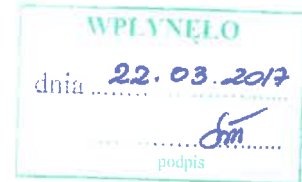


Kraków 22 03 2017r.

Dr hab. inż. Krzysztof Oprzędkiewicz, prof. AGH
AGH, Wydział EAIIB
Katedra Automatyki i Inżynierii Biomedycznej



Recenzja
Rozprawy doktorskiej
Mgr inż. Pawła Zagórskiego
Tytuł:
„Nanosatellite attitude estimation”
(Estymacja orientacji nanosatelity)

Recenzowana praca powstała pod kierunkiem naukowym Prof. dra hab. inż. Wojciecha Gregi. Recenzję przygotowano na zlecenie Dziekana Wydziału EAIIB AGH (pismo nr WEAIIB-b/510-5-2/12) działającego w oparciu o decyzję Rady Wydziału EAIIB z dnia 02 03 2017r.

1. Zakres i cel rozprawy

We współczesnej inżynierii kosmicznej coraz większe znaczenie ma opracowanie konstrukcji i metod sterowania dla pewnych specyficznych klas pojazdów kosmicznych, jakimi są mikro-, nano- i pikosatelity. Wspólną cechą wszystkich tych pojazdów są ich bardzo mała masa i rozmiary oraz koszty budowy w stosunku do znanych od wielu lat pojazdów kosmicznych tej klasy. Mała wielkość determinuje z jednej strony znacznie niższe koszty ich budowy oraz wyniesienia na orbitę, ale jednocześnie generuje zupełnie nowe wyzwania podczas ich projektowania i użytkowania, a w szczególności podczas konstrukcji i konfiguracji systemu sterowania. Platforma sprzętowo-programowa dostępna na pokładzie nanosatelity jest mocno ograniczona zarówno pod względem możliwości obliczeniowych, jak i zasilania w energię.

Z powyższych względów hipotezy naukowe sformułowane we wstępie do pracy (s. 1-2) należy uznać za nadzwyczaj trafne i istotne z punktu widzenia zarówno naukowego, jak też w aspekcie przyszłych zastosowań proponowanych rozwiązań. Hipotezy te są sformułowane w sposób następujący:

1. Możliwe jest opracowanie estymatora orientacji przestrzennej dedykowanego dla nanosatelitów, który może funkcjonować z wykorzystaniem niewielkiej liczby stosunkowo prostych czujników i bez wiedzy o momentach sił działających na nanosatelitę.

2. Możliwe jest opracowanie obserwatora orientacji, który radzi sobie z okresową niedostępnością pomiarów z jednego z czujników orientacji.

3. Możliwe jest uzyskanie porównywalnego stopnia precyzji estymacji orientacji przestrzennej za pomocą systemu, który dokonuje każdego rodzaju pomiarów z inną częstotliwością tak, aby móc rzadziej używać bardziej energochłonnych czujników.

2. Przegląd treści rozprawy

Recenzowana rozprawa składa się ze wstępu (rozdział 1), sześciu rozdziałów zasadniczych (rozdziały 2 do 6), oraz podsumowania (rozdział 7), wykazu literatury (liczącego 105 pozycji, w tym 3 publikacje Autora rozprawy) oraz trzech dodatków prezentujących szczegółowe rozwinięcie niektórych zagadnień poruszanych w głównym tekście. Rozprawa liczy 116 stron maszynopisu i została przygotowana w języku angielskim.

Zasadniczy tekst pracy został poprzedzony: streszczeniami w języku polskim i angielskim, wykazami: rysunków, tabel, symboli i akronimów oraz słownikiem podstawowych pojęć z zakresu inżynierii kosmicznej, niezbędnych do zrozumienia dalszych części pracy.

We Wstępie omówiono cel naukowy pracy i krótko przedstawiono zawartość poszczególnych rozdziałów.

Rozdział 2 zawiera szczegółową prezentację metod opisu orbity satelity oraz jego orientacji przestrzennej. W szczególności opisano podstawowe układy odniesienia stosowane w inżynierii kosmicznej: ECF, ECI, BCF, OF, EOD, i NED. W tym rozdziale omówiono również sposób pomiaru czasu stosowany w systemach sterowania satelitów oraz podano metody opisu orientacji przestrzennej satelity: kierunkową macierz cosinusową, kątą Eulera oraz kwaterniony.

Rozdział 3 omawia problemy modelowania i sterowania dla specyficznej klasy systemów dynamicznych, jakimi są nanosatelity. Na początku rozdziału omówiono pojęcie nanosatelity, które związane jest głównie z wielkością i masą obiektu, ale implikuje także znaczne ograniczenia dotyczące np. mocy obliczeniowej jednostki sterującej. Następnie zaprezentowano metody sterowania położeniem i orientacją nanosatelity, które zasadniczo różnią się od metod sterowania innych obiektów latających. Podano także istotne informacje o czujnikach i elementach wykonawczych stosowanych w systemach sterowania nanosatelitów oraz przedyskutowano metody estymacji orientacji, które są istotne dla prezentacji głównych wyników pracy. W końcowej części tego rozdziału omówiono również aktualny stan wiedzy w zakresie estymacji orientacji nanosatelitów.

Rozdział 4 poświęcony jest prezentacji modeli referencyjnych stosowanych w badaniach symulacyjnych. W przypadku nanosatelitów modele te opisują pole magnetyczne Ziemi oraz położenie Słońca względem satelity w aspektach jego pozycji względem Ziemi i orbity.

Rozdział 5 omawia proponowany przez Autora nowy estymator orientacji SDQAE, bazujący na znanym algorytmie Wahby, ale zawierający dość istotną modyfikację polegającą na zapisie funkcji kosztu z użyciem kwaternionów zamiast kierunkowej macierzy cosinusowej. Formalna równoważność obu form zapisu problemu została udowodniona w Dodatku C. Proponowana przez Doktoranta modyfikacja algorytmu zapewnia jego szybszą zbieżność do rozwiązania dokładnego (zbieżność typu ślizgowego, a nie asymptotycznego). Proponowany estymator działa również poprawnie przy założeniu, że sygnał z czujnika położenia Słońca jest okresowo niedostępny. W tej sytuacji odporność algorytmu jest zapewniona dzięki zastosowaniu czujnika żyroskopowego.

W rozdziale tym zaproponowano również metodę dostrajania współczynników estymatora orientacji (wzmocnienia oraz wagi sygnałów z czujników) poprzez minimalizację funkcji kosztu RMS (Root Mean Square Error). Zastosowanie tej metody okazało się konieczne, gdyż metoda stosowana typowo w algorytmie Wahby nie może być stosowana w przypadku, gdy jeden z czujników nie jest okresowo dostępny lub też gdy częstotliwości odczytu sygnałów z czujników są różne.

W końcowej części rozdziału 5 dokonano analizy zbieżności algorytmu oraz przeanalizowano sytuacje prowadzące do otrzymania błędnych wyników:

W rozdziale 6 omówiona jest weryfikacja wyników prezentowanych w rozdziale 5, przy czym ze względu na oczywiste trudności w działaniach na rzeczywistym obiekcie weryfikacja ta została dokonana z użyciem metod symulacyjnych, przy założeniu, że rozważanym, rzeczywistym pojazdem kosmicznym jest litewski nanosatelita Lithuanica SAT-2, którego misja jest planowana na bieżący (2017) rok.

Platforma do badań symulacyjnych została zbudowana z wykorzystaniem różnych środowisk programistycznych. Jako główne platformy wykorzystano: Matlab/Simulink oraz Scilab. Jako specjalistyczne, dedykowane przybory wykorzystano: CelestLab, zaprojektowany przez Francuską Agencję Kosmiczną oraz zbudowany przy użyciu jego elementów przez Autora rozprawy przybory Aerospace Blockset (AB) for XCos, dedykowany do testów symulacyjnych nanosatelitów i pozwalający na wygenerowanie zestawu danych „środowiskowych” dla rozbudowanych scenariuszy testowych, uwzględniających różne orbity i przypadki o różnych stopniach trudności.

Aplikacja modelująca satelitę oraz testowany estymator została zbudowana z wykorzystaniem środowiska Matlab/Simulink, natomiast symulacja warunków środowiskowych została zbudowana z użyciem Scilab i przybory AB.

Następnie omówiono kalibrację wszystkich zastosowanych do estymacji czujników: magnetometru, żyroskopu oraz czujnika położenia Słońca.

W dalszej kolejności omówiono porównanie zbudowanego estymatora SDQAE z innymi znanymi rozwiązaniami. Dokonano także dokładnych testów działania estymatora z różnymi okresami akwizycji sygnałów z poszczególnych czujników. Scenariusze testowe były realizowane z użyciem metody Monte Carlo i przy założeniu dużej liczby przypadków o różnym stopniu trudności. Testy te wykazały poprawność działania zbudowanego estymatora SDQAE i lepszą jakość estymacji w sensie przyjętej funkcji kosztu, niż inne badane algorytmy. Jako zdecydowaną przewagę proponowanego estymatora można wskazać: poprawne działanie przy okresowym braku sygnału z czujnika położenia Słońca oraz w sytuacji, gdy sygnały z poszczególnych czujników zbierane są z różnymi okresami próbkowania (w celu oszczędności energii elektrycznej).

Rozdział 7 jest podsumowaniem wyników omawianych we wcześniejszych częściach pracy. Dodatkowo w części podsumowującej znalazła się niezwykle istotna z praktycznego punktu widzenia analiza działania algorytmów estymacji w innych sytuacjach awaryjnych (np awaria wszystkich czujników). W podsumowaniu wspomniano również o ewentualnej implementacji rozważanego estymatora w systemie sterowania rzeczywistego satelity.

Na podstawie analizy treści rozprawy można stwierdzić, że oryginalny dorobek Autora jest prezentowany w rozdziałach 5 oraz 6. W szczególności do **oryginalnych osiągnięć Autora rozprawy można zaliczyć:**

1. Opracowanie autorskiego estymatora orientacji SDQAE, bazującego na znanym algorytmie Wahby, ale wykorzystującego w funkcji kosztu kwaterniony zamiast kierunkowej macierzy cosinusowej. Poprawność formalna proponowanego podejścia została udowodniona w Dodatku C rozprawy. Algorytm wykorzystuje schemat predykcji na podstawie sygnału z żyroskopu i korekcji na podstawie sygnałów z pozostałych czujników: czujnika położenia Słońca i magnetometru. Proponowany algorytm może poprawnie pracować w sytuacjach, gdy: częstotliwości pomiarów z różnych czujników są różne oraz w sytuacji, gdy sygnał z czujnika położenia Słońca jest okresowo niedostępny, co dobrze opisuje realne sytuacje podczas misji (część orbity przebiega w cieniu Ziemi).

2. Budowa przybornika Aerospace Blockset bazującego na CelestLab, pozwalającego na symulację realistycznych scenariuszy eksperymentalnych, obejmujących różne warunki środowiskowe panujące na orbicie okołoziemskiej i niezbędnych do wykonania dużej liczby testów symulacyjnych.

3. Wykonanie obszernych badań symulacyjnych mających na celu weryfikację proponowanych wyników. Eksperymenty wykorzystywały metodę Monte Carlo i objęły w szczególności:

- Testy w realistycznych scenariuszach misji satelity Lithuanica Sat-2. Rozważano różne scenariusze, przy czym w najlepszym przypadku pomiar położenia Słońca jest dostępny cały czas, a w najgorszym przypadku pomiary pozycji Słońca są okresowo niedostępne,
- Porównanie proponowanego algorytmu z innymi znanymi metodami,
- Testy działania proponowanego estymatora przy założeniu różnych okresów akwizycji danych z różnych czujników, co ma na celu oszczędność energii.

3. Uwagi dyskusyjne

Podczas lektury recenzowanej rozprawy nasunęły się również pewne uwagi o charakterze dyskusyjnym. Generalnie, część z nich ma naturę bardziej ogólną, a część jest szczegółowa. Są one podane poniżej.

3.1. Uwagi ogólne

1. W przypadku, gdy proponowany algorytm estymacji ma być implementowany na platformie cyfrowej czasu rzeczywistego o dość ograniczonych zasobach, to należałoby dokonać choćby pobieżnej analizy złożoności obliczeniowej oraz spełnienia wymagań czasu rzeczywistego podczas wykonywania obliczeń. Można się domyślać, że wymagania te zostały przynajmniej częściowo spełnione poprzez proponowany sposób rozwiązywania algorytmu optymalizacyjnego. Została tu zastosowana metoda najszybszego spadku z wykonaniem jednego kroku optymalizacji w jednym cyklu obliczeniowym o niezbyt dużej częstotliwości, jednakże wymagałoby to nieco dokładniejszego wyjaśnienia.

2. W podsumowaniu pracy (s 92) pojawiła się informacja o planowanej implementacji proponowanego estymatora (jako jednego z dwóch niezależnych, redundantnych algorytmów) na pokładzie rzeczywistego satelity. Nawet skrótowy i ogólny opis tej

implementacji (platforma sprzętowo-programowa, realizacja cyfrowa algorytmów optymalizacyjnych przy bardzo ograniczonych zasobach, etc) byłby niezwykle interesujący.

3.2. Uwagi szczegółowe

1. Podczas kalibracji magnetometru istotnym parametrem jest zależność temperaturowa opisana przez wzór (6.3) na s. 69 – w jaki sposób dobiera się temperaturę odniesienia?
2. Czy zakres zmian temperatury czujnika podczas kalibracji pokazany na rys 6.8b na s. 71 nie jest zbyt „optymistyczny”? Założono zmienność temperatury w dość wąskim i „komfortowym” zakresie od -5 do $+17$ °C. Jak można to wytłumaczyć, jeżeli czujnik ma pracować w przestrzeni kosmicznej, gdzie panują znacznie większe rozpiętości temperatur?
3. Konstrukcja algorytmu estymatora zakłada, że mamy do dyspozycji jeden czujnik położenia Słońca, tymczasem opis budowy rozważanego satelity (s.77, rys 6.16) pokazuje, że tych czujników jest 4 - po jednym na każdym boku satelity. Czy należy przyjąć, że w danej chwili aktywny jest tylko jeden z nich (skierowany w danej chwili w kierunku Słońca)?
4. W jaki sposób można dokładniej wyjaśnić „skoki” wartości współrzędnych estymowanych przez estymator EKF w sytuacji braku sygnału z czujnika Słońca (s.88-89, rysunki 6.29-6.31)? „Intuicyjnie” należałoby się spodziewać, że po „zgubieniu” sygnału estymata powinna pozostać w przybliżeniu na poziomie sprzed zaniku sygnału, a pojawiają się „skoki”.
5. Kolejna uwaga dotyczy tych samych przebiegów estymat pozycji, co uwaga 4 - dlaczego estymata z EKF na rys. 6.30 zaczęła się „gubić” jeszcze przed zniknięciem sygnału z czujnika?
6. W końcowej części podsumowania, na s. 94 omówiono bardzo interesujący i istotny problem obejmujący scenariusze działania estymatora w sytuacji braku dostępności sygnałów z pozostałych czujników (nie tylko czujnika Słońca) oraz zaproponowano awaryjne algorytmy działania w takich sytuacjach, a w szczególności omówiono sytuację, gdy nie działa żaden z czujników. W mojej opinii ten problem powinien się znaleźć w dalszej części rozdziału 6 ze względu swoje duże znaczenie podczas realnej implementacji.

4. Strona formalna

Generalnie, od strony formalnej praca nie budzi większych zastrzeżeń. Tekst jest napisany zwięźle (105 stron łącznie z dodatkiem i streszczeniami). Język angielski jest na bardzo dobrym poziomie, tekst napisano w sposób jasny i zrozumiały.

Momentami dość uciążliwe podczas czytania tekstu było używanie przez Autora dużej liczby akronimów, gdyż zmuszało to do częstego korzystania z ich spisu na początku pracy (przynajmniej do momentu „nauczenia się” ich).

Podczas czytania tekstu pracy zauważono także nieco „literówek”, np. 19⁹, 58 fig.5.2, 68⁹, 69⁷, 58^{7,8}, 71⁴, 74², 78¹³ 92⁶, 93⁵.

5.Podsumowanie

Podsumowując, stwierdzam, że uwagi dyskusyjne podane w punktach 3 i 4 nie umniejszają wartości naukowej ocenianej pracy. Uważam, że praca opisuje wartościowy i oryginalny dorobek naukowy Doktoranta, a zakres i poziom naukowy uzyskanych wyników badawczych odpowiadają w pełni ustawowym i zwyczajowym wymaganiom, stawianym rozprawom na stopień doktora nauk technicznych. Wnioskuje zatem do Wysokiej Komisji wyłonionej z Rady Wydziału Elektrotechniki, Automatyki, Informatyki i Inżynierii Biomedycznej AGH o przyjęcie rozprawy i dopuszczenie jej Autora, mgr inż. Pawła Zagórskiego do publicznej obrony.

