

Pomiary i estymacja wysokości i prędkości pionowej obiektów latających

Witold Dąbrowski, Stanisław Popowski

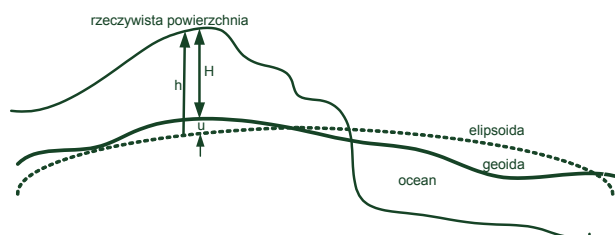
Instytut Lotnictwa w Warszawie

Streszczenie: W artykule przedstawiono propozycję systemu pomiaru wysokości oraz prędkości pionowej lotu. W systemie tym zintegrowano trzy źródła informacji: pomiar wysokości barometrycznej, pomiar przyspieszenia pionowego oraz pomiar wysokości za pomocą odbiornika GPS ze wsparciem SBAS. Weryfikacja podanego rozwiązania została przeprowadzona w oparciu o badania symulacyjne oraz na podstawie obliczeń wykorzystujących w trybie off-line zarejestrowane dane z badań w locie na wiatrakowcu Xenon firmy Celier.

Słowa kluczowe: pomiary, estymacja, wysokość lotu, prędkość pionowa

1. Wstęp

Aby jednoznacznie określić położenie wybranego punktu w pobliżu lub na powierzchni globu, należy podać trzy współrzędne. W przypadku Ziemi dwie współrzędne określają długość i szerokość geograficzną na elipsoidzie, która jest przybliżeniem geoidy. Trzecią współrzędną jest wysokość od poziomu odniesienia. Tak jak w przypadku długości i szerokości geograficznej nie ma wątpliwości (są jednoznacznie określone), tak w przypadku wysokości występują różne możliwości definiowania tej wielkości (rys. 2). Najczęściej jako odniesienie pojawia się poziom morza. W Europie używano układu wysokości Kronsztad, Amsterdam, Triest i Marsylia, jako średnie poziomy morza w tych miejscach. Niestety, układy te różnią się od siebie (np. układ Kronsztad różni się od układu Triest o 0,444 m). Rzeczywisty kształt Ziemi (geoida) jest określany z dość dużą dokładnością przez średni poziom morza. Jednak powszechne dzisiaj układy nawigacji satelitarnej wskazują jako informację pierwotną wysokość względem elipsoidy. Różnica wysokości w danym punkcie na Ziemi względem elipsoidy i geoidy nazywana jest undulacją geoidy. Istnieją modele, które odwzorowują kształt geoidy. W oparciu o nie pomiary wykonane względem elipsoidy można odnieść również do geoidy.



Rys. 1. Wysokość mierzona od elipsoidy i geoidy

Fig. 1. Height relative to ellipsoid and geoid

W prostych odbiornikach GPS modele geoidy są mało precyzyjne. Jedna wartość undulacji może obejmować obszar $10^\circ \times 10^\circ$ (długość geograficzna \times szerokość). Na rys. 1 przedstawiono zarys elipsoidy, geoidy oraz rzeczywiste ukształtowanie terenu. Wysokość w danym punkcie określamy jako odległość do elipsoidy (h) lub geoidy (H) przy znanej undulacji geoidy (u) (1):

$$H = h - u \quad (1)$$

W odbiornikach GPS używa się elipsoidy WGS84. Geoida i elipsoida stanowi odniesienie do pomiarów wysokości. Ale nie jest to jedyne odniesienie. Geoida jest utożsamiana ze średnim poziomem morza i względem tego poziomu są określane wysokości punktów terenu oraz obiektów latających.

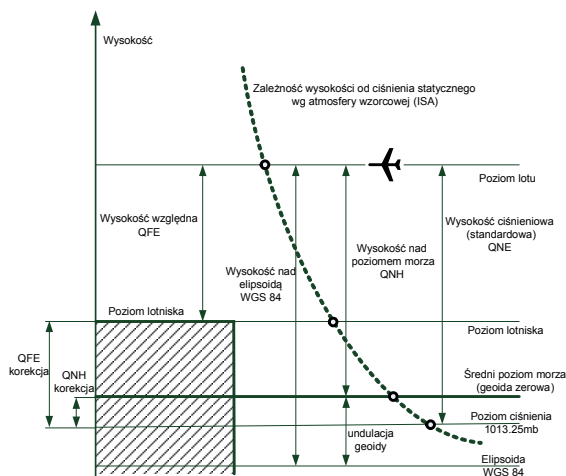
Najprostszą metodą mierzenia wysokości jest wykorzystanie zależności ciśnienia atmosferycznego od wysokości. W tym celu stworzono, w oparciu o wieloletnie obserwacje, wzorcowy model atmosfery ISA. Stał się on podstawą działania lotniczych wysokościomierzy barometrycznych. Wysokościomierze barometryczne mierzą ciśnienie atmosferyczne, a następnie korzystając ze wzoru opisującego atmosferę wzorcową, wskazują odpowiadającą mu wysokość. W zależności od przyjętego poziomu odniesienia ciśnienia zdefiniowane są różne wysokości (standardowa QNE, do lotniska QFE, nad poziomem morza QNH – rys. 2). Pomiary wykonane wysokościomierzem barometrycznym charakteryzują się wysoką niezawodnością. Cechą ujemną jest ułomność atmosfery wzorcowej, która wskazuje wartości oczekiwane, mogące znacznie różnić się od rzeczywistych. Dlatego tego rodzaju pomiary wykonuje się albo podczas przelotów (wszyscy użytkownicy mierzą wysokość standardową z tymi samymi błędami i dzięki temu separacja pionowa korytarzy powietrznych może być utrzymana), albo podczas lądowania, kiedy zwiększa się precyzję pomiarów przez wprowadzenie do wysokościomierza barometrycznego wartości ciśnienia odniesienia panującego na lotnisku.

Z innych metod mierzących wysokość i prędkość pionową należy wymienić: metody radiowe [1], ultradźwiękowe, inercyjne [2], [3], pomiary satelitarne a ostatnio również laserowe. Można również przedstawione metody integrować, aby osiągnąć wymagane charakterystyki metrologiczne.

2. Rodzaje wysokości

Na rys. 2 przedstawiono najczęściej spotykane wysokości. Podstawowa wysokość mierzona jest od poziomu elipsoidy (tu według WGS 84). Taką wysokość mierzą odbiorniki

nawigacji satelitarnej. Pochodną tej wysokości jest wysokość nad średnim poziomem morza (*mean sea level* – MSL). Można ją wyznaczyć albo z pomiarów satelitarnych po uwzględnieniu undulacji geoidy, albo z wysokościomierza barometrycznego po uwzględnieniu korekcji QNH. Popularną z uwagi na powszechne stosowanie wysokościomierzy barometrycznych jest wysokość standardowa QNE. W przypadku wprowadzenia korekcji QFE (przez wprowadzenie ciśnienia odniesienia lotniska) wysokościomierz barometryczny będzie mierzyć wysokość względną. Wysokość względną mierzą również radiowysokościomierze, układy ultradźwiękowe i laserowe.



Rys. 2. Rodzaje wysokości
Fig. 2. Brands of altitude

3. Metoda barometryczna pomiaru wysokości i prędkości pionowej

Wysokościomierz barometryczny działa w oparciu o wzór hipsometryczny będący zapisem modelu atmosfery wzorcowej. Dla wysokości do 11 000 m n.p.m. obowiązują zależność:

$$H = \frac{T_0}{\tau} \left(1 - \frac{p}{p_0} \right)^{\frac{R\tau}{p_0}} \quad (2)$$

gdzie:

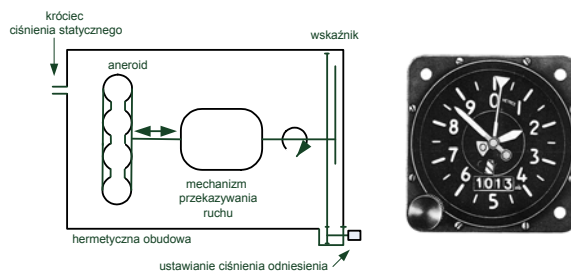
- $R = 29,2746 \text{ m/K}$ - stała gazowa
- $\tau = 6,5 \text{ K / 1000 m}$ - gradient temperaturowy
- $T_0 = 288,15 \text{ K}$ - temperatura dla $H=0$
- $p_0 = 1013,25 \text{ hPa}$ - ciśnienie dla $H=0$.

Wzór ten przedstawia zależność wysokości H od mierzonego ciśnienia p przy założeniu stałych wielkości p_0, T_0, τ, R . Charakterystyka wysokości w funkcji ciśnienia jest nieliniowa. Najczęściej jest ona linearyzowana przez odpowiednio ukształtowaną charakterystykę elementu sprężystego (aneroidu). Na poziomie morza zmiana ciśnienia statycznego o 1 hPa odpowiada zmianie wysokości o około 8 m. Na rys. 3 przedstawiono schemat funkcjonalny typowego wysokościomierza barometrycznego oraz typowy wygląd tarczy wskaźnika.

Z zależności (2) po podstawieniu wielkości stałych można wyznaczyć ciśnienie (wyrażone w hPa) w funkcji

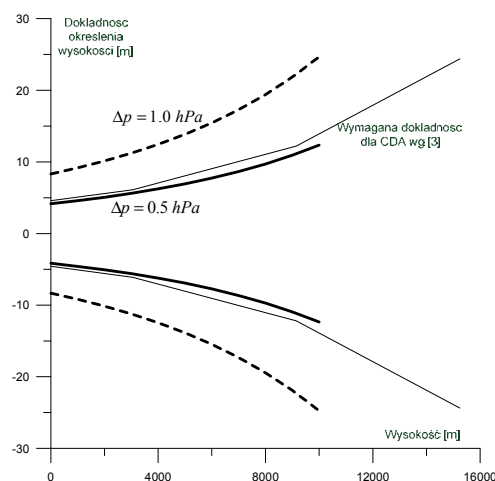
wysokości. Związek taki dla atmosfery wzorcowej do wysokości 11 km przedstawia zależność (3):

$$p = 1013,25 \left(1 - 2,25577 \cdot 10^{-5} \cdot H \right)^{5,255879} \quad (3)$$



Rys. 3. Schemat funkcjonalny wysokościomierza barometrycznego (z lewej) oraz widok wskaźnika (z prawej)
Fig. 3. Barometric altimeter functional scheme (left) and view of the indicator (right)

Zgodnie z [3] typowa dokładność określenia wysokości za pomocą wysokościomierza barometrycznego wynosi około 5 m przy pomiarach na poziomie morza. Typowe charakterystyki błędów pomiaru wysokości przedstawiono na rys. 4 dla dwóch dokładności pomiaru ciśnienia statycznego (1,0 hPa i 0,5 hPa).

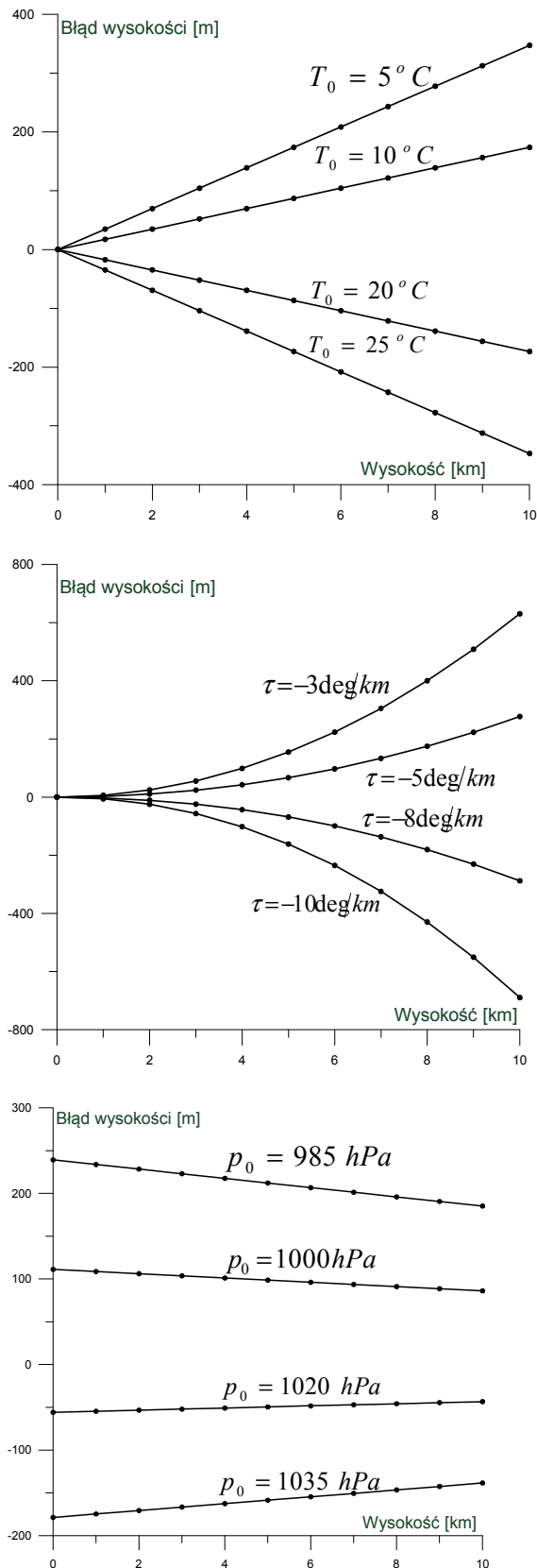


Rys. 4. Błędy pomiaru wysokości barometrycznej w funkcji wysokości dla różnych dokładności pomiaru ciśnienia statycznego

Fig. 4. Measurement errors of barometric altitude versus altitude for changeable metering accuracy of static pressure

Problemem istotniejszym niż dokładność czujników mogą okazać się odstępstwa rzeczywistych panujących warunków atmosfery od założonych w modelu atmosfery wzorcowej. Błędy te mogą osiągać duże wartości. Na rys. 5 przedstawiono przykładowe błędy wysokości powstałe na skutek zmiany głównych parametrów w modelu atmosfery wzorcowej.

Pierwszy z wykresów przedstawia błędy, gdy temperatura na poziomie morza nie jest równa $T_0 = 288,15 \text{ K}$. Drugi przedstawia błędy wynikające z innej niż nominalna wartości τ gradientu temperaturowego. Ostatni wykres jest dla innego niż $p_0 = 1013,25 \text{ hPa}$ ciśnienia na poziomie morza. Błędy te mogą osiągać wartości kilkuset metrów.



Rys. 5. Błędy w pomiarze wysokości barometrycznej powstałe wskutek odstępstw w stosunku do atmosfery wzorcowej (górny – inna T_0 , środkowy – inny τ , dolny – inne p_0)
Fig. 5. Errors of barometric altitude measure resulted of deviation from the standard atmosphere (upper-different T_0 , middle-different τ , lower-different p_0)

Nie przedstawiono sytuacji skrajnej (np. dla sytuacji, gdy na poziomie morza jest $-40^\circ C$ i lot odbywa się na wysokości 10 000 m).

Błędy te dodatkowo mogą się kumulować, osiągając istotnie duże wartości. Wysokościomierze barometryczne mają możliwość korygowania tylko jednego parametru – ciśnienia statycznego na poziomie lotniska. Wynika to z faktu zapewnienia wymogu największej dokładności podczas podejścia do lądowania. Zarówno błędy zależne od temperatury, jak i gradientu temperaturowego maleją wraz ze zmniejszaniem wysokości i osiągają zerowe wartości dla zerowej wysokości. Tylko w przypadku zmiany ciśnienia barometrycznego na poziomie zerowym błędy osiągają największe wartości. Dlatego w wysokościomierzach lotniczych wprowadzono możliwość modyfikacji tej wartości zgodnie z przekazanymi z lotniska wartościami.

Do pomiaru prędkości pionowej (wznoszenia lub opadania) statku powietrznego używa się przyrządów zwanych wariometrami. Najbardziej rozpowszechniona metoda polega na bezpośrednim różniczkowaniu ciśnienia statycznego. Schemat funkcjonalny takiego przyrządu z kapilarą oraz widok tarczy wskaźnika przedstawiono na rys. 6. Można również różniczkować sygnały elektryczne proporcjonalne do wysokości. Z innych metod: można również całkować przyspieszenie pionowe. Dla wariometru z kapilarą różnica ciśnień wewnątrz i na zewnątrz puszkii membranowej wynosi:

$$p_w - p_z = V_z \frac{128\eta l Q}{\pi d^4} = A V_z \quad (4)$$

gdzie:

- p_w - ciśnienie wewnątrz puszkii przyrządu,
- p_z - ciśnienie na zewnątrz puszkii przyrządu,
- V_z - prędkość pionowa,
- η - współczynnik lepkości powietrza,
- l - długość kapilary,
- Q - objętość przyrządu,
- d - średnica wewnętrzna kapilary,
- a - współczynnik zależny od temperatury powietrza podczas skalowania,
- A - stały współczynnik proporcjonalności.



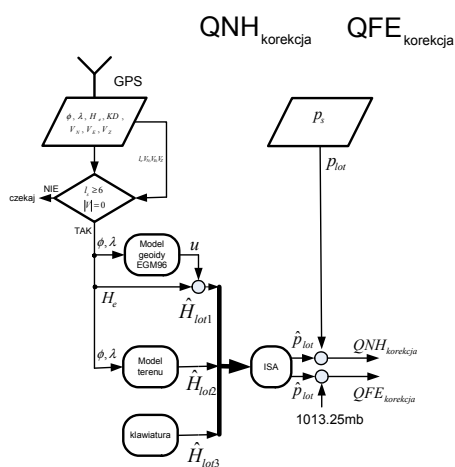
Rys. 6. Schemat funkcjonalny wariometru z kapilarą (z lewej) oraz widok wskaźnika (z prawej)

Fig. 6. Functional scheme of variometer with capillary (left) and view of indicator (right)

Poza przedstawionym wariometrem ciśnieniowym z kapilarą znane są również wariometry ciśnieniowe skrzydełkowe, gdzie różniczkowanie odbywa się z wykorzystaniem szczeliny pomiędzy ruchomym skrzydełkiem i obudową przyrządu

4. Usuwanie błędów addytywnych wysokościomierza barometrycznego wykorzystującego czujnik ciśnienia typu MEMS

Wraz z pojawieniem się powszechnie dostępnych czujników ciśnienia wykonanych w technologii MEMS (Micro Electro-Mechanical Systems) pojawiła się możliwość konstruowania bardzo małych, lekkich i energooszczędnych układów pomiarowych wysokości barometrycznej oraz prędkości pionowej. Czujniki ciśnienia typu MEMS charakteryzują się wysoką czułością, dobrą liniowością, dopasowanymi zakresami pomiarowymi oraz bardzo przystępną ceną. Widoczną wadą tych czujników jest pojawianie się, na skutek zewnętrznych zakłóceń, błędów addytywnych. Najistotniejsze zakłócenia powodujące niedokładności pomiarów to: zmiana temperatury (zwłaszcza gwałtowna) oraz drgania. Zakłócenia te są znaczące pomimo układów kompensacji (np. temperatury). Błędy addytywne są w czujnikach typu MEMS wyraźnie widoczne. Błędy multiplikatywne są na dużo niższym poziomie. Mając do dyspozycji najprostszymi odbiornik nawigacji satelitarnej można, nawet w warunkach silnych zakłóceń, skompensować pojawiające się błędy addytywne oraz przy okazji wyznaczyć poprawki ciśnienia QFE oraz QNH. Na rys. 7 przedstawiono schemat obliczeń tych poprawek przed lotem. Pierwszym źródłem informacji jest odbiornik GPS. Jeśli działa poprawnie (np. liczba widocznych satelitów jest większa od 6) oraz prędkość jest równa zero, wtedy wyznaczana jest długość i szerokość geograficzna samolotu oraz wysokość od elipsoidy. Przedstawiono trzy możliwości określenia wysokości lotniska. Pierwszy polega na odjęciu od zmierzonej wysokości undulacji, wyliczonej z modelu geoidy (np. EGM96). Drugi sposób polega na skorzystaniu z wysokościowej bazy terenu, a trzeci na wpisaniu znanej wartości wysokości (np. na lotniskach wysokość pasa startowego).



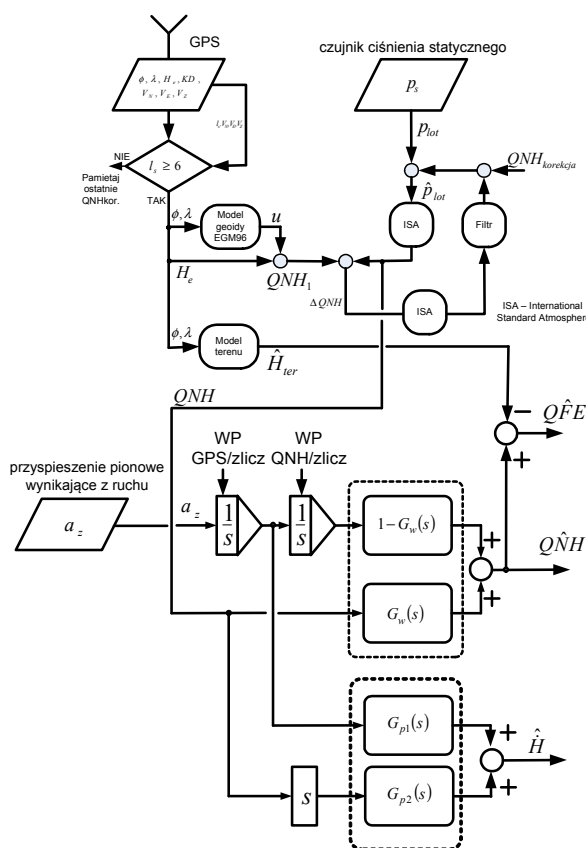
Rys. 7. Schemat obliczeń do wyznaczenia poprawek QNH i QFE
Fig. 7. Calculation scheme for estimation of QNH and QFE corrections

Ze znanej wysokości generowane jest według atmosfery wzorcowej odpowiadające ciśnienie przy założeniu, że na poziomie morza panuje ciśnienie 1013,25 hPa (zależ-

ność (3)). Różnica pomiędzy rzeczywiście zmierzonym ciśnieniem lotniska a wartością wynikającą z atmosfery wzorcowej jest poprawką QNH, która zawiera zarówno zmianę ciśnienia wynikającą ze zjawisk atmosferycznych (wyże i niżej baryczne), jak i z błędów addytywnych czujnika ciśnienia. Druga wyliczana wielkość to różnica pomiędzy ciśnieniem lotniska wg atmosfery wzorcowej oraz ciśnieniem równym 1013,25 hPa.

5. Integracja pomiarów wysokości barometrycznej i inercyjnej

Układ przedstawiony na rys. 8 pozwala na ciągły pomiar wysokości barometrycznej z możliwością chwilowej korekcji błędów czujnika ciśnienia oraz korekcji błędów wynikających ze zmian ciśnienia atmosferycznego. Pomiar wysokości barometrycznej obarczony jest zakłóceniami wysokoczęstotliwościowymi, spowodowanymi z jednej strony szumami czujnika, a z drugiej strony szumami wynikającymi z własności nadajnika ciśnienia statycznego i instalacji OCP (Odbioru Ciśnien Powietrznych). Aby wyeliminować te szумы oraz zwiększyć czułość układu, można przeprowadzić filtrację komplementarną z podwójnie całkowanym przyspieszeniem pionowym [3], [5]. Przy okazji można otrzymać zintegrowaną wartość prędkości pionowej. Propozycję takiego układu przedstawiono na rys. 8. Do zbudowania tego układu potrzebne jest pionowe przyspieszenie liniowe obiektu bez przyspieszenia grawitacyjnego.

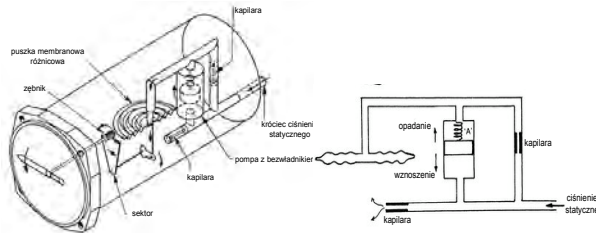


Rys. 8. Zintegrowany układ pomiaru wysokości i prędkości pionowej

Fig. 8. Fused measurement system of altitude and climb rate

6. Struktura zintegrowanego pomiaru wysokości i prędkości pionowej

Aby móc z przyspieszenia pionowego określić wysokość, należy dwa razy całkować wartość przyspieszenia pionowego. W przypadku prędkości pionowej należy całkować raz wartość przyspieszenia pionowego. Warunki początkowe do całkowania należy w pierwszym kroku ustalić na podstawie pomiaru z odbiornika GPS lub wyliczonej wartości QNH, a w kolejnych krokach należy podstawić wartości estymowane. Proponowana komplementarna struktura pomiaru prędkości pionowej jest wykorzystywana w zespolonych wariometrach baro-inercyjnych. Na rys. 9 przedstawiono schemat działania oraz budowę takiego przyrządu [4]. Podstawą jest zwykły wariometr membranowy z kapilarą uzupełniony elementem mierzącym przyspieszenie pionowe (bezwładnik w pompie). Taki zintegrowany wariometr cechuje większa czułość (działanie bezwładnika) przy stabilności długookresowej takiej, jak w typowym wariometrze membranowym.

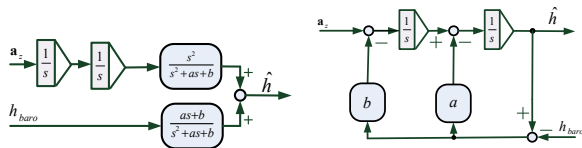


Rys. 9. Schemat działania (z prawej) i budowa (z lewej) wariometru baro-inercyjnego o strukturze, jak na rys. 8
Fig. 9. Functional scheme (right) and construction (left) of baro-inertial variometer with structure presented in Fig. 8

Przedstawiony na rys. 8 schemat filtra komplementarnego można dla transmitancji

$$G_w(s) = \frac{as + b}{s^2 + as + b}$$

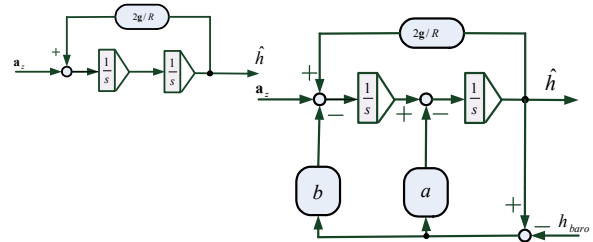
przedstawić w formie, jak pokazano na rys. 10. Oba przedstawione schematy są sobie równoważne.



Rys. 10. Schematy równoważne filtrów komplementarnych
Fig. 10. Equivalent schemes of complementary filters

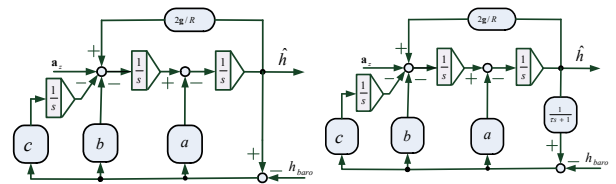
W rzeczywistych warunkach pojawia się jeszcze dodatkowy czynnik destabilizujący, dający dodatnie sprzężenie zwrotne (rys. 11). Wynika on z całkowania różnicy zmierzonego przyspieszenia pionowego i przyspieszenia ziemskiego przy zmieniającej się wysokości. Niezależnie od tego, jak dokładnie będą realizowane obliczenia, układ z rys. 11 (lewy) prowadzi w krótkim czasie do niewiarygodnych wyników. Dopiero sprzężenie tego pomiaru z pomiarem wysokości barometrycznej stabilizuje układ

i powoduje, że możliwe jest praktyczne jego wykorzystanie (rys. 11 z prawej).



Rys. 11. Proces całkowania przyspieszenia pionowego (lewy) i integracja tego pomiaru z wysokością barometryczną (prawy)
Fig. 11. Vertical acceleration integration process (left) and fusion of this measurement with barometric altitude (right)

Na rys. 12 przedstawiono dalsze możliwe modyfikacje zintegrowanej struktury pomiaru [6]. Z lewej strony wprowadzono dodatkowe sprzężenie zwrotne z całkowaniem w celu usunięcia błędów ustalonych, a na rysunku prawym wprowadzono w torze porównania sygnałów opóźnienie w sygnale estymowanym w celu eliminacji szkodliwego oddziaływania opóźnienia instalacji OCP na wynik integracji.



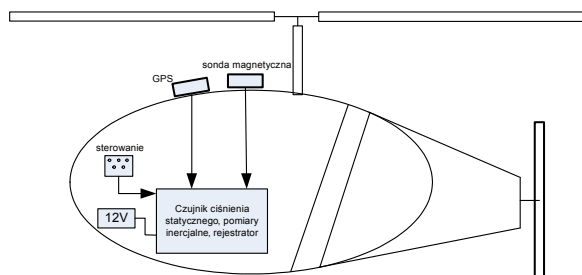
Rys. 12. Modyfikacje układu zintegrowanego: z lewej, wprowadzenie dodatkowego sprzężenia z całkowaniem, z prawej – eliminacja opóźnienia instalacji OCP
Fig. 12. Modification of fused system: setting of additional loop with integration (left), air system delay removal (right)

Właściwości układu zintegrowanego są następujące:

- Zintegrowany układ pozwala na dużą redukcję zakłóceń szumowych w torze pomiaru wysokości barometrycznej.
- Układ nie redukuje wolnozmiennych błędów w torze pomiaru ciśnienia barometrycznego; błędy te (w większości błędy addytywne) należy redukować w inny sposób (np. zgodny ze schematem z rys. 8).
- Tor pomiaru wysokości inercyjnej wprowadza do wartości estymowanych składnik szybkozmienny.
- Aby nie pojawiały się błędy ustalone w pomiarze prędkości pionowej, należy wprowadzić dodatkowe sprzężenie z całkowaniem (rys. 12 z lewej).
- Prawy układ z rys. 12, wprowadzający opóźnienia instalacji OCP, ma sens stosowania, gdy współczynnik opóźnienia jest duży (0,5–1 s).

7. Praktyczna estymacja wysokości i prędkości pionowej w locie wiatrakowca

Badania wykonano na obiekcie – wiatrakowcu. System zabudowano na wiatrakowcu Xenon firmy Celier [7]. Na rys. 13 przedstawiono egzemplarz wiatrakowca, na którym przeprowadzono próby. Jest to dwuosobowy wiatrakowiec wyposażony w silnik o mocy około 120 KM, napędzający trójłopatowe śmigło marki DUC o ręcznie przestawianym skoku. Wirnik firmy AIRCOPTER ma średnicę około 8,6 m. Przy masie własnej poniżej 300 kg wiatrakowiec Xenon, przy prędkości przelotowej 120 km/h, osiąga zasięg prawie 700 km.

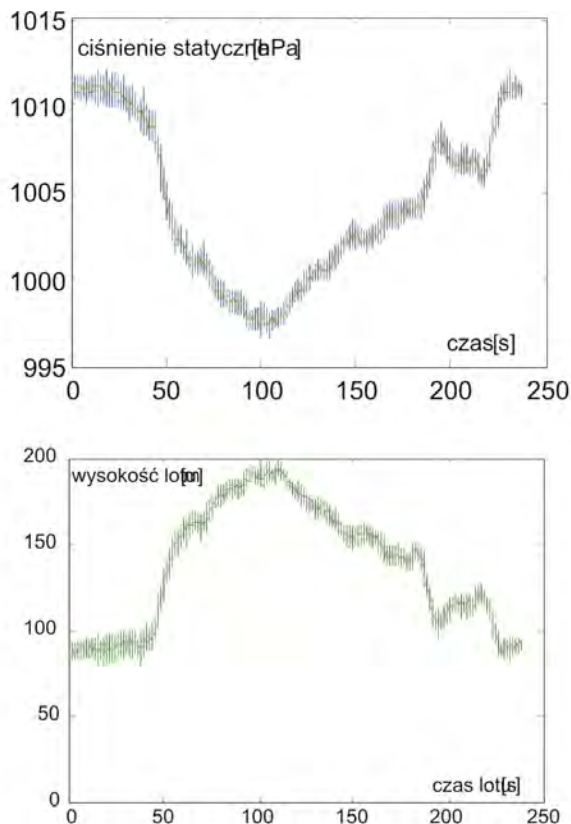


Rys. 13. Wiatrakowiec Xenon, na którym przeprowadzono próby oraz zainstalowany układ pomiarowy

Fig. 13. Autogyro Xenon, on witch tests have been conducted and installed measure system

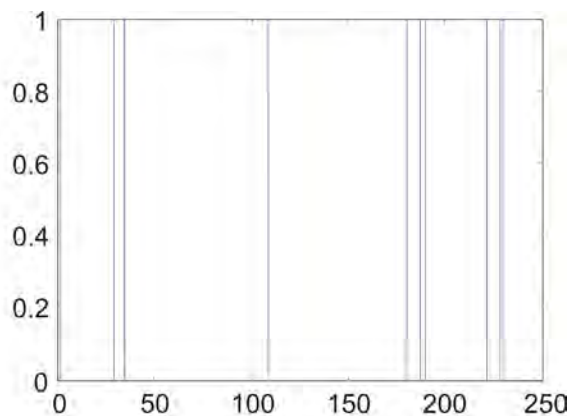
Na rys. 13 prawym przedstawiono strukturę systemu pomiarowego wykorzystanego w badaniach. W skład urządzenia wchodzi: jednostka centralna do przetwarzania danych oraz rejestracji wyników, odbiornik GPS, czujnik ciśnienia statycznego oraz 3 giroskopy i 3 przyspieszomierze oraz sonda magnetyczna. Wszystkie pomiary wykonane są z różnymi częstotliwościami (inercyjne 400 Hz, ciśnienie i sonda magnetyczna 10 Hz i odbiornik GPS 5 Hz) oraz są zapisywane w pamięci na karcie SD. Obliczenia i estymacje wykonano w trybie off-line na podstawie zarejestrowanych zbiorów danych podczas prób w locie. Na rys. 14 przedstawiono zmierzone podczas krótkiego lotu (czas lotu poniżej 250 s) ciśnienie statyczne (z lewej) i przeliczoną wg atmosfery wzorcowej wysokość barometryczną (z prawej).

W trakcie lotu, podczas gdy spełnione jest kryterium poprawnego pomiaru GPS (np. warunek widzialności odpowiedniej liczby satelitów), następowało kompensowanie błędów addytywnych czujnika ciśnienia w oparciu o dane z systemu nawigacji satelitarnej. Na rys. 15 przedstawiono okresy czasowe spełnienia kryterium.



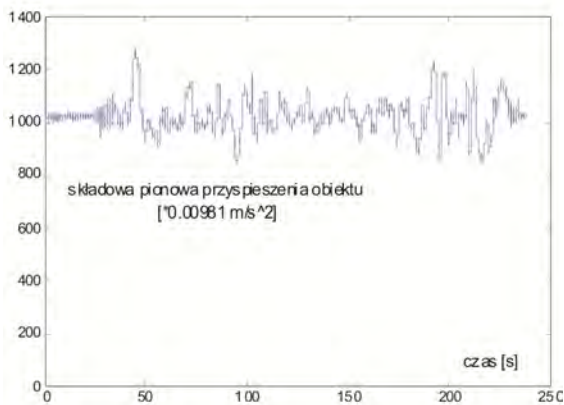
Rys. 14. Zmierzone ciśnienie statyczne (wykres górny, w hPa) oraz obliczona wysokość barometryczna (wykres dolny, w metrach)

Fig. 14. Measured static pressure (upper plot, hPa unite) and calculated barometric altitude (lower plot, meters)



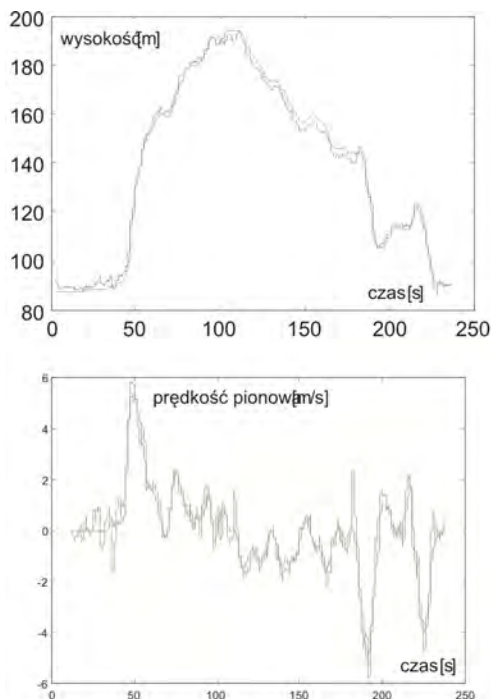
Rys. 15. Okresy czasowe, w których usuwano błędy addytywne czujnika ciśnienia statycznego

Fig. 15. Time periods, at witch additive errors of static pressure sensor have been removed



Rys. 16. Przebieg składowej pionowej przyspieszenia po filtracji i przed odjęciem przyspieszenia ziemskiego

Fig. 16. Course of vertical acceleration component after filtration and before subtraction of gravitational acceleration



Rys. 17. Wykresy estymowanej wysokości i prędkości pionowej (kolor niebieski) w porównaniu do wartości otrzymanych z odbiornika GPS (kolor zielony)

Fig. 17. Plot of estimated altitude and vertical speed (blue) in comparison to values received from GPS system (green)

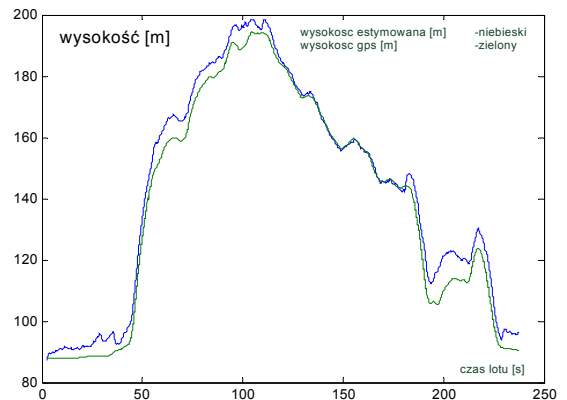
Zabudowane czujniki inercyjne (giroskopy i przyspieszeniometry) pozwalały na pomiar składowej pionowej przyspieszenia. Następowo to w wyniku transformacji przyspieszeń liniowych, po kompensacji przyspieszeń ruchu krzywoliniowego, do układu normalnego ziemskiego i odjęciu przyspieszenia ziemskiego. Do tego celu zostały wyznaczone kąty orientacji i macierz kosinusów kierunkowych. Na rys. 16 przedstawiono tę składową przyspieszenia przed odjęciem przyspieszenia ziemskiego.

Wynik końcowy w postaci przebiegu wysokości estymowanej oraz prędkości pionowej estymowanej przedsta-

wiono na rys. 17. Na wykresach tych dla porównania zamieszczono przebiegi wysokości i prędkości pionowej otrzymane z odbiornika nawigacji satelitarnej (wysokość względem geoidy).

8. Wnioski

Przedstawiony układ do estymacji wysokości i prędkości pionowej lotu stanowi próbę wprowadzenia do typowego systemu baro-inercyjnego czynnika korygującego, na tyle skutecznego, by móc wykorzystać do pomiaru ciśnienia statycznego czujnik typu MEMS charakteryzujący się ograniczoną dokładnością. Dokonano tego przy wykorzystaniu pomiarów wykonanych odbiornikiem GPS. Rzeczą istotną są warunki, przy których taka korekcja jest możliwa. Chodzi tu nie tylko o zapewnienie widzialności odpowiedniej liczby satelitów. Ważnym czynnikiem jest moment zmiany widocznych satelitów. Nawet przy zapewnieniu wystarczającej liczby satelitów, w momencie przełączania pojawia się przez krótką chwilę zwiększony błąd wysokości.



Rys. 18. Wykres wysokości w przypadku braku usuwania błędów addytywnych w porównaniu do wysokości GPS

Fig. 18. Altitude plot at absence of additive errors case in comparison to GPS height

W modelowym urządzeniu wykorzystano czujnik ciśnienia statycznego typu ASDX firmy Honeywell, o deklarowanym zakresie pomiarowym 1034 hPa oraz dokładności około 20 hPa. To zapewnia dokładność określenia wysokości z dokładnością około 167 m na poziomie morza. Wykonane próby wykazały, że jeśli w przeciągu lotu jest możliwa do przeprowadzenia korekcja co 2-3 min, to dokładność pomiaru rośnie do 5-10 m. Taką dokładność można w typowym wysokościomierzu osiągnąć przy dokładności czujników rzędu 0,5-1 hPa. Warto jeszcze zauważyć, że ta dokładność jest zachowana przy zmiennych warunkach otoczenia (temperatura, drgania) oraz pomimo zmian ciśnienia atmosferycznego. Jest to szczególnie ważne w samolotach bezpilotowych o długim czasie działania.

Bibliografia

1. J. Dziubiński: *Prędkościomierz małych prędkości*, Prace Instytutu Lotnictwa nr 201, 2009, 44-51.
2. R. P. G. Collinsom: *Introduction to Avionics*, Chapman & Hall, 1996, 23-56.

3. M. Kayton, W. R. Fried: *Avionics Navigation Systems*, John Wiley and Sons, Inc., 1997, 373-376.
4. E. H. J. Pallett: *Aircraft instruments and integrated systems*, Pearson, 1992, 60.
5. S. Popowski, W. Dąbrowski: *An Integrated Measurement of Altitude and Vertical Speed for UAV*, Scientific Proceedings of Riga Technical University, Series 6 „Transport and Engineering. Transport. Aviation Transport”, N27. – Riga, RTU, 2008, 197-205.
6. G. M. Siouris: *Aerospace Avionics Systems*, Academic Press, Inc., 1993, 209-228.
7. <http://www.celieraviation.eu/> ■

Altitude and rate of climb measurement on flying objects

Abstract: In the article the system for altitude and rate of climb measurement is proposed. Three sources of information are integrated in the system: barometric altitude, vertical acceleration and altitude acquired from GPS system supported by SBAS. Presented solution (being applied off-line) is verified by simulation tests as well as by computations with results of real in-flight tests completed on Celier's autogyro Xenon.

Keywords: measurement, estimation, altitude, rate of climb

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



mgr inż. Witold Dąbrowski

Starszy specjalista badawczo-techniczny w Instytucie Lotnictwa. Absolwent Wydziału Mechanicznego Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej z 1979 r. Zajmuje się lotniczymi układami pomiarowymi.

email: witold.dabrowski@ilot.edu.pl

