



## Systemy nawigacyjne miniaturowych bezzałogowych statków powietrznych

TOMASZ KRASZEWSKI, PIOTR KANIEWSKI, IRENEUSZ KUBICKI

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Elektroniki, Instytut Radioelektroniki,  
00-908 Warszawa, ul. gen. S. Kaliskiego 2, tomasz.kraszewski@wat.edu.pl

**Streszczenie.** W związku z realizowanym projektem badawczym, w centrum zainteresowania autorów znalazły się obiekty powietrzne należące do grupy małych bezzałogowych statków powietrznych — mini BSP, a dokładnie systemy nawigacyjne wykorzystywane na takich obiektach i ich integracja. Celem opracowania było przeprowadzenie analizy rozwiązań systemów nawigacyjnych stosowanych na współczesnych mini BSP. Przeanalizowano literaturę obejmującą różnego rodzaju publikacje (materiały konferencyjne, periodyki, prace naukowe). Dokonano przeglądu tej problematyki w szerokim zakresie stosowanych systemów — od tych będących w fazie badań symulacyjnych do takich zaimplementowanych na rzeczywistych obiektach powietrznych ze szczególnym zwróceniem uwagi na małe platformy powietrzne.

Przeprowadzone badania pozwoliły na wypracowanie obszernej wiedzy na temat współczesnych systemów nawigacyjnych przeznaczonych dla mini BSP. W ich wyniku dokonano podziału systemów na kilka podgrup w zależności od sposobu działania użytych sensorów składowych lub wykorzystanych przez nich technologii. Następnie przedstawione zostały przykłady takich systemów dla każdej ze stworzonych podgrup.

Analiza rozwiązań wykazała bardzo zróżnicowany zakres przedstawianych informacji o systemach nawigacyjnych zaimplementowanych na BSP. Podstawowym systemem wykorzystywanym na takich obiektach jest GPS/INS. W celu poprawy dokładności estymacji parametrów nawigacyjnych wykorzystuje się modyfikacje GPS — DGPS i RTK GPS oraz rozszerzenie systemu bazowego o dodatkowe sensory (SLAM, VISION) umożliwiające poprawę jakości nawigacji mini BSP.

Integracja informacji z sensorów odbywa się przy wykorzystaniu elementów filtracji nieliniowej ze szczególnym uwzględnieniem filtracji Kalmana i jej modyfikacji. Pojawiają się również inne algorytmy, ale są one w znacznej mniejszości.

Ograniczeniami dla elementów składowych systemów nawigacji na mini BSP oraz systemu jako całości są niewątpliwie jego parametry fizyczne — masa, wymiary, jak również zapotrzebowanie energetyczne. Kolejnym wymaganiami są również niezbędne moce obliczeniowe systemów komputerowych do pracy

w czasie rzeczywistym lub gromadzenia, przesyłania danych i ich obróbki po locie. Oczywiście te elementy, jak i inne uzależnione są w znaczącym stopniu od misji wykonywanej przez miniaturowy bezpilotowy statek powietrzny.

**Słowa kluczowe:** systemy nawigacyjne, bezzałogowe statki powietrzne, integracja sensorów, INS, GPS, SLAM

## 1. Wstęp

System bezzałogowego statku powietrznego (BSP), niezależnie od typu, składa się z kilku podstawowych elementów, które tworzą spójny system:

- właściwa platforma nośna wyposażona w sensory różnego rodzaju,
- system kontroli lotu, na który może się składać: system inercjalny, system satelitarny, magnetometr, barometr, wysokościomierz, odometr i in.,
- system transmisji danych zarejestrowanych za pomocą sensorów na platformie,
- naziemna stacja kontrolna, umożliwiająca projektowanie trasy lotu i zdalne kierowanie BSP.

W rzeczywistości istnieje wiele rodzajów i typów BSP odpowiadających potrzebom militarnym i cywilnym/komercyjnym mogących wykonywać różnego rodzaju zadania w zależności od ich wielkości, zasięgu, wyposażenia i możliwości.



Rys. 1. Przykładowe rozwiązania małych bezpilotowych statków powietrznych

W zależności od wielu czynników BSP charakteryzuje duża różnorodność typów i konstrukcji. Klasyfikację aparatów można wykonać, uwzględniając różne kryteria, m.in.: rodzaj napędu, wysokość, zasięg, czas lotu, ciężar własny, ładowność, przeznaczenie, koszt budowy itd. [4]. W związku z realizowanym tematem projektu w centrum zainteresowania znalazły się obiekty należące do *małych bezzałogowych statków powietrznych*.

## 2. Integracja danych nawigacyjnych

Analizując sposoby nawigacji obiektów powietrznych, można wyróżnić kilka podstawowych rodzajów: zliczeniowa, inercjalna, astronawigacja czy radionawigacja.

Zazwyczaj używane są one w różnych kombinacjach z wykorzystaniem odpowiednich algorytmów fuzji danych w celu poprawy parametrów nawigacyjnych.

Postęp w rozwoju czujników, elektroniki i komunikacji bezprzewodowej, jak również znaczny wzrost mocy obliczeniowych komputerów otworzyły nowe perspektywy dla BSP. Takie systemy stały się mniejsze, bardziej trwałe i tańsze. Jednym z najważniejszych elementów na BSP jest zestaw sensorów wykorzystywanych do uzyskania danych w czasie rzeczywistym oraz danych sterujących.

Tradycyjne metody wykorzystywane do nawigacji BSP opierają się zazwyczaj na fuzji informacji z GPS (ang. *Global Positioning System*) i INS (ang. *Inertial Navigation System*). INS jest samodzielnym systemem, które działa niezależnie od jakichkolwiek zewnętrznych sygnałów, zapewniając pełny zestaw parametrów nawigacyjnych, w tym położenie, prędkość i orientację. Jednak jedną z głównych jego wad podczas pracy w trybie samodzielnym jest gwałtowny wzrost błędów systematycznych w czasie. W przeciwieństwie do INS z krótkoterminową dokładnością pozycjonowania, GPS oferuje stosunkowo stałą dokładność, jeżeli sygnał satelitarny jest dostępny w trakcie całej misji, jednak sam w sobie nie zapewnia pomiarów orientacji przestrzennej.

Wiele ze scenariuszy lotu przewidywanych dla mini BSP (w terenie miejskim, w pomieszczeniach, w nieprzyjaznym (zakłócanym) środowisku itp. nie sprzyja wykorzystaniu nawigacji satelitarnej. Nawigacja w przypadku braku sygnału GPS może być wykonywana tylko przy użyciu IMU (ang. *Inertial Measurement Unit*). Jednak wielkość, waga i ograniczenia w mocy BSP poważnie ograniczają jakość IMU, które mogą być umieszczone na pokładzie.

W celu zwiększenia niezawodności nawigacji BSP potrzebna jest większa liczba sensorów lub pomiarów wykorzystywanych w systemie nawigacyjnym. Ponadto odległość w pionie i ruch BSP względem ziemi są kluczowymi informacjami dla automatycznej nawigacji i lądowania, ale ani GPS, ani INS nie mogą dostarczyć tych informacji. GPS, INS i czujniki wizyjne mają cechy, które mogą się wzajemnie uzupełniać w różnych sytuacjach.

Wymagania operacyjne stawiane małym BSP wprowadzają znaczne utrudnienia w stosunku do technologii stosowanych w większych obiektach. Takie uwarunkowania spowodowały rozwój mocno zintegrowanych systemów nawigacyjnych o małych wymiarach, masie i zapotrzebowaniu energetycznym zdeterminowanych rozwojem i zaawansowaniem technologii wyposażonych w dodatkowe sensory różnego rodzaju.

## 2.1. Satelitarne systemy nawigacyjne

Odbiornik GNSS (ang. *Global Navigation Satellite System*) jest istotnym elementem większości systemów nawigacyjnych wykorzystywanych na BSP. Stosowane mogą być różne metody, które zapewniają dokładne określenie pozycji od kilku metrów do poziomu centymetrów. Dokładność rozwiązań nawigacyjnych może być

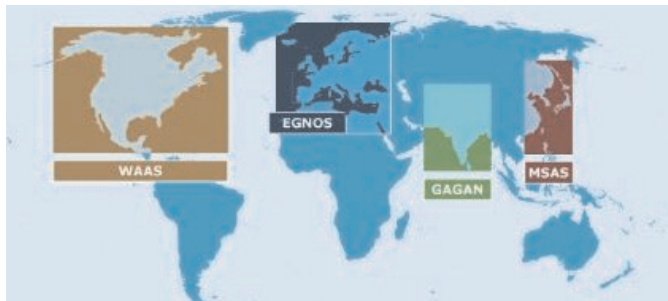
poprawiona poprzez implementację odpowiednich algorytmów fuzji informacji lub łączenie odbiornika GNSS z sensorami inercyjnymi.

Aplikacje systemów nawigacyjnych mogą wykorzystywać również w tym celu odbiorniki jednoczesnościowe lub wieloczesnościowe, a z drugiej strony niektóre aplikacje mogą używać informacji z kilku systemów satelitarnych dostępnych jednocześnie (GPS, GLONASS, GALILEO).

W momencie wyboru odbiornika GNSS niezbędne jest określenie, do czego będzie służył dany odbiornik oraz gdzie będzie on zamontowany. Najbardziej powszechnym zastosowaniem odbiorników GNSS na BSP jest realizacja procesu nawigacji obiektu powietrznego [7, 8]. Podstawowe techniki wyznaczania pozycji obiektów odsyłają do samodzielnych odbiorników GNSS. Wykorzystanie do określenia pozycji tylko takich odbiorników pociąga za sobą pewne ograniczenia ich stosowania przez: zablokowanie sygnału lub efekt wielodrogowości (sygnały odbite), warunki pogodowe i opóźnienia sygnałów w różnych warstwach atmosferycznych, dostępność co najmniej czterech satelitów w polu widzenia anteny odbiornika na potrzeby lokalizacji trójwymiarowej, błędy w zegarach satelitów. Istnieje kilka metod umożliwiających poprawę dokładności.

Pierwszym z rozwiązań jest różnicowy system satelitarny **DGPS** (ang. DGPS — *Differential GPS*) stworzony w celu korygowania błędów odbiornika użytkownika poprzez wykorzystanie drugiego odbiornika o znanej pozycji. Stacja bazowa wylicza poprawki pseudoodległości dla każdego satelity i wysyła je do użytkownika. Takie rozwiązanie jest możliwe, gdy odbiornik i stacja bazowa znajdują się w dość bliskiej odległości (promieniu 50 km) oraz niezbędna jest widoczność co najmniej czterech satelitów, żeby można stwierdzić, że sygnał satelitarny osiągnięty obydwoma odbiornikami dotyczy tego samego obszaru (tych samych błędów). Przesłanie poprawek do ruchomego odbiornika umożliwia dokładność określenia położenia do poziomu pojedynczego metra.

Dane korekcyjne transmitowane mogą być również poprzez geostacjonarne systemy satelitarne zwane ogólnie **SBAS** (ang. *Satellite Based Augmentation Systems*).



Rys. 2. Geostacjonarne systemy satelitarne [8]

Stosowanych jest kilka takich systemów: w Europie — EGNOS, w Ameryce Północnej — WAAS, MSAS w Japonii. Dla integracji BSP główną korzyścią z zastosowania odbiorników SBAS w porównaniu z DGPS jest brak konieczności posiadania systemu łączności do odbioru poprawek ze stacji bazowej.

Kolejnym sposobem poprawy estymacji położenia obiektu jest metoda **RTK** GPS (ang. *Real Time Kinematic GPS*) [8, 11] dostarczająca pomiarów z dokładnością centymetrów w czasie rzeczywistym. Antena odbiornika użytkownika powinna znajdować się w promieniu 10 km od stacji bazowej w celu połączenia radiowego w czasie rzeczywistym oraz uzyskania transmisji informacji i korekcji położenia. RTK GPS oferuje dwa rodzaje rozwiązań. Pierwsze z nich wymaga co najmniej czterech widocznych satelitów i dostarcza dokładności rzędu 20 cm do 1 m, a drugie co najmniej pięciu dostępnych satelitów i oferuje dokładność rzędu 2 cm. Dokładność rozwiązania RTK GPS zmniejsza się, gdy odległość pomiędzy odbiornikiem a stacją bazową rośnie. W praktyce wskazane jest, by odległość ta nie była większa niż 20-30 km w celu osiągnięcia dokładności rzędu centymetrów w czasie rzeczywistym.

Podsumowanie wszystkich wspomnianych metod poprawy dokładności estymacji miejsca położenia obiektu powietrznego przedstawiono w tabeli 1.

TABELA 1  
Dokładność wybranych metod pozycjonowania GNSS [8]

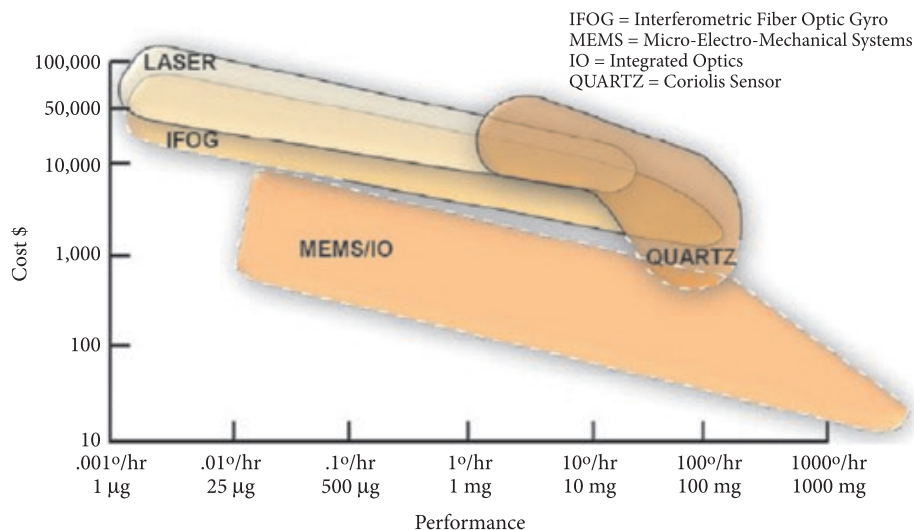
| Tryb                   | Dokładność    |               |
|------------------------|---------------|---------------|
|                        | Pionowa (RMS) | Pozioma (RMS) |
| Jednoczęstotliwościowy | 3 m           | 1,6 m         |
| Dwuczęstotliwościowy   | 1,9 m         | 1,3 m         |
| SBAS                   | 0,8 m         | 0,6 m         |
| DGPS                   | 0,9 m         | 0,5 m         |
| RTK                    | 2 cm          | 1 cm          |

## 2.2. Systemy nawigacji inercjalnej

Systemy nawigacji inercjalnej są szeroko wykorzystywane jako elementy systemów estymujących położenie obiektów. Aktualnie technologia IMU umożliwia wytwarzanie elementów w wielu rozmiarach, kształtach i w różnych cenach, uzależnionych od wymagań aplikacyjnych i oczekiwanych osiągnięć. Małe rozmiary, waga, wydajne zasilania i niskie koszty sensorów inercjalnych i mikrokontrolerów powodują poprawę stabilności platform, czyniąc je łatwiejszymi w sterowaniu.

Dokładność najczęściej używanych sensorów MEMS (ang. *Micro Electro-Mechanical Systems*) może być poprawiona poprzez ich integrację z innymi sensorami z jednoczesną rozbudową algorytmów estymujących parametry nawigacyjne lub

wykorzystanie innych technologii wytwarzania elementów systemów inercjalnych. W zależności od wymagań i możliwości można zdecydować się na różne technologie wykonania, przez to zróżnicowane dokładności i koszty elementów składowych systemu [13], co pokazuje rysunek 3.



Rys. 3. Koszt INS w funkcji technologii przyrządów INS [13]

Chociaż sensory zewnętrzne, jak radary, systemy wizyjne i inne, są coraz szerzej stosowane, to nadal podstawowym, najczęściej stosowanym rozwiązaniem w takich aplikacjach jest integracja GPS/INS. Najlepszym rozwiązaniem jest wykorzystanie pomiarów z obu tych podsystemów oraz użycie istniejących metod integracyjnych. Zazwyczaj techniki takie polegają na wykorzystaniu różnego rodzaju procesów filtracji w celu osiągnięcia dokładnych wyestymowanych stanów parametrów nawigacyjnych.

### 2.3. Metody integracji informacji nawigacyjnej

Jedną z najważniejszych możliwości autonomicznego bezzałogowego statku powietrznego jest możliwość dokonania przez niego dokładnego określenia swojej pozycji. Pewna i precyzyjna lokalizacja obiektu to istotny składnik działania każdego niezależnego lądowego, podwodnego czy powietrznego nościela.

Najbardziej powszechnym algorytmem używanym do estymacji stanów w procesie integracji systemów nawigacyjnych jest filtr Kalmana (KF). W rzeczywistości filtracja Kalmana oferuje wydajny, iteracyjny środek łączący informację z wielu sensorów w celu dostarczenia najlepszej estymaty położenia obiektu nawigowanego.

Przegląd metod estymacji parametrów zintegrowanych systemów nawigacyjnych prowadzi do wyróżnienia kilku najczęściej używanych metod integracji danych z tych systemów: linearyzowany filtr Kalmana (LKF — *linearized KF*) oraz rozszerzony filtr Kalmana (EKF — *extended KF*), jak również filtry cząstkowe (PF — *particle filter*) lub bezśladowy filtr Kalmana (UKF — *unscented KF*). Ponadto występują jeszcze w tym zagadnieniu takie techniki jak: sztuczne sieci neuronowe (ANN — *artificial neural network*) lub adaptacyjny system informacyjny oparty na logice rozmytej (ANFIS — *adaptive-network-based fuzzy inference system*).

LKF i EKF są najczęściej stosowane w projektowaniu oprogramowania systemowego służącego do nawigacji. LKF dostarczają rozwiązania prostego i mało kosztownego obliczeniowo, co jest bardzo atrakcyjne ze względu na nisko kosztowe aplikacje BSP. Natomiast EKF oferuje rozwiązanie bardziej dokładne, ale niestety kosztem większej złożoności obliczeniowej na obiekcie w powietrzu. Wybór jednego z nich będzie zależał od konkretnej sytuacji.

Należy zauważyć, iż EKF wykazuje pewne słabości w niektórych sytuacjach pomiarowych. W momencie gdy model użyty w procesie filtracji jest mocno nieliniowy, osiągi estymacji UKF są lepsze. Ponadto implementacja tego filtru jest prostsza niż EKF. Dla aplikacji na małych BSP jest to ważny argument z powodu ograniczeń na moc obliczeniową.

Jeśli natomiast chodzi o filtry cząsteczkowe, to są one rzadko wykorzystywane z powodu znacznego zapotrzebowania na moce obliczeniowe algorytmów.

### 3. Systemy nawigacyjne stosowane na mini BSP

Dokonując przeglądu szerokiego zakresu publikacji poruszających tematykę nawigacji, należy stwierdzić, że problematyka ta jest bardzo ważnym elementem w eksploatacji i użytkowaniu obiektów bezzałogowych niezależnie od środowiska ich ruchu.

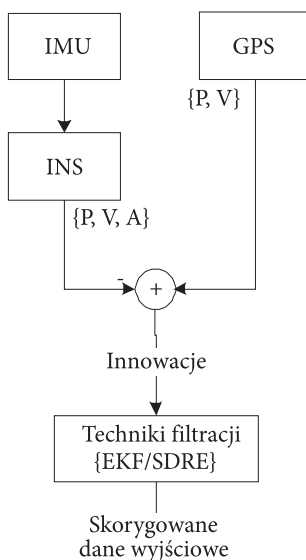
Analiza literaturowa dotycząca systemów nawigacyjnych na małych BSP, a zwłaszcza porównywanie poszczególnych rozwiązań, nie jest rzeczą prostą, gdyż każdy autor z inną szczegółowością opisuje proponowane lub zrealizowane rozwiązanie takiego systemu. W poszczególnych przypadkach jest to schemat blokowy, zdjęcia systemu lub urządzeń, zależności matematyczne algorytmów integracji danych nawigacyjnych, opis elementów i wykorzystywanych urządzeń, jak również wyniki badań symulacyjnych i odbywających się w realnym środowisku wskazanym przez użytkownika misji. Z powyższych powodów w dalszej części przedstawionych zostanie kilka wybranych z wielu, przeanalizowanych w różnego rodzaju publikacjach, przykładowych rozwiązań systemów nawigacyjnych implementowanych na mini BSP.

Takie systemy nawigacyjne można podzielić na podgrupy, w których opisane zostały zintegrowane systemy nawigacyjne złożone z odpowiednich sensorów lub wykorzystujące pewną zdefiniowaną technologię: GNSS/INS, VISION oraz SLAM [7].

Najpierw przedstawione zostały systemy oparte tylko na odbiornikach satelitarnych zintegrowanych z elementami nawigacji inercyjnej. Następnie rozpatrzono systemy wzbogacone dodatkowymi informacjami z różnego rodzaju sensorów zewnętrznych w celu poprawy parametrów nawigacyjnych.

### 3.1. GNSS/INS

System GNSS/INS zostanie przedstawiony na przykładzie [12], w którym autorzy zaprezentowali rozwiązanie fuzji informacji nawigacyjnej z wykorzystaniem filtracji nieliniowej (SDRE — ang. *state-dependent Riccati equation*) jako alternatywy dla używanej najczęściej w takich przypadkach filtracji Kalmana i jej różnych wariantów. Zastosowanie tej metody powoduje zmniejszenie błędów linearyzacji pogarszających w znacznym stopniu osiągi systemu w procesie lokalizacji BSP.



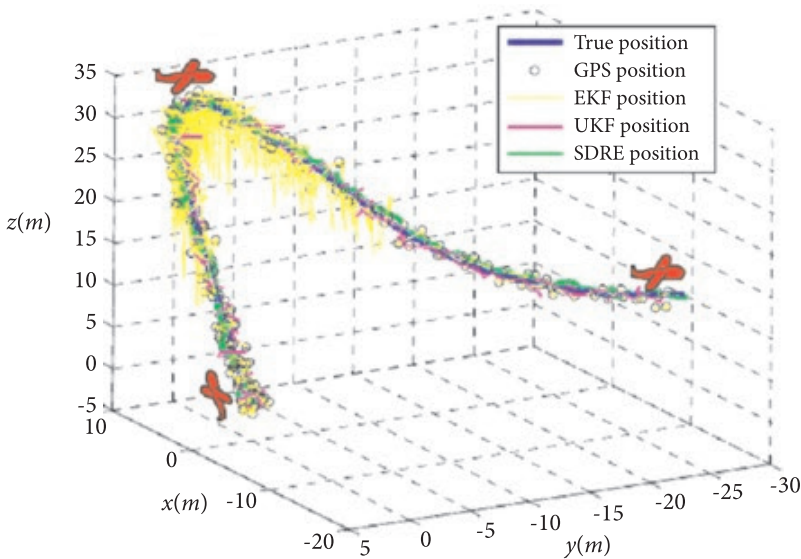
Rys. 4. Fuzja danych z systemów GPS/INS

Otrzymane rezultaty dla SDRE zostały porównane z wynikami EKF, na korzyść tej pierwszej. Dla mocno nieliniowych tras BSP rozwiązanie to osiąga też lepsze wyniki niż UKF. Na podstawie pomierzonych przez moduł IMU parametrów wyznaczono pozycję, prędkość i orientację platformy lotniczej. Przedstawiony został matematyczny model urządzenia, model stanów i obserwacji dla procesów filtracji. Wraz z upływem czasu błąd określania parametrów nawigacyjnych w systemie inercyjnym narasta. Nawet małe błędy w gyroskopach mogą akumulować się i powodować zakłamanie szacowania prędkości i pozycji obiektu.



Każdy taki system wymaga dodatkowej niezawodnej i skutecznej informacji, w celu zmniejszenia wpływu tych błędów. Takim rozwiązaniem może być system GNSS (tu GPS) oraz wykorzystanie go do fuzji informacji nawigacyjnej z wykorzystaniem algorytmów EKF i SDRE.

W kolejnym etapie po przeanalizowaniu elementów składowych systemu i algorytmów integracji danych z sensorów autorzy [12] przeprowadzili badania symulacyjne dla trajektorii przedstawionej na rysunku 5 i różnych metod filtracji.



Rys. 5. Trajektoria BSP i estymowane pozycje [12]

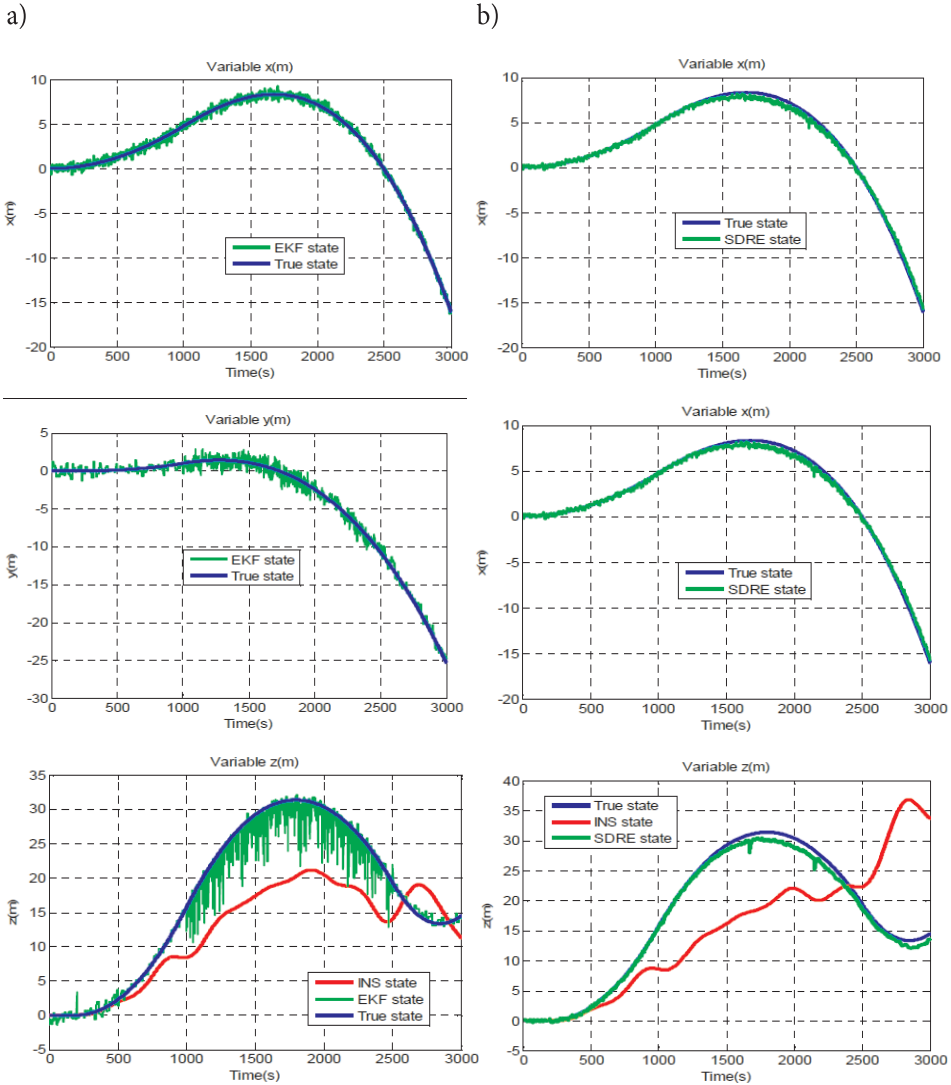
W tabeli 2 przedstawiono porównanie wartości odchylenia standardowego dla rozpatrywanych algorytmów (KF, EKF, UKF i SDRE). Lepszą precyzję określenia pozycji BSP osiąga filtr SDRE. EKF i UKF dają podobne wyniki, z wyjątkiem przypadków, gdy trajektoria jest mocno nieliniowa — tu zdecydowanie lepszy jest UKF.

TABELA 2

Porównanie odchylenia standardowego KF, EKF, UKF i SDRE dla symulowanej trasy

|      | $\sigma_x(m)$ | $\sigma_y(m)$ | $\sigma_z(m)$ |
|------|---------------|---------------|---------------|
| KF   | 59,0247       | 23,8104       | 49,2331       |
| EKF  | 3,4187        | 2,9710        | 7,8191        |
| UKF  | 3,1234        | 3,1995        | 3,5681        |
| SDRE | 4,0513        | 1,2580        | 3,0705        |

Wyniki estymacji z wykorzystaniem SDRE są dużo lepsze niż z EKF (rys. 6 a, b). Błąd lokalizacji dla dużych nieliniowości rośnie nieznacznie i mieści się w dopuszczalnych granicach dla problemu lokalizacji mini BSP.



Rys. 6. Estymowana pozycja BSP z EKF (a) oraz z SDRE (b)

Podsumowując powyższe rozważania, należy zauważyć, że przedstawiono tu cały tok realizacji systemu nawigacyjnego stosowanego na miniaturowych bezpilotowych statkach powietrznych od przedstawienia rodzajów poszczególnych sensorów,

analizy ich błędów, poprzez ich integrację z wykorzystaniem algorytmów filtracji nieliniowej, aż do wyników przeprowadzonych badań symulacyjnych.

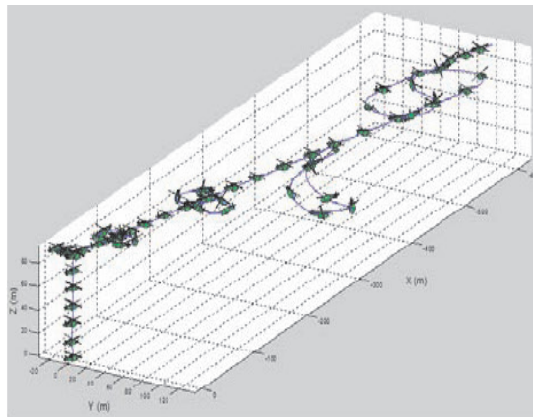
### 3.2. GNSS/INS/SENSOR

System GNSS/INS/SENSOR wykorzystujący dane z dodatkowego sensora (wysokościomierz) został przedstawiony na przykładzie opisanym w publikacjach [9, 10], zawierających etapy od zaprojektowania przez symulacje do realizacji praktycznej.

Podstawą zintegrowanych systemów nawigacyjnych jest koncepcja fuzji zasumionych obserwacji z sensorów: GPS, IMU i innych dostępnych sensorów. Standardem współczesnych rozwiązań jest wykorzystanie najszerzej stosowanego algorytmu do tego celu — EKF, który łączy pomiary z sensorów z predykowanymi wartościami pochodzącymi z modeli ruchu obiektu w celu wygenerowania estymacji bieżących stanów nawigacyjnych (pozycja, prędkość i orientacja przestrzenna). Filtr EKF ma pewne wady, dlatego poszukuje się innych rozwiązań, takich jak rodzina ulepszonych nieliniowych filtrów Kalmana zwanych SPKF (ang. *Sigma Point KF*), jako alternatywne rozwiązanie problemu nawigacji. Do zademonstrowania wyników użyty został wiropląt. Wskaźniki wydajności wskazały około 30% redukcję błędów w obu rodzajach estymat: orientacji i położeniu w stosunku do implementacji EKF.

Autorzy artykułów [9, 10] przedstawili przeprowadzone w pierwszej kolejności badania symulacyjne systemu BSP o dużej wierności odtworzenia, a następnie wyniki rzeczywistych pomiarów z wykorzystaniem platformy śmigłowej XCell-90 RC. Symulowany lot zawierał złożone akrobatyczne manewry jak np. gwałtowne wzniesienie i zawis, osiem figur itd.

W tabeli 3 (oraz na rysunkach 8 i 9) przedstawiona została względna procentowa wartość redukcji poziomu błędów SPKF w porównaniu do EKF dla ww. testów.



Rys. 7. Symulowana trajektoria BSP używana do eksperymentu estymacji stanów [9]

Standardowy estymator SPKF ma możliwość redukcji błędów estymacji pozycji i prędkości o około 10%, a kątów przechylenia i pochylenia o około 20%.

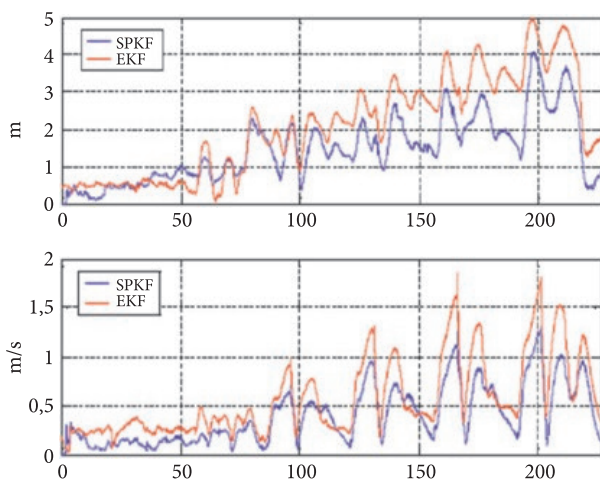
TABELA 3

Porównanie błędów filtrów EKF i SPKF [9, 10]

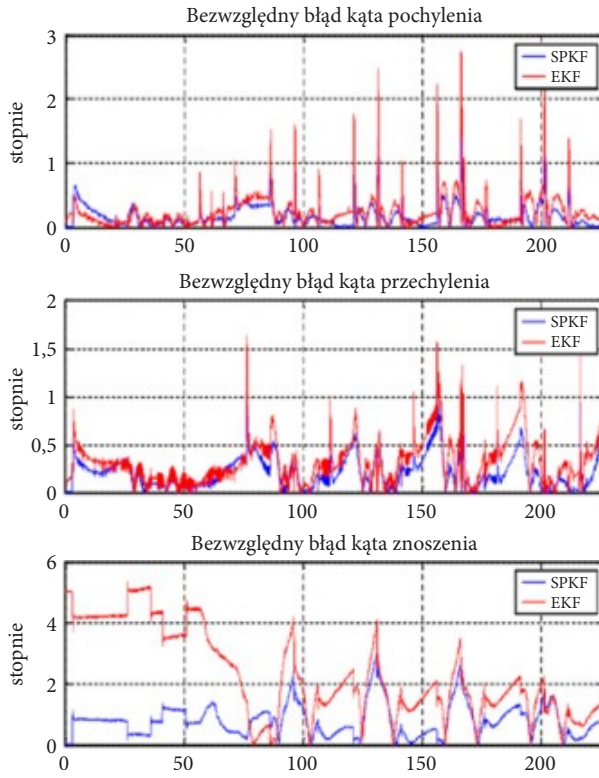
| Algorytm                             | Średni błąd RMS |                |                       |               |               |
|--------------------------------------|-----------------|----------------|-----------------------|---------------|---------------|
|                                      | Pozycja [m]     | Prędkość [m/s] | Kąty Eulera [stopnie] |               |               |
|                                      |                 |                | Przechylenie          | Pochylenie    | Znoszenie     |
| EKF                                  | 2,1             | 0,57           | 0,25                  | 0,32          | 2,29          |
| SPKF<br>(bez kompensacji opóźnienia) | 1,9<br>(10%)    | 0,52<br>(9%)   | 0,20<br>(20%)         | 0,26<br>(19%) | 1,03<br>(55%) |
| SPKF<br>(z kompensacją opóźnienia)   | 1,4<br>(32%)    | 0,38<br>(34%)  | 0,17<br>(32%)         | 0,21<br>(34%) | 0,80<br>(65%) |

Badania rzeczywiste odbyły się z wykorzystaniem BSP X-Cell-90 po wytyczonej trasie oblotu przedstawionej na rysunku 10. Natomiast na rysunku 11 pokazano przytoczone wyniki estymacji trasy lotu testowego BSP oraz jego pozycji.

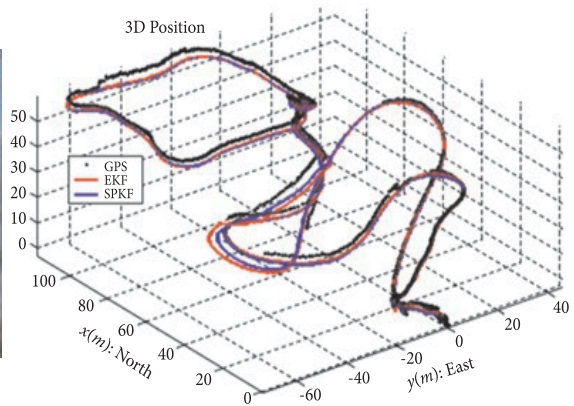
Metoda integracji bazująca na wykorzystaniu SPKF zapewnia wysoką wydajność i dokładność, w porównaniu do EKF, dzięki lepszemu dopasowaniu do nieliniowości oraz niesynchronicznych i opóźnionych pomiarów z sensorów. Jeśli chodzi o złożoność obliczeniową, to była ona w tym przypadku zbliżona.



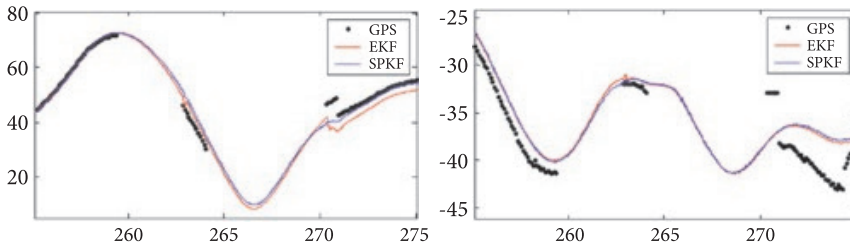
Rys. 8. Wyniki estymacji stanów — SPKF i EKF: błędy pozycji 3D (m) i prędkości (m/s) w funkcji czasu (s)



Rys. 9. Wyniki estymacji stanów — SPKF i EKF: kątów pochylenia, przechylenia i znoszenia — stopnie/czas



Rys.10. BSP X-Cell-90 w locie oraz wyniki estymacji pozycji 3D lotu testowego [9, 10]



Rys. 11. Wyniki estymacji pozycji (północ i w dół) podczas lotu testowego

### 3.2. GNSS/INS/SENSOR (CAMERA + VISUAL ODOMETER)

Inny system GNSS/INS/SENSOR wykorzystujący dane z dodatkowych sensorów — wizyjnych — opisano w [1, 2]. Zaprojektowanie takiego rozwiązania zintegrowanego systemu nawigacyjnego miało na celu zbadanie możliwości użycia obrazów satelitarnych lub lotniczych do poprawienia działania systemu nawigacyjnego BSP w przypadku zaniku sygnału GPS. System nawigacji BSP bazujący na sensorze wizyjnym, który łączy sensory inercyjne, odometr wizyjny i rejestracje wideo z pokładu BSP w celu otrzymania obrazu lotniczego odniesionego do powierzchni ziemi, został opracowany i przetestowany na danych z rzeczywistego lotu testowego. Wyniki eksperymentów pokazały, że możliwe jest wyodrębnienie użytecznej informacji o pozycji z obrazu lotniczego nawet na małej wysokości lotu. Wykazano, iż takie informacje mogą być stosowane w sposób zautomatyzowany w celu kompensacji odchyłki estymacji stanów BSP, które występują, kiedy używane są wyłącznie sensory inercyjne i odometr wizyjny.



Rys. 12. BSP RMAX [1]

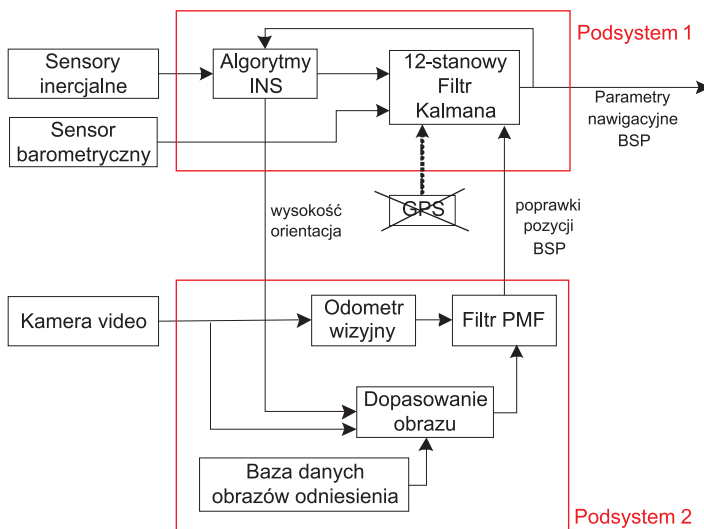
Takim rozwiązaniem może być kamera wideo będąca często na wyposażeniu BSP jako standardowy ładunek. W porównaniu z innymi sensorami są one lekkie i mają małe zapotrzebowanie energetyczne.

Do przeprowadzenia badań i testów architektury nawigacyjnej twórcy wykorzystali BSP RMAX, na którym zamontowano system nawigacyjny zastępujący GPS.

Architektura nawigacji zaproponowana w opracowaniach [1, 2] w celu rozwiązania problemu zaniku sygnału GPS opiera się na fuzji informacji z systemu

INS, kamery wideo i sensora ciśnienia barometrycznego. Informacja z sensorów podawana jest na filtr Kalmana, gdzie estymowany jest cały stan BSP (położenie, prędkość i orientacja). Dwie techniki przetwarzania obrazu, śledzenie cech i rejestracja obrazu, wykorzystywane są do aktualizacji filtra nawigacyjnego Kalmana w czasie braku sygnału GPS.

Odometr wykorzystuje dane z pokładowego obrazu wideo do określenia odległości przebytej przez BSP. Ponieważ na wyliczoną odległość ma wpływ dryft, więc niezbędna jest kompensacja dla tego błędu. W tym celu używany jest moduł rejestracji obrazu georeferencyjnego. Jeżeli rejestracja obrazu jest wykonana prawidłowo, możliwe jest wyznaczenie bezwzględnej pozycji BSP zbliżonej do wskazanej przez GPS.

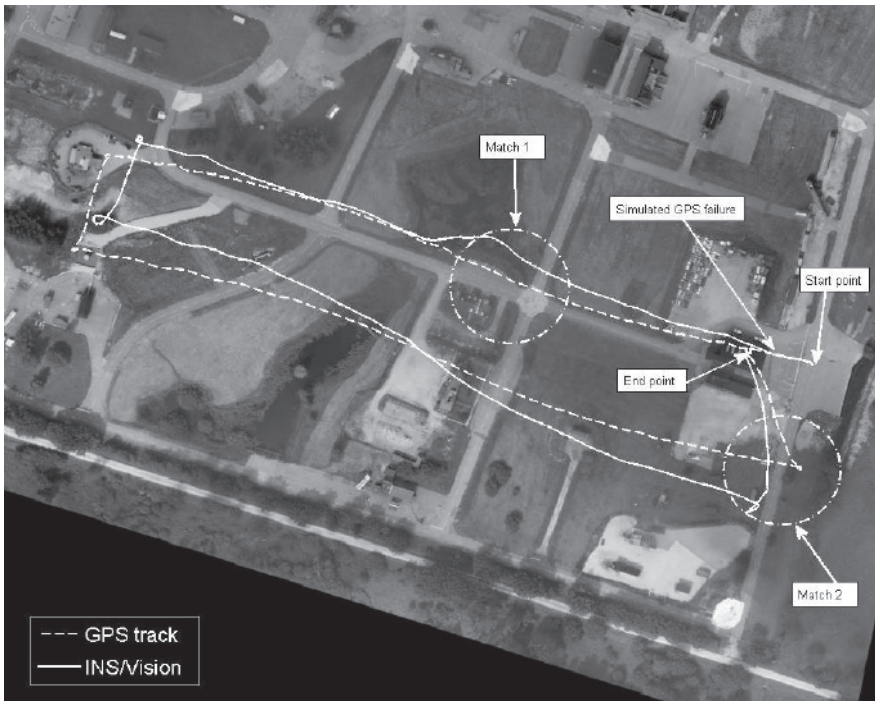


Rys. 13. Architektura integracji sensorów [2]

Zaproponowany w [1, 2] system został przetestowany przez twórców w czasie rzeczywistego lotu, podczas którego zapisywane były dane inercyjne, wysokość barometryczna i dane wideo. Dane te są wykorzystywane do wykazania możliwości, bez korzystania z GPS, do lotu po zamkniętej pętli bez akumulacji błędu odchylenia na końcu drogi. Lot odbywał się po trasie o długość testowej ok. 1 km, na wysokości 60 m z prędkością 3 m/s.

Szybko narastające w czasie błędy systemu INS mogą spowodować utratę kontroli nad BSP. Rozwiązanie INS/odometr stabilizuje prędkość, jednocześnie usuwając również błąd położenia. Z tego wynika, że takie rozwiązanie może zostać zastosowane do kontrolowania orientacji i prędkości BSP bez udziału GPS. Rezultat został uzyskany bez wcześniejszej informacji środowiskowej.

Jeśli BSP ma obejmować swoim zasięgiem małe obszary, to otrzymane powyżej rozwiązanie z systemu INS/VO może być wystarczające. Z drugiej strony, jeżeli odległość jest duża, niezbędny staje się mechanizm kompensacji odchylenia. Rozwiązanie usuwania błędu odchylenia zaproponowane w [2] z użyciem rejestracji obrazu zostało przetestowane, a wyniki zobrazowane na rysunku 14. Wybrano odchylenie standardowe na poziomie 1,4 m. Pierwsze dopasowanie wystąpiło na skrzyżowaniu dróg i wówczas BSP zaczyna wracać do prawidłowej trasy. Drugie dopasowanie nastąpiło na końcu trasy. Korekta dryftu wprowadzona została do systemu nawigacyjnego i ostateczny błąd pozycji wyniósł 3 m. Inne cechy podczas trasy były dopasowywane prawidłowo, ale nie były wystarczająco stabilne do aktualizacji położenia. Doświadczenie to pokazuje, że nawet tylko kilka dobrych dopasowań wystarczy, aby zrekompenzować dryf pozycji.



Rys. 14. Trasa badanego BSP oraz kompensacja błędu określenia pozycji z wykorzystaniem rejestracji obrazu [2]

W celu dalszej analizy zaprojektowanego rozwiązania niezbędne jest testowanie go w różnym terenie. Zmiana obiektywu na szerokokątny może poprawić liczbę informacji, które znajdują się w rejestrowanym obrazie. Do systemu mogą zostać dołączone wysokościomierze radarowe w celu otrzymania wysokości w sposób bezpośredni.



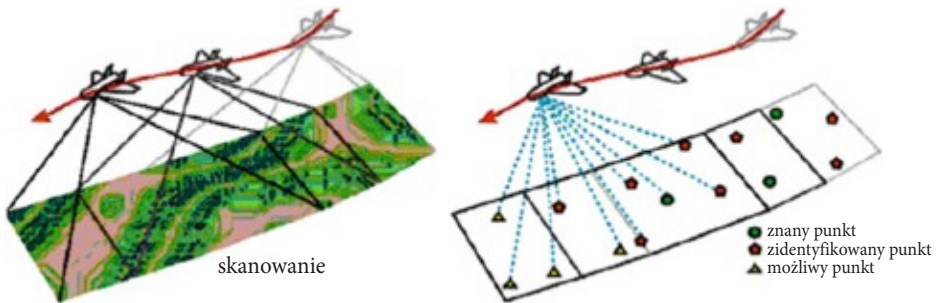
### 3.3. GNSS/INS/SLAM

Kolejną podgrupą systemów nawigacyjnych instalowanych na BSP są systemy złożone z systemu bazowego GNSS/INS oraz dodatkowego elementu w postaci sensora technologii SLAM (ang. *Simultaneous Localization and Mapping*) służącego do poprawy jakości parametrów nawigacyjnych BSP.

System wykorzystujący dane z dodatkowego sensora opartego na SLAM został przedstawiony w [5, 6]. Algorytm SLAM to system nawigacyjny wspomagany obrazem terenu oparty na punktach charakterystycznych posiadający zdolność jednoczesnego tworzenia map w czasie rzeczywistym oraz wykorzystania ich do ograniczenia błędów systemu inercyjnego oraz zaników sygnału GPS.

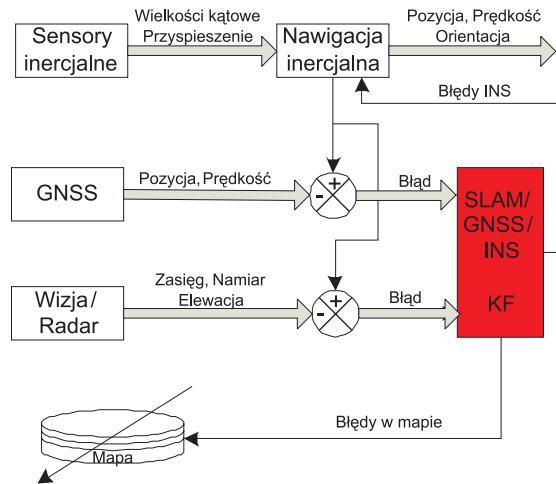
W dalszej części opracowania [5, 6] przedstawiono rozszerzenie systemu GPS/INS o SLAM, który może dostarczać informacji o parametrach nawigacyjnych statku powietrznego bez potrzeby posiadania a priori infrastruktury GPS, naziemnych latarni kierunkowych czy załadowanych wcześniej map.

W przypadku dostępności sygnału GPS system SLAM tworzy mapę punktów charakterystycznych, używając rozwiązania GPS/INS. W momencie zaniku tego sygnału tworzona wcześniej i uaktualniana na bieżąco mapa służy do ograniczenia błędów INS. Wyniki pokazują, że w ten sposób można zapewnić niezawodne i precyzyjne rozwiązanie oparte na nawigacji z wykorzystaniem punktów charakterystycznych nawet w przypadku braku sygnału satelitarnego lub w nieznanym środowisku.



Rys. 15. Ogólna zasada działania technologii SLAM [5]

Podchodząc do problemu, pojazd rozpoczyna nawigowanie w nieznanym lokalizacji i nieznanym środowisku. Gdy sensory pokładowe wychwycą charakterystyczne punkty z otoczenia, estymator SLAM zwiększa liczbę lokalizacji znaczników w pewnej globalnej ramce odniesienia i rozpoczyna estymowanie stanów obiektu i map równocześnie z kolejnymi obserwacjami. Zdolność do estymowania zarówno lokalizacji pojazdu, jak i map możliwa jest dzięki wykorzystaniu korelacji, które istnieją pomiędzy obiektem i znacznikami oraz pomiędzy samymi znacznikami.

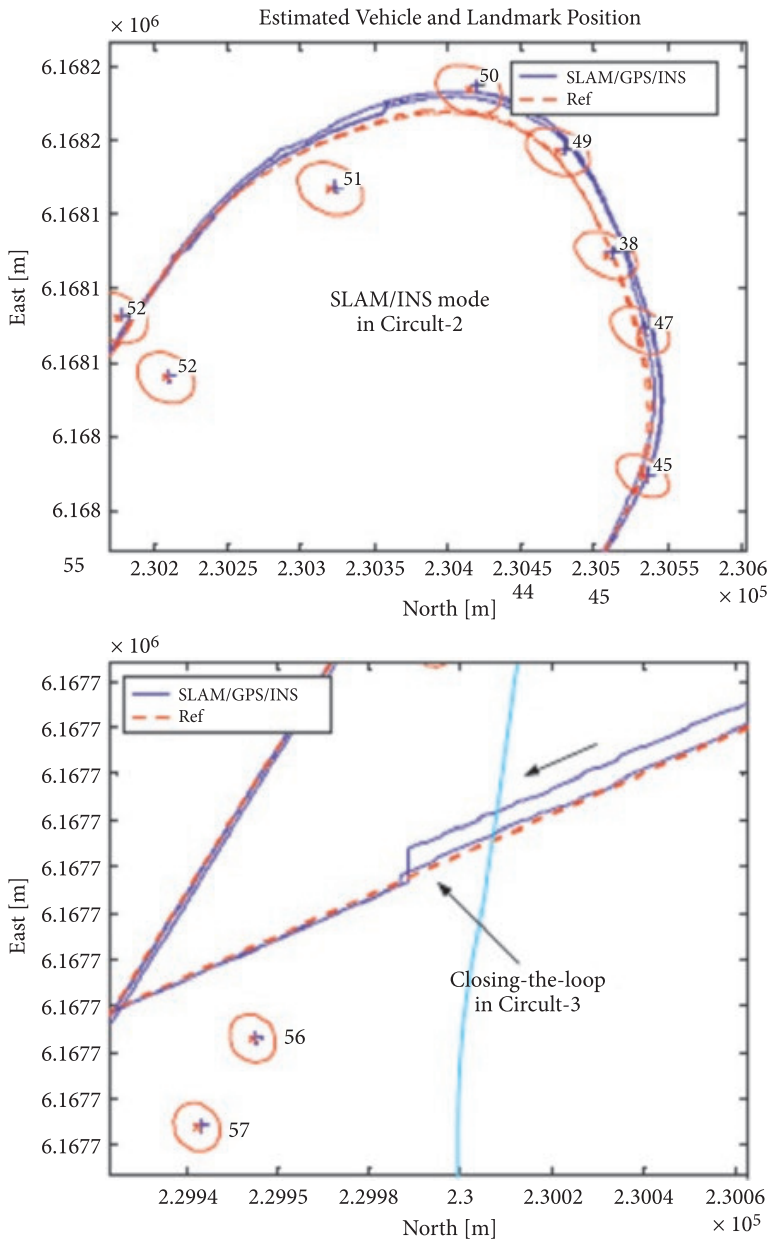


Rys. 16. Rozszerzony system GPS/INS o SLAM [6]

Rysunek 16 przedstawia strukturę algorytmu GPS/INS rozszerzonego o SLAM. W tym przypadku INS oraz mapa są poza filtrem SLAM, a mapa traktowana jest jako zewnętrzna baza danych. Filtr integracyjny działa albo jako filtr śledzący znaczniki, albo filtr SLAM w zależności od dostępności sygnału GNSS. Jeśli GNSS zapewnia niezawodne dane, wówczas obserwacje z pokładowego sensora wizyjnego lub radaru używane są do tworzenia mapy znaczników, a filtr SLAM/GNSS/INS szacuje błędy INS i mapy — wyniki te wykorzystywane są w systemie śledzenia znaczników lub obiektu. Jednak przy zaniku sygnału satelitarnego dane wizyjne lub radarowe wykorzystuje się do estymacji błędów INS i mapy dla systemu SLAM. Chociaż brakuje danych GNSS, pojazd może być nawigowany w sposób niezawodny w zasięgu widoczności mapy.

W celu zweryfikowania założeń systemu, autorzy [5, 6] sformułowali modele błędów algorytmu GPS/INS/SLAM i strukturę filtru Kalmana oraz przeprowadzili testy. Lot odbywał się po trzech turach około 100 m nad podłożem, trwał 460 s, a średnia prędkość wyniosła 40 m/s. Na podłożu umiejscowiono 80 znaczników. W celu zasymulowania zaniku sygnału GPS, był on niewidoczny pomiędzy 130 a 420 s realizacji. W związku z powyższym przez 130 s system GPS/INS/SLAM działa w trybie mapowania, śledzenia znaczników. W przeciwieństwie do innych konwencjonalnych systemów nawigacyjnych GPS/INS/SLAM utrzymuje informację o korelacji wzajemnej pomiędzy INS a mapą, co umożliwia zwiększenie osiągnięć INS oraz jest niezbędne do funkcjonowania SLAM w przypadku zaniku sygnału GPS.

W momencie zaniku sygnału satelitarnego system GPS/INS/SLAM zachowuje się jak system SLAM/INS. Błędy INS i map są szacowane tylko na podstawie obserwacji znaczników. Znaczniki zarejestrowane podczas dostępności GPS mogą być efektywnie wykorzystane do oszacowania tych błędów.



Rys. 17. System SLAM/INS podczas zaniku sygnału GPS [5, 6]

Bardzo interesujące jest działanie SLAM na rysunku 17, gdzie po zaniku sygnału GPS błąd INS powinien znacznie narastać, jednak dzięki zastosowanemu rozwiązaniu zostaje skutecznie wyeliminowany. Niepewność mapy maleje monotonicznie do momentu zobaczenia znacznika, kiedy to błąd może być ograniczony. Z wykresów wynika, że system GPS/INS/SLAM może realizować nawigację i mapowanie przez znacznie dłuższy czas zaniku sygnału GPS.

Nowa koncepcja autonomicznej nawigacji BSP przedstawiona na podstawie SLAM pokazuje, że system taki z sensorem zasięgu, namiaru i elewacji może efektywnie ograniczyć błędy systemu INS z jednoczesnym tworzeniem mapy w nieznanym środowisku. System GPS/INS wsparty SLAM pokazuje dwa tryby działania: śledzenia i mapowania z użyciem informacji GPS oraz drugi, ważniejszy — wsparcie INS przy jednoczesnym zaniku GPS. Wyciągając wnioski, należy stwierdzić, że nisko kosztowe systemy INS/GPS wsparte SLAM mogą być efektywnie wykorzystywane w różnych sytuacjach zaniku sygnału satelitarne.

Wydajne zarządzanie mapą dla dużej skali SLAM i implementacje w czasie rzeczywistym na BSP z użyciem tanich sensorów staną się zapewne w niedługim czasie rozwiązaniami powszechniej wykorzystywanymi dla BSP.

## 4. Podsumowanie

Rozpoczynając podsumowanie, należy stwierdzić, że analiza rozwiązań wykazała bardzo różnicowany zakres przedstawianych informacji o systemach nawigacyjnych zaimplementowanych na mini BSP. Do danych dostępnych dla zainteresowanych w zależności od stopnia szczegółowości należą:

- elementy składowe systemów (schemat blokowy, rodzaj sensora, dokładny model urządzenia, zdjęcia, parametry),
- sposób integracji informacji nawigacyjnej z poszczególnych elementów składowych systemu nawigacji (schemat blokowy, opis słowny, zależności matematyczne różnego poziomu złożoności),
- wyniki przeprowadzonych badań w postaci tabelarycznej, opisu słownego bądź wykresów (symulacyjne lub w warunkach rzeczywistych z wykorzystaniem konkretnego modelu małego bezpilotowego statku powietrznego).

Można śmiało stwierdzić, iż do podstawowych elementów składowych zintegrowanych systemów nawigacyjnych należy zaliczyć odbiorniki systemów satelitarnych oraz elementy nawigacji inercjalnej. One stanowią bazę dalszych rozważań w stosunku do ewentualnej poprawy dokładności określenia parametrów nawigacyjnych obiektów powietrznych typu mini BSP. Ich właściwości mają charakter komplementarny: systemy GNSS posiadają dobrą dokładność długoterminową, zaś systemy INS krótkoterminową, ponadto sygnał z systemu satelitarne może zostać zakłócony lub zaniknąć, co raczej nie zdarzy się w przypadku elementów systemu inercjalnego.

Jeżeli chodzi o odbiorniki systemów satelitarnych, to zazwyczaj rozpatrywany jest system GPS, chociaż występują też i inne, ale są to przypadki raczej sporadyczne. Istnieje też możliwość zaimplementowania odbiorników wielosystemowych. Ponadto w przypadku GPS możliwe jest wykorzystanie technologii DGPS lub RTK celem wstępnego udokładnienia parametrów nawigowanego mini BSP.

Systemy nawigacji inercyjnej są zazwyczaj reprezentowane przez gotowe inercyjne moduły pomiarowe będące już w pełni autonomicznym elementem współpracującym informację niezbędną do dalszej integracji informacji w systemie nadrzędnym. W przypadku elementów składowych systemów inercyjnych (gyroskopów i przyspieszeniomierzy) ich osiągi determinowane są przez rozmiary, masę, zapotrzebowanie energetyczne i koszt zakupu. Wszystkie te elementy związane są z zastosowaną technologią użytą do ich budowy.

Integracja informacji z sensorów nawigacyjnych odbywa się zazwyczaj przy wykorzystaniu elementów filtracji nieliniowej ze szczególnym uwzględnieniem filtracji Kalmana i jej modyfikacji. Pojawiają się również inne algorytmy stosowane do tych celów, ale są one w znacznej mniejszości.

Rozpatrując sensory wykorzystywane do poprawy estymacji parametrów nawigacyjnych BSP, należy zauważyć, że najczęściej wykorzystywane są wysokościomierze oraz elementy systemów wizyjnych. Jeśli chodzi o technologię SLAM, to jest ona na razie jeszcze mało popularna, ale w dobie dzisiejszego postępu technologicznego w niedługim czasie może zdecydowanie wkroczyć do systemów nawigacyjnych na mini BSP.

Pewnymi ograniczeniami dla elementów składowych systemów nawigacji na miniaturowych bezpilotowych statkach powietrznych oraz systemu jako całości są niewątpliwie ich parametry fizyczne — masa, wymiary, jak również zapotrzebowanie energetyczne. Kolejnym elementem wskazanym do rozpatrzenia są także niezbędne moce obliczeniowe systemów komputerowych do pracy w czasie rzeczywistym lub gromadzenia, przesyłania danych i ich dalszej obróbki po locie. Oczywiście ten element, jak i inne uzależnione są w znaczącym stopniu od misji wykonywanej przez miniaturowy bezpilotowy statek powietrzny.

Projekt współfinansowany przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju w ramach Programu Badań Stosowanych jako Projekt Badawczy PBS1/B3/15/2012.

#### LITERATURA

- [1] G. CONTE, P. DOHERTY, *Vision-Based Unmanned Aerial Vehicle Navigation Using Geo-Referenced Information*, *EURASIP Journal on Advances in Signal Processing*, 2009.
- [2] G. CONTE, P. DOHERTY, *An Integrated UAV Navigation System Based on Aerial Image Matching*, *IEEE Aerospace Conference, Big Sky, Montana, USA, 1-8 March 2008*, 1-10.
- [3] M.S. GREWAL, L.R. WEILL, A.P. ANDREWS, *Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and Integration*, John Wiley & Sons, Inc. Hoboken, New Jersey, 2007.

- [4] G. HEIN, M. DE F. BENTO, *Unmanned Air Vehicles An Overview*, Inside GNSS magazine, 3, 1, styczeń/luty 2008.
- [5] J. KIM, S. SUKKARIEH, *6DoF SLAM aided GNSS/INS Navigation in GNSS Denied and Unknown Environments*, Journal of Global Positioning Systems, 4, 1-2, 2005, 120-128.
- [6] J. KIM, S. SUKKARIEH, *SLAM aided GPS/INS Navigation in GPS Denied and Unknown Environments*, The 2004 International Symposium on GNSS/GPS, 6-8 grudnia 2004, Sydney, Australia.
- [7] T. KRASZEWSKI, P. KANIEWSKI, I. KUBICKI, *Rozwiązania systemów nawigacyjnych współczesnych bezzałogowych statków powietrznych*, VIII Krajowa Konferencja „Diagnostyka techniczna urządzeń i systemów”, 3-7 czerwca 2013, Ustroń, Polska.
- [8] J. LEYSENS, *GNSS positioning for UAV Applications*, International Symposium Light Weight Unmanned Aerial Vehicle Systems and Subsystems, Oostende (Belgium), marzec 2009.
- [9] R. VAN DER MERWE, E.A. WAN, S.J. JULIER, *Sigma-Point Kalman Filters for Nonlinear Estimation and Sensor-Fusion — Applications to Integrated Navigation*, Proc. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf. Exhib., 2004, 1735-1764.
- [10] R. VAN DER MERWE, E.A. WAN, *Sigma-Point Kalman Filters for Integrated Navigation*, Proceedings of the 60th Annual Meeting of The Institute of Navigation, Dayton, Ohio, USA, 7-9 June 2004, 641-654.
- [11] Y. MORALES, T. TSOBOUCHI, *DGPS, RTK-GPS and StarFire DGPS Performance Under Tree Shading Environments*, IEEE International Conference on Integration Technology, ICIT'07, 2007, 519-524.
- [12] A. NEMRA, N. AOUF, *Robust INS/GPS Sensor Fusion for UAV Localization using SDRE Nonlinear Filtering*, IEEE Sensors Journal, 10, 4, 2010, 789-798.
- [13] G.T. SCHMIDT, *Low-cost Navigation Sensors and Integration Technology*, RTO Lecture Series, 2011.

T. KRASZEWSKI, P. KANIEWSKI, I. KUBICKI

### Navigation systems of mini unmanned aerial vehicles

**Abstract.** In connection with a realized research project, the authors were focused on aircrafts belonging to the group of small unmanned aerial vehicles — mini UAV, precisely the navigation systems used on such objects and their integration.

The aim of the study was to analyze the solutions of navigation systems used in today's mini UAV. We analyzed the literature covering various publications (conference materials, periodicals, theses). A review of these issues was made in a wide range of these systems — from those which were in the phase of simulation for such objects that were implemented in the real aircraft, with particular emphasis on small aerial platforms.

The study allowed us to acquire extensive knowledge of modern navigation systems designed for many unmanned aerial vehicles. As a result, the systems were divided into several groups depending on the action mode of the used sensors or technologies used by these sensors. Subsequently, there were presented the examples of such systems which were designed for each of the subgroups.

Analysis of the solutions showed a very diversified range of presented information about navigation systems implemented in the mini UAV. The basic system used on the mini UAV is a GPS/INS integrated system. In order to improve the accuracy of navigation parameters estimation, GPS modifications — DGPS and RTK GPS were used and basic system extension of additional sensors (SLAM, VISION) for improving the quality of UAV navigation.

Integration of the information from the sensors is performed with the aid of non-linear filtering elements with particular reference to the Kalman filter and his modifications. There are also other algorithms, but they occur very rarely.

Limitations for navigation systems' components on mini UAV and the whole system are no doubt their physical parameters — weight, dimensions and energy requirements. Another condition it is the necessary computing power of the computer systems to operate and collect data in real-time and to process data after the flight. Of course, these limitations and requirements depend on the carried out missions by miniature unmanned aerial vehicles.

**Keywords:** navigation systems, unmanned aerial vehicles, sensors integration, INS, GPS, SLAM

