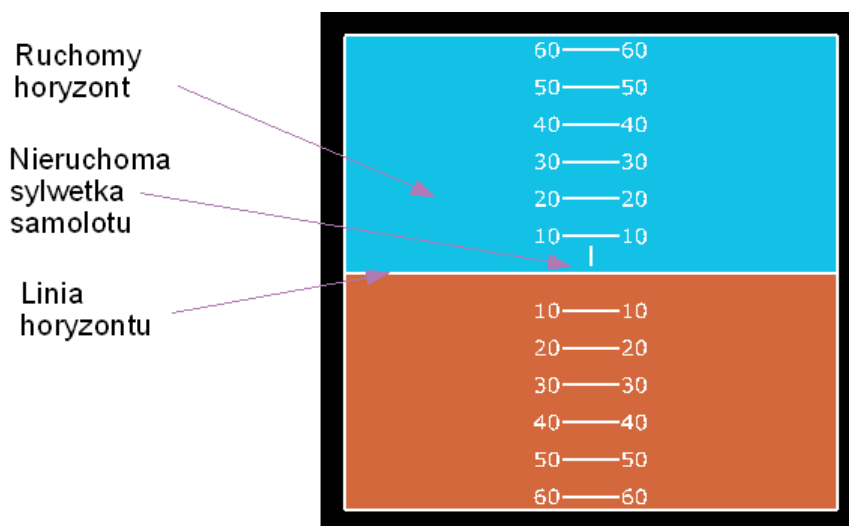
Zarówno dane z czujników jak i obliczone kąty orientacji są zapisywane do pliku.

### 3.2.2. Wizualizacja

Wyniki wyznaczonych parametrów lotu mogą być przedstawiane w formie graficznej na ekranie ciekłokrystalicznym pełniącym funkcję wskaźnika pilotażowo - nawigacyjnego [1], [3]. Poniżej zostanie przedstawiony jeden przykład wizualizacji, wskaźnika orientacji katowej (rys. 11). Kąty orientacji są obliczone w oparciu o dokonane pomiary.

Informacje o kącie pochylenia i przechylenia są przedstawiane na ekranie w postaci dwuwymiarowego wskaźnika sztucznego horyzontu (rys. 9) zaprojektowanego w konwencji „z sa-

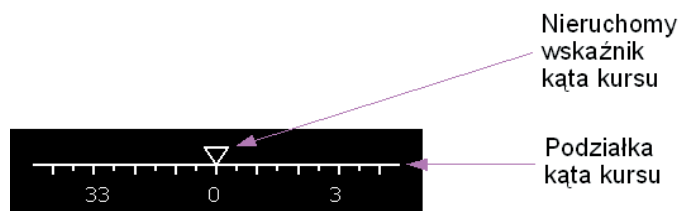
molotu – na ziemię”. Wskaźnik sztucznego horyzontu składa się z ruchomego horyzontu z podziałką i nieruchomej sylwetki samolotu. Ruchomy horyzont ilustrują dwa czworokąty:



Rys. 9. Graficzne przedstawienie kąta przechylenia i pochylenia

niebieski – obrazujący niebo i brązowy – obrazujący ziemię. Biała podziałka informująca o kącie pochylenia samolotu jest rysowana, co  $10^\circ$ . Informacje o zmianach kątów są pokazywane przez odpowiednie przesunięcie horyzontu w górę lub w dół - dla kątów pochylenia i obrotu zgodnie lub przeciwnie do wskazówek zegara – dla kątów przechylenia (rys. 11).

Informacje dotyczące kąta odchylenia są prezentowane przy pomocy podziałki kursowej (rys. 10). Ruchoma jest skala opisująca kąty, trójkątny wskaźnik pokazujący aktualną pozycję



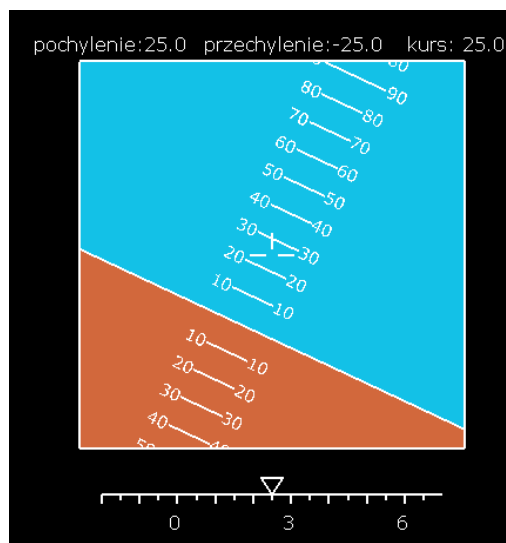
Rys. 10. Graficzne przedstawienie kąta odchylenia

pozostaje w miejscu. Linie podziałki są rysowane w odstępach odpowiadających zmianie kąta kursu o  $10^\circ$ . Zmiana kąta odchylenia jest obrazowana przesunięciem skali, w prawo lub w lewo odpowiednio dla zwiększenia i zmniejszenia wartości kąta.

#### 4. WNIOSKI KOŃCOWE

Zrealizowany układ funkcjonalny systemu pomiarowego pozwolił na przeprowadzenie pierwszych prób i wyciągnięcie pierwszych wniosków. W zakresie pomiarów można powiedzieć, że za pomocą użytych czujników typu MEMS nie jest dzisiaj możliwe osiągnięcie dużych dokładności. Aby w każdej fazie lotu osiągnąć dokładności kątów orientacji poniżej 1 deg, trzeba zastosować giroskopy o dryfie ok. 1 deg/h. W przypadku zastosowanych czujników

typu MEMS (dryf na poziomie  $0.1 \div 1$  deg/s) błędy będą bliskie założonym tylko w fazie lotu prostego, ustalonego. I to tylko dzięki korekcji od przyspiesze -



Rys. 11. Wizualizacja sztucznego horyzontu przy wartościach kątów orientacji:  
kąt pochylenia:  $25^\circ$ , kąt przechylenia:  $-25^\circ$ , kąt odchylenia  $25^\circ$

niomierzy i sondy magnetycznej. Ważnym elementem systemu jest odbiornik GPS. Pozwala on na kalibrację niektórych czujników podczas lotu oraz na drodze integracji pomiarów, na estymację trudno mierzalnych parametrów [2].

Testy działania programu wykorzystywanego do estymacji kątów wykazały, że odstęp czasowy 10 ms pomiędzy pobieraniem i przetwarzaniem kolejnych partii danych z czujników jest wystarczający do prawidłowego działania programu. Testy do wizualizacji zmierzonych kątów orientacji zostały przeprowadzone na modelu funkcjonalnym, nie na docelowej maszynie (komputer PC/104 PCM-3370) i w docelowym środowisku (Windows CE, działający w czasie rzeczywistym). Uzyskano wyniki zbliżone do wymaganych, którymi są: odbieranie aktualnych wartości kątów z częstotliwością 10-50 Hz i płynne wyświetlanie obrazu - około 30 klatek na sekundę. Można jednak wnioskować, że wykorzystując model końcowy będzie można spełnić nałożone na projekt wymagania.

## LITERATURA

- [1] M. Jukes, *Aircraft Display Systems*, Professional Engineering Publishing, 2004,
- [2] S. Merhav: *Aerospace Sensor Systems and Applications*, Springer –Verlag, 1996,
- [3] E. H. J. Pallett: *Aircraft instruments and integrated systems*, Pearson, 1992,
- [4] S. Popowski, W. Dąbrowski: *Pomiar parametrów ruchu na obiektach mobilnych*, Sympozjum Elektrotechnika 2006, IEI Warszawa 2006.