

dr inż. Stanisław Popowski, mgr inż. Witold Dąbrowski
Instytut Lotnictwa

WYKORZYSTANIE NAWIGACJI INERCJALNEJ I SATELITARNEJ DO ESTYMACJI KĄTA NATARCIA

W referacie przedstawiono problemy związane z estymacją kąta natarcia na obiektach latających. Szczegółowo zaprezentowano metody estymacji kąta natarcia, które wykorzystują pomiary składowych prędkości liniowych obiektu w układzie związanym z ziemią oraz kąty orientacji obiektu. Oba te pomiary są dostępne w systemie nawigacji inercyjnej, a jeden z nich, pomiar prędkości, w systemie nawigacji satelitarnej. Przedstawiono koncepcję wykorzystania nawigacji inercyjnej i satelitarnej do estymacji kąta natarcia. Praktyczne porównanie takiej metody z pomiarem skrzydełkowym czujnikiem kąta natarcia dokonano na samolocie Iryda. Przedstawiono również propozycje rozwinięcia tych metod.

APPLICATION OF INERTIAL AND SATELLITE NAVIGATION FOR ANGLE OF ATTACK ESTIMATION

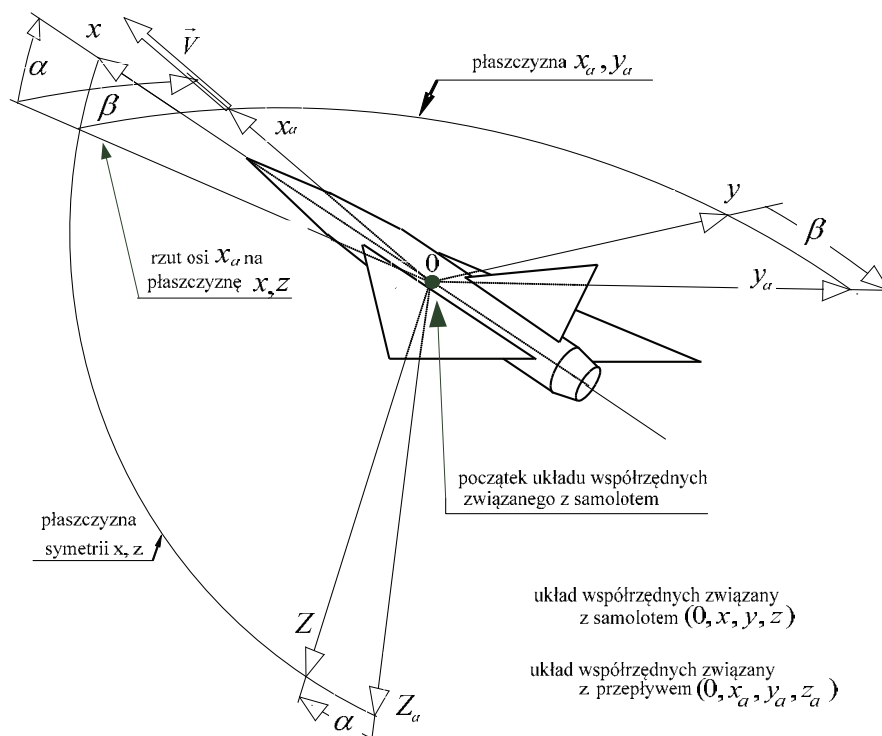
The paper presents problems of angle of attack estimation on flying object board. There are in detail presented angle of attack estimation methods which are applying measurements of linear velocities components of object at the Earth coordinates and attitude angles of object. Both of these measurements are inertial navigation system origin, and one of them, velocity measurement, is satellite navigation system origin. Idea of use making of inertial and satellite navigation for angle of attack estimation is depicted. The in practice comparison of this method to pivoted van method has been conducted on aircraft Iryda board. The development proposals of these methods are presented, too.

1. WSTĘP

Kąt natarcia jest bardzo ważnym parametrem lotu decydującym o jego bezpieczeństwie. Znajomość kąta natarcia umożliwia też poprawę stateczności i sterowalności samolotu. Szczególnie podczas startu i lądowania ważna jest znajomość kąta natarcia. Aby zapobiec sytuacjom lotu na kątach natarcia bliskich krytycznym – współczesne samoloty wyposaża się w układy pomiarowo-ostrzegawcze, których zadaniem jest uprzedzenie pilota lub ograniczenie w sposób automatyczny wprowadzenia samolotu na niebezpieczne zakresy lotu.

Kąt natarcia (ang. *angle of attack*) α jest to kąt między osią podłużną x i rzutem wektora prędkości \vec{V} na płaszczyznę symetrii x, z (rys. 1). Kąt jest dodatni, gdy składowa wektora prędkości \vec{V} wzdłuż osi normalnej z jest dodatnia. Zakres kąta natarcia zawarty jest w przedziale $-\pi < \alpha \leq \pi$.

Znane są powszechnie wady pomiaru kąta natarcia klasycznymi metodami za pomocą czujnika zamontowanego na poszyciu zewnętrznym. Jedną z głównych wad jest pomiar lokalnego kąta natarcia w miejscu zabudowania czujnika, niekiedy znacznie różniącego się od wartości rzeczywistych. Ponadto dokładność typowych czujników mechanicznych jest niewielka. Poza tym bywają sytuacje, gdy brakuje miejsca na zamocowanie typowego czujnika (np. na małym samolocie bezpilotowym) lub gdy chcemy tylko na czas badań w locie prowadzić pomiary rzeczywistego kąta natarcia i nie chcemy montować czujnika. Poniżej przedstawiono metody pomiaru rzeczywistego kąta natarcia za pomocą sygnałów otrzymanych z inercyjnego systemu nawigacji oraz satelitarne systemu nawigacji. Metody te w szczególnych sytuacjach mogą okazać się użyteczne.



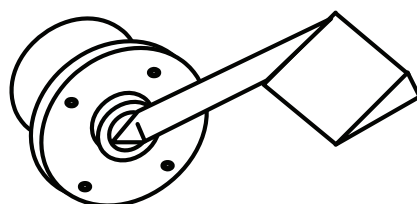
Rys. 1. Definicja kąta natarcia

2. TYPOWE METODY POMIARU KĄTA NATARCIA

Do określenia kątów natarcia najczęściej używa się czujniki typu „swobodne skrzydełko” i ciśnieniowego. Używa się też czujników serwo mechanicznych typu szczelinowego zarówno z napędem ciśnieniowym jak i elektrycznym.

2.1. Pomiar kątów za pomocą czujnika typu „swobodne skrzydełko”(Pivoted Vanes)

Czujniki te są umieszczane albo na wspólnym wysięgniku z odbiornikami ciśnienia całkowitego i statycznego, albo mogą być też montowane w doświadczalnie wybranych miejscach na kadłubie. Zasada pomiaru polega na pomiarze wychylenia metalowego, wyważonego masowo skrzydełka o klinowym profilu, które ustawia się równoległe do napływającego powietrza, za pomocą przetwornika potencjometrycznego lub selsyna (rys. 2). Czujniki omawianego typu mierzą kąt natarcia w przedziale $\pm 30^\circ$ z dokładnością $\pm 0,25^\circ$. Mierzą one poprawnie kąt natarcia dla prędkości lotu od kilkudziesięciu do przeszło kilkuset metrów na sekundę. Obecnie, czujniki typu skrzydełkowego są dość powszechnie stosowane mimo wielu ich poważnych wad. Jedną z nich jest to, iż ich sygnał wyjściowy jest zakłócony drganiami aerodynamicznymi swobodnego skrzydełka. Maksymalna amplituda tych drgań wynosi ok. $0,3 - 0,5^\circ$, a ich częstotliwość zawiera się w granicach kilku herców.



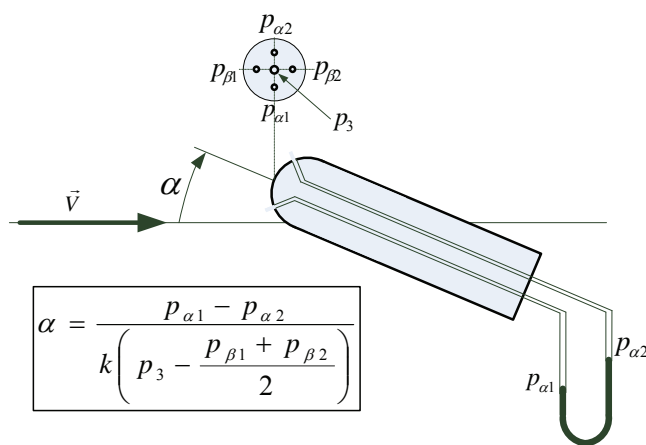
Rys. 2. Czujnik skrzydełkowy kąta natarcia

Inną znaczącą wadą czujników skrzydełkowych polega na zmianie charakterystyk dynamicznych w zależności od prędkości i wysokości lotu.

2.2. Pomiar kątów za pomocą czujnika typu pneumometrycznego (Differential-Pressure Tube)

Drugim typem miernika kątów jest czujnik *pneumometryczny*. Zasada działania tego czujnika opiera się na pomiarze różnicy ciśnień (rys. 3). Oś tego czujnika jest ustawiona równoległe do osi podłużnej samolotu. Powierzchnia czółowa sondy ma kształt stożka lub półsfery (rys. 3). Montowana jest na końcu rurki Pitota i dwoma parami otworów umieszczonych symetrycznie względem otworu centralnego (w płaszczyznach pionowej i poziomej) pobiera ciśnienia powietrza. Różnica ciśnień zmierzona w płaszczyźnie pionowej jest wykorzystywana do określenia kąta natarcia, a różnica ciśnień zmierzonych w płaszczyźnie poziomej do pomiaru kąta ślizgu. Kąt natarcia można wyznaczyć z zależności:

$$\alpha = \frac{P_{\alpha 1} - P_{\alpha 2}}{k \left(p_3 - \frac{P_{\beta 1} + P_{\beta 2}}{2} \right)} \quad (1)$$

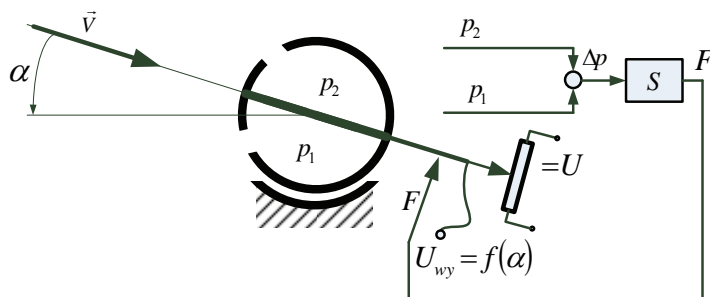


Rys. 3. Pomiar kąta natarcia metodą ciśnieniową

Wzór 1 uwzględnia wpływ kąta ślizgu β na pomiar α . W przypadku używania sondy o kształcie półsfery najlepsze wyniki uzyskuje się przez rozmieszczenie otworów na łuku opartym na kącie 90° , a w przypadku sondy o kształcie stożka najlepsze efekty uzyskuje się przez zastosowanie stożka o wartości kąta wierzchołkowego 90° .

2.3. Pomiar kątów za pomocą czujnika typu szczelinowego (Null-Seeking Pressure Sensor)

W ostatnich latach szerokie zastosowanie znalazły czujniki kątów aerodynamicznych typu *szczelinowego*. Głównym elementem tego czujnika jest obrotowa, cylindryczna sonda, której wewnątrz podzielone jest na dwie komory (rys. 4).



Rys. 4. Schemat czujnika szczelinowego kąta natarcia z napędem pneumatycznym

Każda z komór połączona jest z otoczeniem poprzez szczeliny umieszczone na powierzchni sondy. Dwie sekcje szczelin umieszczone są symetrycznie wzdłuż sondy. Oś sondy musi być prostopadła do płaszczyzny pomiaru kąta α lub β , a szczeliny są skierowane naprzeciw napływającemu strumieniowi. Różnica ciśnień w komorach będzie występowała do momentu symetrycznego ustawienia sekcji szczelin względem strumienia. Obrót sondy jest wymuszony momentem siły proporcjonalnym do różnicy ciśnień w komorach lub za pomocą elektroserwonapędu, który obraca sondę aż do osiągnięcia stanu równowagi. Kąt obrotu sondy jest przetwarzany w elektryczny sygnał pomiarowy. Czujniki szczelinowe z pneumatycznym napędem charakteryzują się prostą konstrukcją oraz dobrymi charakterystykami i dokładnościami i dynamicznymi. Ich główną wadą jest przepływ strumienia powietrza przez wnętrza sondy, co może prowadzić do zapylenia i zawilgocenia wewnętrznej przestrzeni sondy.

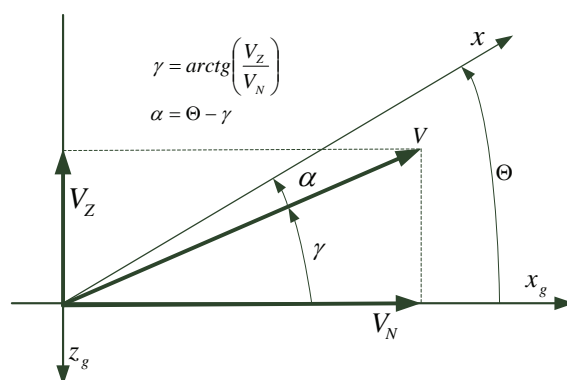
Czujniki szczelinowe z elektroserwonapędem nie wymagają przepływu powietrza przez nie. Sonda jest połączona kanałami z komorami różnicowego, elektrycznego przetwornika ciśnienia, który powinien mieć wysoką stabilność zera i niski próg czułości.

3. METODA INERCJALNA POMIARU KĄTA NATARCIA

Przedstawione powyżej metody pomiaru kąta natarcia mierzą tzw. lokalny kąt natarcia. Dotyczy on konkretnego miejsca zabudowy czujnika. O bezpieczeństwie lotu decyduje rzeczywisty kąt natarcia zdefiniowany zgodnie z rys. 1 dla całego samolotu. Metodą, która umożliwia taki pomiar jest metoda inercjalna [1, 5].

Na rys. 5 przedstawiono typową sytuację w płaszczyźnie pionowej. Układ x_g, y_g, z_g jest układem normalnym ziemskim, którego oś x_g leży w płaszczyźnie horyzontalnej (w kierunku na północ), a oś z_g w pionie. Początek tego układu współrzędnych pokrywa się z początkiem układu związanego z samolotem xyz . Oś x jest osią podłużną samolotu. Przy założeniu, że lot odbywa się na północ, osie x i x_g leżą w płaszczyźnie pionowej. Zakładając dla uproszczenia brak wiatru, oznaczmy jako V prędkość samolotu (przy braku wiatru jest to prędkość zarówno względem powietrza jak i ziemi). Na rys. 5 oznaczono charakterystyczne kąty: Θ – kąt pochylenia, γ – kąt wznoszenia i α – kąt natarcia. Kąty te wiążą się następującymi związkami:

$$\alpha = \Theta - \gamma \quad (2)$$



Rys. 5. Kąt natarcia jako różnica kąta pochylenia i kąta trajektorii lotu (wznoszenia)

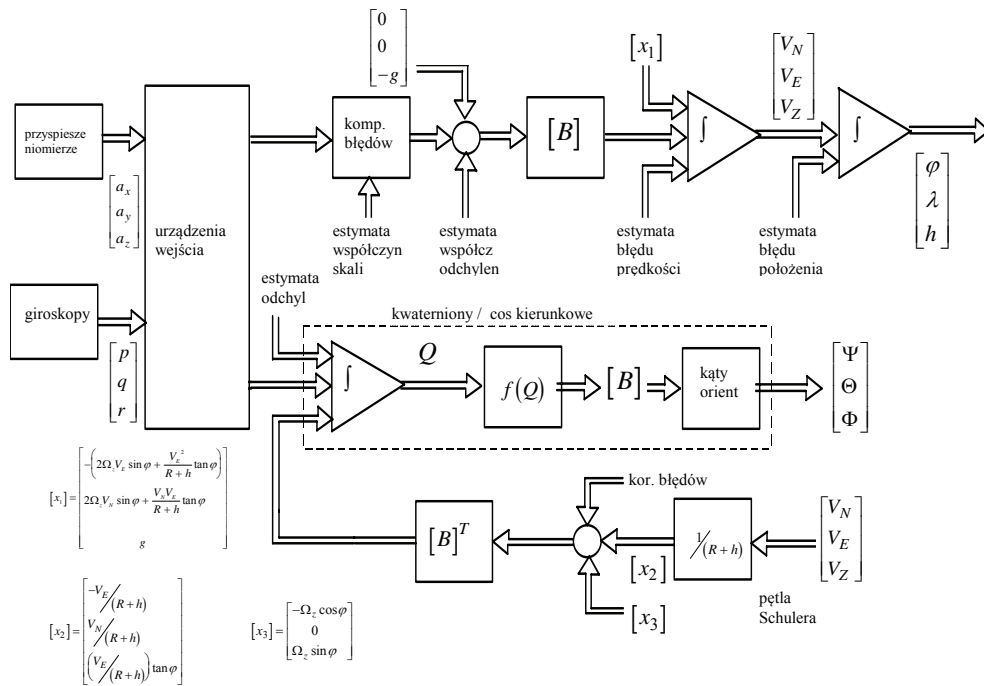
Z kolei kąt wznoszenia (zwany też kątem trajektorii lotu) γ określa związek:

$$\gamma = \arctg\left(\frac{V_Z}{V_N}\right), \quad (3)$$

gdzie: V_N – jest składową północną prędkości,

V_Z – jest składową pionową prędkości.

Aby na podstawie rys. 5 określić kąt natarcia należy zmierzyć obie składowe prędkości, obliczyć kąt wznoszenia, a następnie odjąć go od zmierzzonego kąta pochylenia. Zarówno kąty orientacji (w tym kąt pochylenia) jak i składowe prędkości są dostępne w inercyjnym układzie nawigacji (rys. 6).



Rys. 6. Struktura system orientacji i nawigacji inercyjnej

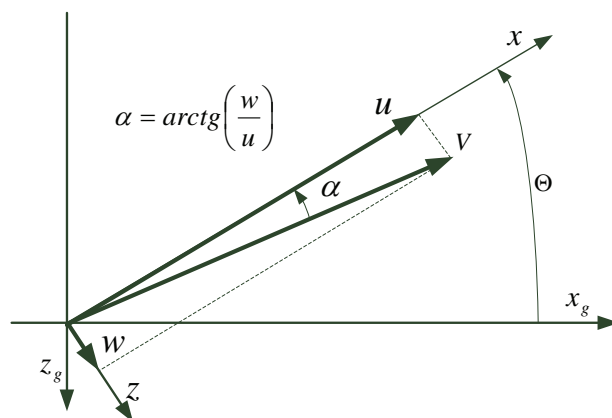
Z lewej strony oznaczono czujniki pomiarowe, giroskopy i przyspieszeniomierze. Z prawej strony widać dwa ciągi obliczeń. Dolny, to obliczenia kątów orientacji z prędkości kątowych zmierzonych giroskopami po uwzględnieniu obrotu kul ziemskiej i ruchu względnego samolotu i ziemi. Górny, to tor nawigacyjny, gdzie ze zmierzonych przyspieszeń w procesie kolejnych całkowań są obliczane prędkości liniowe, a następnie położenie. Jak widać w systemie dostępne są zarówno kąty orientacji jak i składowe prędkości.

Rys. 5 można alternatywnie przedstawić ze składowymi prędkościami liniowymi w układzie samolotu. Wtedy kąt natarcia określa prosty związek:

$$\alpha = \arctg \left[\frac{w}{u} \right]. \quad (4)$$

Mając wszystkie kąty orientacji oraz składowe prędkości w układzie normalnym ziemskim nie stoi na przeszkodzie aby wyznaczyć składowe w układzie samolotu:

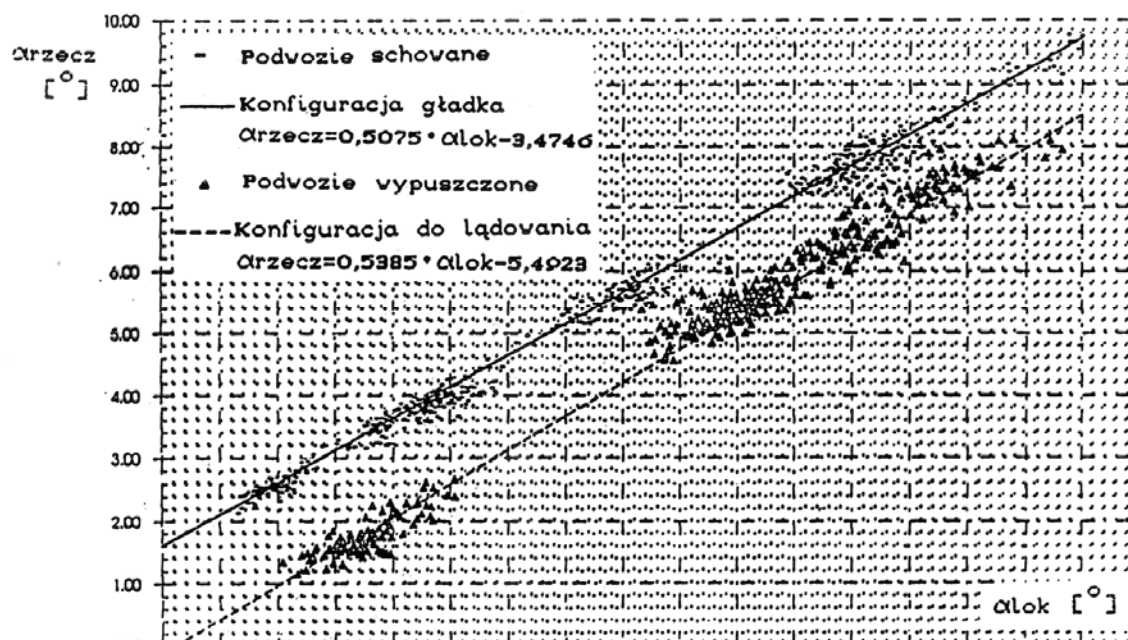
$$\begin{aligned} u &= (\cos \Theta \cdot \cos \Psi)v_N + (\cos \Theta \cdot \sin \Psi)v_E - (\sin \Theta)v_Z, \\ v &= (-\cos \Phi \cdot \sin \Psi + \sin \Phi \cdot \sin \Theta \cdot \cos \Psi)v_N \\ &\quad + (\cos \Phi \cdot \cos \Psi + \sin \Phi \cdot \sin \Theta \cdot \sin \Psi)v_E \\ &\quad + (\sin \Phi \cdot \cos \Theta)v_Z, \\ w &= (\sin \Phi \cdot \sin \Psi + \cos \Phi \cdot \sin \Theta \cdot \cos \Psi)v_N \\ &\quad + (-\sin \Phi \cdot \cos \Psi + \cos \Phi \cdot \sin \Theta \cdot \sin \Psi)v_E \\ &\quad + (\cos \Phi \cdot \cos \Theta)v_Z. \end{aligned} \quad (5)$$



Rys. 7. Kąt natarcia jako wynik działania prędkości liniowych w układzie związanym z samolotem

W tym przypadku proces wyznaczania kąta natarcia można sprowadzić do pomiaru: $\Theta, \Phi, \Psi, v_N, v_E, v_Z$, a następnie korzystając z zależności (5) na obliczeniu u, v, w , co wprost umożliwia znalezienie wg zależności (4) kąta natarcia (rys. 7).

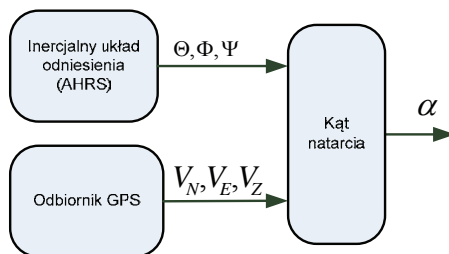
Zgodnie z przedstawioną powyżej metodą doświadczalnie wyznaczono kąty natarcia dla samolotu Iryda za pomocą inercyjnego systemu nawigacji firmy Sagem. Pomiarów dokonano dla różnych konfiguracji samolotu. Jednocześnie z pomiarami inercyjnym i rejestrowano wskazania czujnika skrzydełkowego zamocowanego do kadłuba samolotu. Zależność kąta natarcia lokalnego, wyznaczonego czujnikiem skrzydełkowym od kąta natarcia rzeczywistego, wyznaczonego systemem nawigacji inercyjnej przedstawiono na rys. 8.



Rys. 8. Zależność rzeczywistego kąta natarcia wyznaczonego metodą inercyjną od kąta lokalnego wyznaczonego czujnikiem skrzydełkowym dla różnych konfiguracji samolotu Iryda [4]

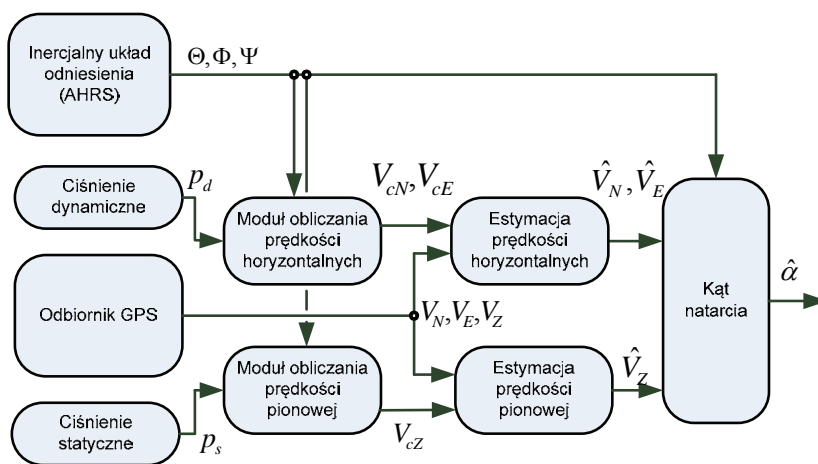
4. WYKORZYSTANIE NAWIGACJI SATELITARNEJ DO ESTYMACJI KĄTA NATARCIA

Jak widać w przedstawionej metodzie inercyjnej problem estymacji kąta natarcia, to problem pomiaru kątów orientacji oraz estymacji prędkości liniowych w układzie normalnym ziemskim lub w układzie obiektu. Do pomiaru kątów orientacji można wykorzystać układ typu AHRS (Attitude and Heading Reference System – układ odniesienia pionu i kierunku). Układy te są stosunkowo tanie gdyż bazują na mikromechanicznych czujnikach przyspieszenia i prędkości kątowej. W celu korekcji kąta odchylenia układy te wykorzystują sondę magnetyczną. Niestety struktura tych urządzeń jest uboga w stosunku do układu nawigacji inercyjnej przedstawionej na rys. 6. Nie posiadają toru nawigacji, a przez to nie mają dostępnymi składowych prędkości liniowych. Z kolei prosty układ nawigacji satelitarnej mierzy dokładnie trzy składowe prędkości liniowej (np. depeza \$PGRMV\$ w standardzie NMEA dla odbiorników firmy Garmin). Jak więc widać przy takiej konfiguracji można kąt natarcia wyznaczyć z równiż ze związków (4) i (5), (rys. 9).



Rys. 9. Wykorzystanie odbiornika nawigacji satelitarnej do wyznaczania kąta natarcia

Niedogodność takiej konfiguracji może wynikać z dwóch powodów. Po pierwsze z dość wolnego dostarczania składowych prędkości liniowych z odbiornika GPS (najczęściej co 1 s), a po drugie, mogą pojawić się chwilowe zakłócenia pracy odbiornika GPS, co pociągnie za sobą również zakłócenia w estymacji kąta natarcia. Aby nie dopuścić do tego proponujemy rozwinięcie struktury z rys. 9 o estymatory prędkości liniowej, które wykorzystywałyby również informację z czujników ciśnienia statycznego i dynamicznego i odbiornika GPS. Struktura taka jest przedstawiona na rys. 10.



Rys. 10. Układ estymacji kąta natarcia przy wykorzystaniu odbiornika GPS, inercyjnego układu odniesienia oraz czujnikami ciśnienia statycznego i dynamicznego.

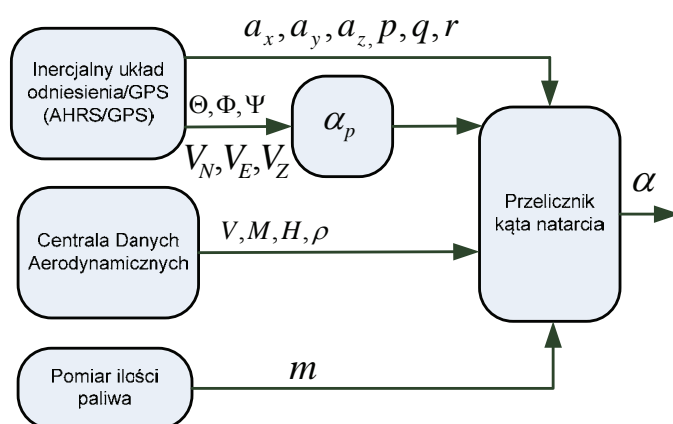
5. INNE METODY ESTYMACJI KĄTA NATARCIA

Ciekawą metodę zaprezentowano w [1]. Jest to rozwinięcie metody inercyjnej. Procedura ta zakłada znajomość zależności pomiędzy kątem natarcia a współczynnikiem siły nośnej, liczbą Macha i wysokością dla określonych konfiguracji samolotu:

$$\alpha = f(C_z, M, H) \tag{6}$$

Do prędkości 0,7 M praktycznie kąt α nie zależy od liczby Macha. Pomimo dość skomplikowanej procedury układ pomiarowy jest stosunkowo prosty. Na rys. 11 przedstawiono schemat blokowy realizacji pomiaru.

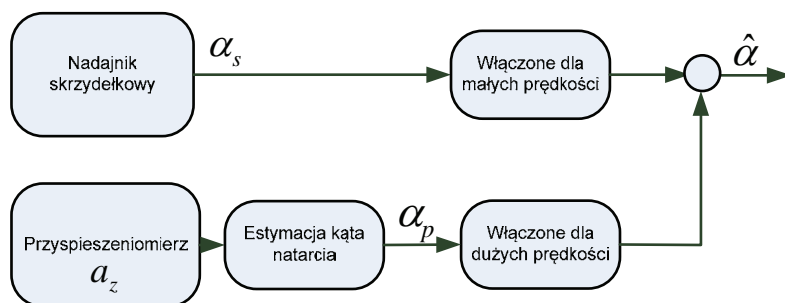
Inercyjny układ orientacji dostarcza sygnały pomiarowe: składowych wektora prędkości V_N, V_E, V_Z składowe prędkości kątowych p, q, r , przyspieszenia liniowe a_x, a_y, a_z oraz kąty orientacji Θ, Φ, Ψ . Zgodnie z zależnością (4) wyliczane jest pierwsze oszacowanie kąta natarcia. Z centrali danych aerodynamicznych otrzymujemy sygnały: prędkości względem powietrza V , liczbę Macha M , wysokość H oraz gęstość powietrza ρ . Wielkości stałe są oczywiście znane wcześniej. Masa samolotu m jest określana na podstawie zużycia paliwa mierzonego przepływomierzami. Momenty bezwładności są korygowane wraz ze zużyciem paliwa. Zostaje wyliczony współczynnik siły nośnej C_z i na jego podstawie zostaje oszacowana wartość rzeczywistego kąta natarcia.



Rys. 11. Schemat układu pomiarowego kąta natarcia

Według danych [1] system inercyjny mierzący prędkości kątowe z dokładnością 0,043 deg/s oraz kąty orientacji z dokładnością 0,032 deg pozwala na pomiar kąta natarcia z dokładnością ok. 1 deg dla lotu manewrowego (o przeciężeniach $n=3-5$) i ok. 0,2 - 0,5 deg dla lotu z niewielkimi przeciężeniami.

Z kolei na rys. 12 przedstawiono zintegrowany system pomiaru kąta natarcia stosowany na samolotach wysokomanewrowych. System złożony jest z dwóch torów. Jeden zaopatrzony w tradycyjny czujnik skrzydełkowy, przeznaczony jest do lotów z małymi prędkościami. Drugi estymuje kąt natarcia w oparciu o pomiar przeciężenia w osi z. Ten pomiar jest wykonywany dla dużych prędkości lotu.



Rys. 12. Zintegrowany system estymacji kąta natarcia przewidziany na obiekty wysokomanewrowe

6. WNIOSKI KOŃCOWE

Z punktu widzenia bezpieczeństwa lotu ważna jest znajomość rzeczywistego kąta natarcia obiektu. Taką informację można uzyskać stosując inercyjne metody pomiaru kąta natarcia. Mogą one być uzupełnione przez pomiar prędkości liniowych za pomocą odbiornika GPS, co przedstawiono w niniejszej pracy. W większości interesujących nas przypadków w zupełności wystarczają dokładności otrzymane przez stosowanie pierwszego przybliżenia określenia kąta natarcia za pomocą wyrażenia (3) i (4). Świadczą o tym rezultaty osiągnięte podczas prób i badań samolotu Iryda w programie demonstracyjnym. Na rys. 12 oraz w pracy [2] przedstawiono jeszcze prostszy układ pomiaru kąta natarcia, w którym wykorzystano tylko pomiar przyspieszeń liniowych. Opisane proste metody mogą być szczególnie interesujące w zastosowaniu do małych obiektów bezpilotowych gdzie trudno instalować zewnętrzne czujniki (skrzydełkowy czy ciśnieniowy).

BIBLIOGRAFIA

1. Zeis Joseph E., Lambert Heather H., Calico Robert A., Gleason Daniel, Angle of attack estimation using an inertial reference platform. "AIAA Atmos. Flight Mech. Conf., Minneapolis, Minn., 1988. Collect. Techn. Pap." Washington, D.C., 1988, 180–190.
2. Patent US 6,272,370 B1 "METHOD AND SYSTEM FOR ESTIMATION AND CORRECTION OF ANGLE-OF-ATTACK AND SIDESLIP ANGLE FROM ACCELERATION MEASUREMENTS" Aug. 14, 2001.
3. Polska Norma PN-83/L-01010.01 Mechanika lotu samolotów i szybowców, Terminologia, Układy współrzędnych i kąty.
4. IRYDA 22 M 93 Demonstrator. Flight Test results with SAGEM Navigation and attack system. NTA 16/48-013 Rev.1. SAGEM September 1994.
5. John Perry, Achmed Mohammed, Baron Johnson, Rick Lind, „Estimation Angle of attack and sideslip under high dynamics on small UAVs”, ION GNSS 21st. International Technical Meeting of the Satellite Division, 16–19, September 2008, Savannah, GA