



AGH Wydział Elektrotechniki, Automatyki, Informatyki i Inżynierii Biomedycznej

Autoreferat rozprawy doktorskiej

Estymacja orientacji nanosatelity

mgr inż. Paweł Zagórski

Kraków, 4th Oct, 2017

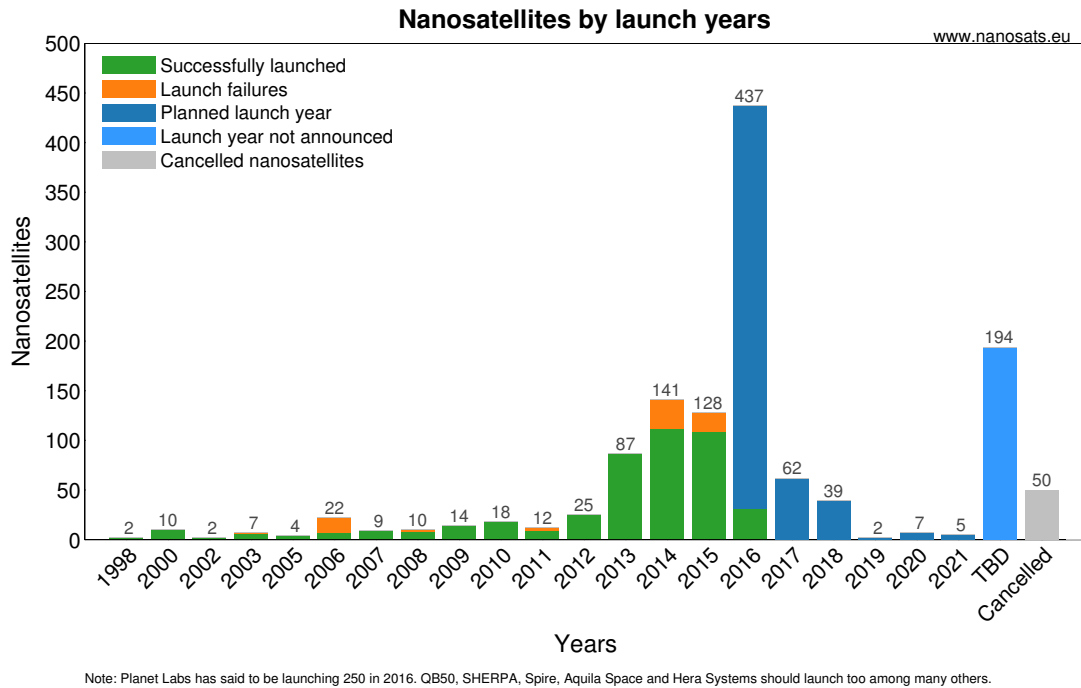
Promotor rozprawy:

prof. dr hab. inż. Wojciech Grega
Akademia Górniczo-hutnicza w Krakowie
Wydział Elektrotechniki, Automatyki,
Informatyki i Inżynierii Biomedycznej
Katedra Automatyki i Inżynierii Biomedycznej
al. Mickiewicza 30, 30-059 Kraków

Tematyka i tezy rozprawy doktorskiej

Tematyka Rozprawy

W ostatnich latach coraz większą popularność zyskują nanosatellity (czyli satelity o masie mniejszej niż 10 kg). Na wykresie z Rys. 1 przedstawiono prognozowaną i rzeczywistą liczbę wystrzelonych satelitów tego typu. Z uwagi na wzrost popularności tej klasy sa-



Rysunek 1: Planowane i rzeczywiste misje nanosatellitów

telitów istotnym zagadnieniem stało się tworzenie rozwiązań technicznych pozwalających na minimalizację masy, rozmiaru i ceny podsystemów będących ich częściami składowymi.

Jednym z podstawowych zagadnień inżynierii satelitarnej jest zapewnienie satelicie możliwości pomiaru i estymacji własnej orientacji. W przypadku bardzo małych satelitów kłopotliwe jest wykorzystanie w tym celu drogiej i skomplikowanych czujników (szperacze gwiazd, czujniki horyzontu). Nie można też sobie często pozwolić na nadmiarową liczbę czujników, przez co należy się liczyć z okresową niedostępnością pomiarów (na przykład z uwagi na ograniczone pole widzenia czujników Słońca). Potrzebne są zatem algorytmy które radzą sobie dobrze z tymi wyzwaniem.

Niniejsza praca jest próbą zaproponowania nowego estymatora orientacji, który byłby w stanie zapewnić zadowalającą precyzję oszacowania orientacji we wspomnianych wyżej warunkach.

Tezy Rozprawy

Rozprawa doktorska ma na celu weryfikację następujących hipotez naukowych:

1. Możliwe jest opracowanie estymatora orientacji przestrzennej dedykowanego dla nanosatelitów, który może funkcjonować z wykorzystaniem niewielkiej liczby stosunkowo prostych czujników, bez wiedzy o momentach siły działających na satelitę.
2. Możliwe jest opracowanie obserwatora orientacji który radzi sobie z okresową niedostępnością pomiarów 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, by móc rzadziej używać bardziej energochłonnych czujników.

Struktura pracy

Rozdział 1

Ta część pracy zawiera definicję problemu i głównych tez pracy.

Rozdział 2

Rozdział 2 zawiera krótkie wprowadzenie do kilku podstawowych zagadnień dotyczących ruchu satelity. Zdefiniowane są w nim układy odniesienia wykorzystywane w rozprawie (podrozdział 2.1) oraz sposoby pomiaru czasu (2.2). Parametry orbitalne wykorzystywane do opisu orbit satelitów omówiono w podrozdziale 2.3. Sekcja 2.4 zawiera opis podstawowych metod reprezentacji orientacji statków kosmicznych.

Rozdział 3

W tej części pracy opisano problem estymacji orientacji satelitów z uwzględnieniem specyfiki nanosatelitów (podrozdział 3.1). Kolejny podrozdział wymienia podstawowe elementy sterowania orientacją. Podrozdział 3.3 zawiera przegląd literaturowy istniejących rozwiązań.

Rozdział 4

Ta część pracy zawiera opis modeli referencyjnych wartości mierzonych wykorzystywanych podczas symulacji.

Rozdział 5

Rozdział ten zawiera opis nowego estymatora orientacji Steepest Descent Quaternion Attitude Estimator (SDQAE).

Rozdział 6

Proponowana struktura estymatora zostaje zweryfikowana za pomocą serii eksperymentów Monte-Carlo dla optymistycznego i pesymistycznego przypadku orbity satelity Lithuanica Sat-2. Rozdział zawiera też porównanie ze znanymi z literaturami estymatorami orientacji. Ostatnim prezentowanym studium symulacyjnym jest przypadek niejednorodnej częstotliwości próbkowania czujników.

Rozdział 7

Ten rozdział zawiera podsumowanie weryfikacji tezy pracy oraz wskazanie możliwych przyszłych kierunków badań.

Krótki opis proponowanego rozwiązania

Grace Wahba zaproponowała sformułowanie problemu estymacji orientacji poprzez optymalizację kwadratowego wskaźnika jakości zależnego od macierzy orientacji i_bA :

$$L({}^i_bA) = \frac{1}{2} \sum_{n=1}^{n_{max}} c_n \left\| {}^b\mathbf{b}_n - {}^i_bA {}^i\mathbf{r}_n \right\|_2^2,$$

gdzie ${}^b\mathbf{b}_n$ dla $n = 1, \dots, n_{max}$ jest zestawem obserwacji wektorowych w układzie odniesienia satelity (BCF), a ${}^i\mathbf{r}_n$ dla $n = 1, \dots, n_{max}$ są odpowiadającymi im zamodelowanymi wartościami wektorów w układzie odniesienia względem którego chcemy przedstawić orientację.

Kalsycznie zdefiniowany dla macierzy problem Wahby

$$L({}^i_bA) = \frac{1}{2} \sum_{n=1}^{n_{max}} c_n \left\| {}^b\mathbf{b}_n - {}^i_bA {}^i\mathbf{r}_n \right\|_2^2,$$

można zdefiniować również dla kwaternionowego opisu orientacji

$$L({}_i^b\bar{q}) = \frac{1}{2} \sum_{n=1}^{n_{max}} c_n (f_n^\top f_n),$$

gdzie

$$f_n = {}^b\bar{\mathbf{b}}_n - {}_i^b\bar{q}^* \otimes {}^i\bar{\mathbf{r}}_n \otimes {}_i^b\bar{q}.$$

Kwaternionowy problem Wahby może być rozwiązany wieloma metodami optymalizacji. Weźmy na przykład metodę najszybszego spadku w której k^{th} estymata ${}_i^b\hat{q}_k$ kwaternionu orientacji ${}_i^b\bar{q}_k$ jest rekurencyjnie poprawiana na podstawie jej poprzedniej wartości ${}_i^b\hat{q}_{k-1}$ zgodnie z równaniem:

$${}_i^b\hat{q}_k = \left\| {}_i^b\hat{q}_{k-1} - KT_s \nabla L({}_i^b\hat{q}_{k-1}) \right\|,$$

gdzie $\| \bar{q} \| = \frac{\bar{q}}{\|\bar{q}\|}$. Indeks k oznacza tu zarówno numer iteracji algorytmu jak i numer próbki pomiarowej ($t_k = kT_s$), ponieważ zdecydowano się na stosowanie tylko jednej iteracji za każdym razem gdy dysponujemy nowym zestawem pomiarów.

Gradient $\nabla L({}_i^b\hat{q}_{k-1})$ może być wyrażony jako

$$\nabla L({}_i^b\hat{q}) = \frac{\partial L({}_i^b\hat{q})}{\partial \bar{q}} = \frac{\partial}{\partial \bar{q}} \left(\frac{1}{2} \sum_{n=1}^{n_{max}} c_n (f_n^\top f_n) \right).$$

Równanie to można po pewnych przekształceniach zapisać jako:

$$\nabla L({}_i^b\hat{q}) = \sum_{n=1}^{n_{max}} c_n \left(\frac{\partial f_n^\top}{\partial \bar{q}} f_n \right) = \sum_{n=1}^{n_n} c_n J(n)^\top f_n,$$

gdzie macierz Jakobiego $J({}_i^b\hat{q})$ jest zdefiniowana jako

$$J({}_i^b\hat{q}) = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_{n,1}}{\partial q_1} & \frac{\partial f_{n,1}}{\partial q_2} & \frac{\partial f_{n,1}}{\partial q_3} & \frac{\partial f_{n,1}}{\partial q_4} \\ \frac{\partial f_{n,2}}{\partial q_1} & \frac{\partial f_{n,2}}{\partial q_2} & \frac{\partial f_{n,2}}{\partial q_3} & \frac{\partial f_{n,2}}{\partial q_4} \\ \frac{\partial f_{n,3}}{\partial q_1} & \frac{\partial f_{n,3}}{\partial q_2} & \frac{\partial f_{n,3}}{\partial q_3} & \frac{\partial f_{n,3}}{\partial q_4} \end{bmatrix}.$$

Wartość K jest kompromisem pomiędzy odpornością na szumy pomiarowe (dla niskich K) i szybkością zbieżnością (dla wysokich K). Zauważmy że dla obracającego się satelity pojawi się błąd ustalony. Można temu zapobiec, jeśli dysponujemy pomiarem prędkości kątownej. Da się wtedy do równania wprowadzić składnik predykcyjny związany z równaniem kinematyki

$${}_i^b\dot{\hat{q}} = \frac{1}{2} {}_i^b\hat{q} \otimes {}^b\bar{\boldsymbol{\omega}},$$

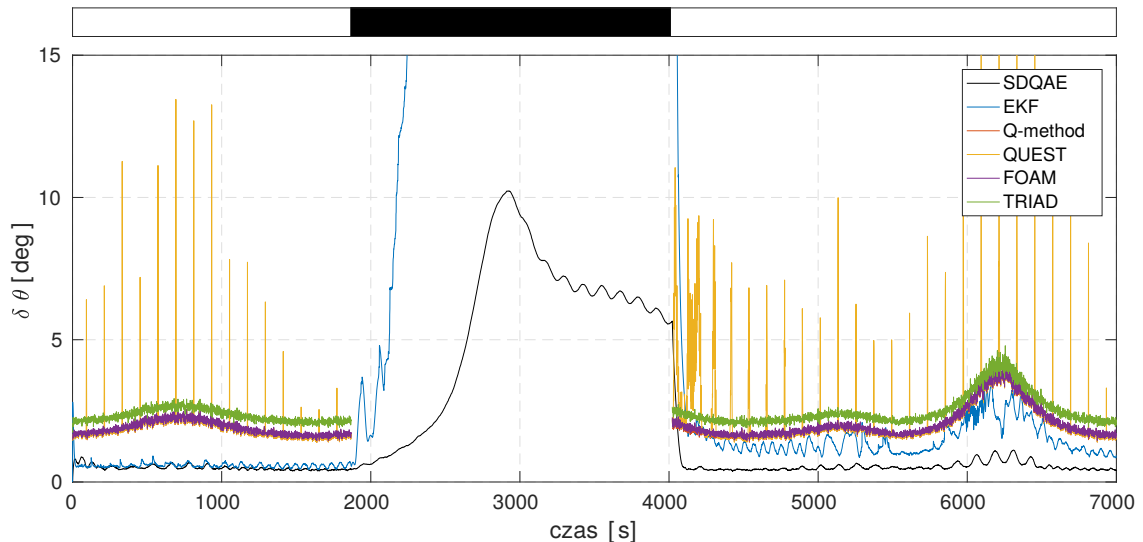
które po zdyskretyzowaniu metodą Eulera przyjmuje postać

$${}_i^b\hat{q}_k = \left\| {}_i^b\hat{q}_{k-1} - KT_s \nabla L({}_i^b\hat{q}_{k-1}) + \frac{1}{2} T_s ({}_i^b\hat{q}_{k-1} \otimes {}^b\bar{\boldsymbol{\omega}}_k) \right\|.$$

Najważniejsze osiągnięcia autora rozprawy

Praca zawiera opis struktury i procedury strojenia nowego estymatora orientacji przeznaczonego dla małych satelitów. Jest on przystosowany do pracy przy minimalnej liczbie prostych czujników orientacji oraz odporny na zanik wartości mierzonych.

Przeprowadzono trzy typy symulacji. Przede wszystkim estymator SDQAE jest testowany w realistycznym scenariuszu planowanej misji satelity Lithuanica Sat-2. Ponadto, przeprowadzone zostało porównanie algorytmu z wybranymi znanymi rozwiązaniami. Wyniki symulacji porównawczych można zobaczyć na wykresie Rys. 2. Przebiegi oznaczają średni błąd z 200 przebiegów symulacji Monte-Carlo dla wybranych metod. Warto zwrócić uwagę na fakt, iż niewiele metod radzi sobie z sytuacją gdy pomiary z czujnika Słońca są niedostępne (wystąpienie tej sytuacji oznaczono czarnym paskiem u góry wykresu).



Rysunek 2: Porównanie średniego błędów estymacji orientacji wybranych estymatorów za pomocą eksperymentu Monte Carlo.

Ostatni przedstawiony scenariusz to taki, w którym SDQAE używa wszystkich czujników z różnymi okresami próbkowania. Okazuje się, że można w takim przypadku uzyskać porównywalną jakość estymacji.

Poza osiągnięciami naukowymi należy też zwrócić uwagę, że podczas pracy nad rozprawą autor opracował zestaw narzędzi w środowisku Scilab/Xcos do symulacji orbitalnych. Został on udostępniony publicznie na otwartej licencji. Na stan z października 2017 został on pobrany ponad 29 tysięcy razy.

Tabela 1: Podsumowanie wkładu autora rozprawy.

| Osiągnięcie | Podsumowanie | Rozdział |
|--|--|------------|
| Estymator orientacji SDQAE | Opracowanie nowego algorytmu estymacji orientacji bazującego na rozwiązywaniu kwaternionowego problemu Wahby metodą najszybszego spadku. | 5.1 |
| Lithuanica SAT-2 | Koncepcja praktycznego zastosowania estymatora, zaplanowanie eksperymentów SDQAE. | 6.4.1, 7.3 |
| Porównanie wybranych estymatorów orientacji | Porównanie wybranych estymatorów orientacji dla realistycznego scenariusza dotyczącego nanosateli-ty. Wykorzystane zostały jedynie często stosowane typy czujników, wzięto po uwagę problemy takie jak zmienny kąt pomiędzy mierzonymi wektorami i okresowe zaniki danych pomiarowych. | 3.3, 6.4.2 |
| Eksperymenty z próbkowaniem czujników z niejednakową częstotliwością | Eksperymenty Monte-Carlo udowadniające możliwość wykorzystania algorytmu dla czujników działających z różnymi częstotliwościami próbkowania dal uzyskania lepszej efektywności energetycznej. | 6.4.3 |
| Aerospace Blockset dla Xcos | Opracowanie biblioteki pozwalającej na przeprowadzenie symulacji orbitalnych. | 6.1 |