

C3 超小型衛星 Cute-1.7 シリーズにおける 姿勢決定制御システムについて

○根田康美, 藤橋幸太, 尾曲邦之, 藤原謙, 松永三郎
(東京工業大学・機械宇宙システム専攻)

Development of Attitude Determination and Control System of Cute-1.7 + APD series

Yasumi Konda, Kota Fujihashi, Kuniyuki Omagari, Ken Fujiwara and Saburo Matunaga
(Tokyo Institute of Technology)

我々は、超小型衛星に搭載しうる最小限のセンサとして磁気センサ・太陽センサ・ジャイロセンサ、および磁気トルカを用いた姿勢決定制御システムを設計し、開発してきた。姿勢決定法として REQUEST 法や拡張カルマンフィルタを導入して相互比較することで、超小型衛星に適した姿勢決定法について検討する。そして、衛星の持つ残留磁場などを考慮した空芯磁気トルカの設計と試験結果について述べる。

Key Words: Cute-1.7 + APD, Attitude Determination, Magnetic Torquer, Simulation

1. 緒言

小型衛星は、短期開発が可能な点や、教育・先端科学技術実証・新ビジネスプランへの利用などの目的で用いることができる点から、現在活発に開発されてきている。小型衛星の可能性については現在も模索が進められている最中であるが、中でも、短期開発、低コストといったメリットが最も注目を集めている。例えば、2002年12月には JAXA により 60kg 級衛星である μ -LabSat が打ち上げられ、2005年8月には、INDEX が打ち上げられ、どちらも不具合なく運用中となっている。もっと小さい CubeSat クラスの超小型衛星としては、2003年6月に、大学が中心となって開発し、世界最小級の東京工業大学製作“CUTE-I”や東京大学製作“XI-IV”の打ち上げ・軌道上運用に成功した。CUTE-I は、現在でも4年半に渡り、様々なセンサを用いて姿勢データ、温度環境データを取得し、軌道上環境についての詳しいデータを蓄積している。XI-IV では、民生品のカメラを使用して軌道上で撮影された画像を送信する実験を行っている。また、その後、XI-V やまいど1号機、北海道衛星大樹などが打ち上げられ、他にも多くの超小型衛星が次々と構想されており、宇宙工学の研究開発の新しい方法として開拓されようとしている。

しかし、小型衛星は小型であるがゆえに課せられる制限も無視できない。短期開発・低コストを考えた場合、システムを簡易にすべきだが、容積や電力が極めて小さいため、それに比例して達成機能を落とさざるを得ない。特に、CubeSat クラスの超小型衛星に関しては、この理由から、3軸姿勢制御システムが搭載されたものは少ないのが現状である。今後、高精度観測や、テザー伸展など、高機能なミッションが要求されていく中、このクラスの超小型衛星に

おいても姿勢制御が必要であることは否めない。

本論文では、東京工業大学松永研究室が開発している Cute-1.7 + APD という 3kg 級衛星における 3 軸姿勢決定制御系の開発について述べる。超小型衛星において姿勢決定に用いるセンサは、小型で簡易なものが望ましいが、精度が悪くなってしまうという問題がある。そこで、Cute1.7+APD では、ソフトウェアにてその問題点をカバーするように設計している。また、姿勢制御において、小型で可動部が無く、必要電力の少ない磁気トルカに着目し、容積を有効に活用できる空芯コイルを用いている。

2. Cute1.7 + APD 概要

松永研究室は、2003年に打ち上げた超小型衛星 CUTE-I に続き、Cute-1.7 + APD(1号機)を2006年に打ち上げ、現在2008年1月に打ち上げを予定している Cute-1.7 + APD II(2号機)の開発を行っている。この一連の衛星開発プロジェクトは、将来の宇宙工学研究のプラットフォームを想定した小型衛星システムの先駆的な検討の一環であり、3機目となる Cute-1.7 + APD II では、数 kg 級の衛星がどの程度実用的なミッションを遂行することができるのかを検討する[2]。具体的なミッションとしては、以下の3つを想定している。

- A) 小型な搭載機器のみで姿勢決定・姿勢制御を行う。
- B) アマチュア無線家に通信の機会を提供する。
- C) 科学観測装置である APD を搭載し、低エネルギー荷電粒子分布を観測する。

A は、小型衛星の制約の範囲内でできるだけ正しく姿勢を求め、制御するにはどのような手法があるかを追及するミッションであり、搭載するジャイロ、

太陽センサ、磁気センサはいずれも非常に小型なものである。これらのセンサの精度はそれほど高くなく、またシステム共通電源を用いるため、センサ単独では正確な姿勢決定が難しい。そこで2号機では、姿勢決定方法として、QUEST, REQUEST, 拡張カルマンフィルタ, Unscented Filter などを実装し、ソフトウェアで精度の向上を目指す。また姿勢制御には磁気トルカを採用するが、空芯型のものを用い、体積をできるだけ小さくする。このコイルは出力が非常に小さいが、衛星全体の磁気を管理することで最小限の姿勢制御を可能にしている。本衛星はカメラを搭載しており、姿勢が正確に決定でき、制御ができていたことを、撮影した画像により評価する。

B は本衛星がアマチュア無線帯を使うことで可能になるミッションであり、衛星管制を行わない時間帯は、基本的にアマチュア無線の中継器として利用するミッションである。[2]

C は東京工業大学の基礎物理専攻河合研究室と共同で実施するミッションであり、新規開発した高感度 APD センサを用いて、軌道上の低エネルギー荷電粒子密度の系統的観測を行う。[3]

3. Cute-1.7+APD 姿勢系

3.1 II号機姿勢決定・制御関連機器構成

姿勢決定にはジャイロ、太陽センサ、磁気センサの3つのセンサを利用する。太陽センサ、および磁気センサが正常に動作すれば姿勢決定が可能であり、どちらかひとつの姿勢センサとジャイロを組み合わせて姿勢を決定することもできる。AD変換やシリアル通信を行うことができないPDAを補完する目的で、USB接続可能なデータ収集装置「DAQ」を開発した。ジャイロのデータは、DAQのA/D変換器でデジタルデータに変換する。また磁気センサのデータも、DAQがシリアル通信で取得する。これらをUSBのラインに乗せて、PDAに送信する。太陽センサは衛星の各壁面に配置されており配線が困難なため、データ取得直後に1線シリアル(1-wire)信号に変換し、これをUSB信号に変換することでPDAに送信している。この時、DAQの指示によりサンプルホールド回路を用いてセンサデータ取得時刻を同期させている。姿勢制御装置は3軸の磁気トルカであり、これはDAQからのPWM信号で駆動される。

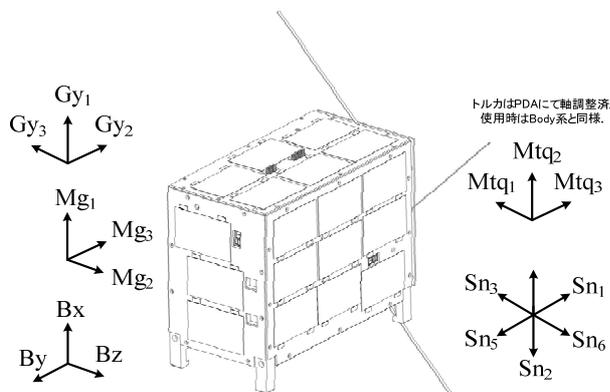


図1 Sensor allocation

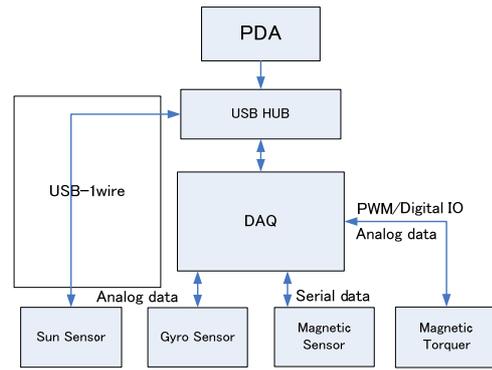


図2 機器構成

3.1.1 センサ構成

Cute-1.7+APDは、太陽センサ S6560 および磁気センサ HMR2300 を用いて姿勢を決定する。ジャイロ ADXRS150 は補助的に用いる。太陽センサは構造上の制約から5面のみ設置している。超小型衛星における電力やコスト、容積の問題から、通常の宇宙用センサを使用せず、なるべくICを1パッケージの単位で使用できるセンサを選定した。



図3 Sensors(sun, gyro, mag)

3.1.2 II号機姿勢制御機器

姿勢制御には磁気トルカのみを用いる。搭載する磁気トルカは、通常使用されるロッド型ではなく、必要な容積が小さくなるように空芯型を開発した。素材は断面直径 0.13mm のポリイミド被服銅線である。出力は、東海大学と実施した残留磁気測定の結果をうけ、十分な制御ができるように計算値で約 0.12Am²の磁気双極子モーメントを発生する。

縦 [mm]	58.5
横 [mm]	78.34
厚み t [mm]	5.0
1本あたり質量 m	約15 g
駆動電流 [mA]	120
コイル抵抗値 R [Ω]	60
消費電力 P [mW]	840
n層/ル段	25/40
銅の比透磁率 μr	0.9997
最大磁気ダイポール M [A · m ²]	0.12



図4 magnetic torquer

3.2 II号機姿勢決定アルゴリズム

姿勢決定アルゴリズムは搭載コンピュータの PDA で実行される。PDA は姿勢決定・制御からデータ管理、カメラ操作、アマチュア無線の中継など多くの作業を並行して処理する。姿勢決定アルゴリズムは Windows のひとつのプロセスとして動作しプロセス間の通信でデータをやりとりする。新しいアルゴリズムの含まれる実行ファイルを衛星に対してアップロードすることで軌道上でソフトウェアを更新することができる。現時点で、打ち上げ前から搭載するアルゴリズムは、QUEST, REQUEST, 拡張カルマン

フィルタ, Unscented Filter である.

3.2.1 軌道計算

Cute-1.7 + APD は, PDA を起動したときに地上との時刻同期をとる. 通信による遅延は 1 秒以内である. また, 地上で取得した TLE をアップリンクすることができ, 衛星はこれらのデータを使って, SGP4 を用いてオンラインで軌道計算ができる. 姿勢決定アルゴリズムで使用する参照ベクトル (太陽方向, 磁場方向) はこの結果を用いて算出する. 磁場方向の算出には IGRF モデルを利用している.

3.2.2 QUEST

QUEST は Quaternion Estimator を意味する簡便な姿勢決定手法である. 2 つ以上の観測されたベクトルをそれぞれが対応する参照ベクトルに重ね合わせるための変換行列を求める方法であり, 具体的には式(1)を満たす変換行列 A を求める (Wahba の問題).

$$Ar_i = b_i \quad (\forall i) \quad (1)$$

今回の場合, 太陽方向ベクトルと地磁場ベクトルがそれに当たる. 二つのベクトルは 4 つの情報を持ち, A は 3 つの要素から決定できるため, センサに誤差が含まれることを考えると, (1)を厳密に満たす A は, 一般的には存在しない. そこで, (1)のかわりに, 評価関数

$$J(A) := \sum_{i=1}^n \|b_i - Ar_i\|^2 \quad (2)$$

を最小にする A を求める問題に置き換える. QUEST は, A として 9 個のパラメータを考えるのではなく, クォータニオンを用いていることが特徴である. クォータニオンを用いると, (2)は,

$$J(A) = 1 - q^T K q, \quad K := \begin{bmatrix} S - \sigma_3 & z \\ z^T & \sigma \end{bmatrix} \quad (3)$$

のように簡略化され, この二次形式の最大値は, K 行列の最大固有値と等しいことを利用すれば, 非常に簡単にクォータニオンを計算できる.

QUEST 法は, この最大固有値が 1 に近いという事を用いて, さらに計算量を減らす手法をとる. しかし今回は, PDA という強力な計算力を活用し, ヤコビ法を用いて厳密に固有値を計算している.

3.2.3 REQUEST

REQUEST[7]は, QUEST 法を再帰的に用いる手法である. 一度計算された K 行列を, ジャイロのデータを用いて伝播(propagate)し, かつ新しい時刻で得られたデータで K 行列を更新(update)する. propagate には,

$$K_{i+1/i} = \Phi_i K_i \Phi_i^T \quad (4)$$

が使用され, また観測データによる update には,

$$\delta K_{i+1} := \begin{bmatrix} S_i - \sigma_i I_3 & z_i \\ z_i & \sigma_i \end{bmatrix} \quad (5)$$

が使われる. これらはある一定の比率に従って足し合わせたものが, 新たな時刻における K 行列である.

$$K_{i+1} = \frac{\rho_{i+1} m_i}{m_{i+1}} K_{i+1/i} + \frac{a_{i+1}}{m_{i+1}} \delta K_{i+1} \quad (6)$$

ただし, Φ は遷移行列で, ρ , m , a は適切に選ぶパラメータである. propagate や update という考え方

はカルマンフィルタに近いものであるが, パラメータの最適値は試行錯誤の上決定せねばならない. また, ジャイロのドリフトをモデル化していないため, バイアスは別の方法で求めるか, もしくはプロパゲートにかかる比重を下げてやる必要がある. その場合, 計算結果は QUEST 法の結果に近くなる.

3.2.4 拡張カルマンフィルタ(EKF)

今回用いる拡張カルマンフィルタは, 状態量としてクォータニオンをベースとした微小角, およびジャイロバイアスの 6 次元分を用いたものである. propagate には観測したジャイロデータを用い, 太陽センサと磁気センサのデータを用いて update する. センサの update は Murrell's Version を用いた.

3.2.5 Unscented Filter(UF)

Unscented Filter[8]は, Unscented Kalman Filter(UKF)とも呼ばれる. 姿勢決定のような非線形な問題に対しては, 状態方程式, 観測方程式を一次近似で線形化した拡張カルマンフィルタが用いられるが, 大域的に有効ではない. この問題に取り組んでいるのが UKF であり, 状態量付近のできるだけ少ないサンプルポイント (シグマポイントと呼ばれる) を決め, それを非線形のまま propagate し, その結果に対して共分散を求めるという手法である. この結果, 任意の初期姿勢においても発散せずに姿勢を決定できるようになっている. シグマポイントの決め方がひとつの特徴であるが,

$$\sigma_k \leftarrow \pm \sqrt{(n+\lambda)[P_k^+ + \bar{Q}_k]} \quad (7)$$

のように, n 次元行列から+, -の符号を含めて $2n$ 個の n 次元ベクトルを選び, 状態量 x のまわりに配置する. このように選んだシグマポイントは, $2n$ 個しかないが, propagate した後の共分散は非常に正確に求めることができる.

今回搭載するのは, これを姿勢決定の問題に適用した「USQUE」と呼ばれる手法である. USQUE の特徴は, 状態量としてロドリゲスパラメータを採用していることである. これは次元を 6 次元とするためであり, 拡張カルマンフィルタの場合と同様である. propagate にはクォータニオンが用いられる. 具体的には, シグマポイントをクォータニオンで表現しなおした上で propagate し, それをまたロドリゲスパラメータに戻すという作業が含まれる.

USQUE 自身, 任意に決定しなければならないパラメータがいくつか存在し, どのように選択すべきかにはまだ課題が残っているように思われる.

3.3 姿勢制御アルゴリズム

姿勢制御については, 本衛星における位置づけはあくまで実験であり, 他のミッションから特に重要な姿勢操作として要求されているものはない. 最大の目的は, 様々な制御アルゴリズムを軌道上で実証することである. 打上時搭載アルゴリズムは, 1. B-dot 則に基づくもの, および 2. クロスプロダクト則に基づくもの, である. 2. については, 算出されたクォータニオンを利用して要求されるトルクに対し, $B \times T$ という磁気モーメントを発生させる手法であるが, 厳密な制御にはなっておらず, これによる姿勢制御,

安定化は難しいと認識している。Cute-1.7 + APD II は、プログラムのアップロード機能により、軌道上でも磁気トルカの姿勢制御則を変更することができる。また、OS は Windows, 開発には Visual Studio が使用できるため、外部の研究者からも積極的な参加が期待される。

3.4 カメラによる姿勢系動作確認

現在 Cute1.7+APD II では、以下の2点をカメラを用いて確認することを計画している。

- A) 無制御状態においてちょうど地球方向を向いた時に写真を撮る
- B) カメラを地球方向に向かせるよう制御し、写真を撮る

A については、姿勢決定で計算された衛星のクォータニオンと、軌道情報から計算された地球方向のクォータニオンとがある閾値まで一致した時に写真を撮るモードである。

B については、磁気トルカによる最適制御を計算し、3軸制御を行い、最後はカメラ軸周りに低速でスピンドルさせ、写真を撮る。現在制御アルゴリズムとして実装はされていないが、今後のアップロードにて対応する。

3.5 Cute-1.7+APD I号機からII号機への変更点

I号機からII号機において、使用しているセンサは同じだが、姿勢系の中で何点か改良点がある。以下改良点について述べる。

- A) 磁気センサデータの取得方法
I号機ではシリアルデータを USB データに変換する仕組みを作り用いていたが、動作が不安定だった点とセンサデータ取得時刻同期の点から、DAQ で取得する方法に変更した。
- B) 磁気トルカの出力
I号機、II号機ともに、アンテナには鋼鉄素材を使用している。線材のアンテナを巻きつけて収納し、軌道上で展開する必要があるための判断であるが、このアンテナが強く帯磁しており、I号機では磁気トルカの出力以上となる問題が発生していた。そこで消磁対策を行うとともに、I号機のコイルを3等分し並列に繋ぎ電力を犠牲にしつつ、出力を3倍にした。
- C) 姿勢決定アルゴリズム
I号機ではアルゴリズムとして幾何学的にクォータニオンを求める方法と、Request が搭載されていたが、II号機ではカルマンフィルタアルゴリズムを導入した。

4. 各種センサキャリブレーション、磁気試験

以下のようにそれぞれのセンサについてキャリブレーションを行い、標準偏差について計算した。標準偏差の計算は、式(8)を用いた。

$$\sigma = \sqrt{\frac{\sum |y - \bar{y}|^2}{N}} \quad (8)$$

姿勢決定では磁場ベクトル、太陽ベクトルは単位

ベクトルに規格化して用いているため標準偏差も規格化した。計算結果を以下に示す。ジャイロセンサのドリフトの標準偏差については、今後、同じジャイロ素子を用いて数日間データを取得し続け、解析するものとする。これら標準偏差は軌道上でも容易に変更できる仕組みにした。

表1 標準偏差

磁気センサ	太陽センサ	ジャイロセンサ	ジャイロセンサドリフト
0.26752	0.0946	0.02859	0.0(仮定)

4.1 磁気センサ

東工大地球惑星科学専攻綱川研究室が所有するコイルつき磁気シールド管を用いて測定を行った。磁気センサ単体では磁場の変化に対して線形に測定できたが、Cute-1.7+APD に組み込んだ時は、各機器のオンオフによって表のように結果が変化したり、PDA のノイズの影響を大きく受けたりすることが分かった。また、各機器のオンオフの影響は足し合わせることができることが表2から分かる。標準偏差計算では通常姿勢決定時、つまり CW+PDA がオン時のオフセットも含めて計算している。

表2 磁気センサバイアス

	[uT]	X	Y	Z
計測	CWのみ	0.217182	0.384099	-0.40321
計測	Packetのみ	0.933703	1.567129	-2.54839
計測	PDAのみ	0.697341	2.596781	-1.4558
計測	CW+PDA	0.888404	2.957138	-1.76029
和	CW+PDA	0.914524	2.980879	-1.859
計測	CW+Packet+PDA	1.804835	4.571589	-4.22622
和	CW+Packet+PDA	1.848227	4.548008	-4.40739

4.2 太陽センサ

東工大電子物理工学専攻小長井研究室が所有する太陽シミュレータを用いて測定を行った。太陽センサ基板をモータのジンバルに設置してジンバルの角度をエンコーダで読み取り、光の入射角度による値の変化を測定した。結果として、素子による傾向の違いはあるが、入射角±50deg の範囲で誤差±5deg の測定が可能であることが分かり、この結果を受け、必要なパラメータは軌道上で変更できるようにした。



図5 太陽センサキャリブレーション

4.3 ジャイロセンサ

松永研究室が所有する恒温槽を用い、-10度～40度まで10度ごとに測定を行った。角速度はろくろを用いて変化させた。温度により測定値に変化はあったものの、測定誤差や素子による傾向の違いによる誤差の方が大きく、モデリングはできなかった。



図6 ジャイロセンサキャリブレーション

4.4 磁気シールドルーム試験

東海大学, JAXA 宇宙科学研究所の協力を得て, 衛星の残留磁場測定, 磁気センサのオフセット測定, 磁気トルカの性能試験を行った([10]). 東海大の計測結果によると, 磁気トルカの発生磁場が衛星の残留磁場より 2 倍以上大きく, 制御可能であることが分かった. また, Cute-1.7+APD で用いている鋼鉄リボン線アンテナが着磁しやすいこと, 磁気トルカを動作させた前後で磁気センサ HMR2300 の示す値が変わるという問題点も分かった.

前者の問題点については, 東工大地球惑星科学専攻の協力で, アンテナの消磁作業を定期的に行った. 後者の問題点については, 磁気センサのオフセットがずれたことが一番の原因として考えられている. このオフセットのずれをどう扱うかについては今後の課題となっている.

5. 衛星シミュレータ実験

実際に姿勢決定アルゴリズムを動作させる実験を行うために, 図 7 のような軌道上で想定されるセンサデータを模擬的に出力する姿勢シミュレータを作成した. 姿勢シミュレータは PC と擬似信号出力回路からなる. 軌道運動を計算し, 擬似センサデータを算出する作業を PC 上の MATLAB が担当し, 擬似信号出力回路へシリアル通信でデータを受け渡す. 軌道運動は軌道 6 要素から計算できる摂動を含み, 磁場は IGRF モデルで計算する. 擬似信号出力回路は, シリアルで受け取ったデータを, 衛星のセンサ出力形式に変換する. ジャイロのデータはアナログ値で, 衛星の DAQ が A/D 変換をする. 太陽センサのデータは 1-wire 信号として出力され, 衛星の PDA が直接受信する. また磁気センサのデータは, シリアル通信で衛星の DAQ にとりこまれる.

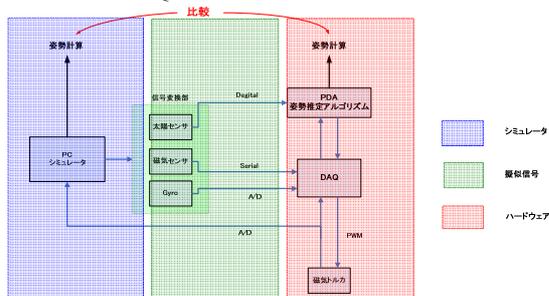


図 7(a) シミュレータ実験構成

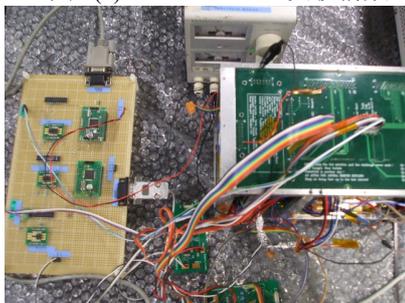


図 7(b) シミュレータ外観

5.1 姿勢決定実験

以下標準偏差や姿勢決定アルゴリズムを変更し, 比較実験を行った. その中からの 2 種の条件における

実験結果を以下に示す. また, Matlab 計算によるクォータニオンを \mathbf{q}_c , PDA の姿勢計算によるクォータニオンを \mathbf{q} , 誤差クォータニオンを \mathbf{q}_e とする. このとき, \mathbf{q}_e の第 4 成分は

$$\mathbf{q}_e(4) = \mathbf{q}_c(1) \times \mathbf{q}(1) + \mathbf{q}_c(2) \times \mathbf{q}(2) + \mathbf{q}_c(3) \times \mathbf{q}(3) + \mathbf{q}_c(4) \times \mathbf{q}(4) \quad (9)$$

と計算される. よって, 誤差角は

$$\theta_e = \arccos(\mathbf{q}_e(4)) \times 2 \times 180 / \pi \quad [\text{deg}] \quad (10)$$

と計算できる.

以下の図は, 実線が Matlab による理論値, マーカーが PDA による姿勢決定計算結果を表す.

1. 回転 X 軸に 0.2[rad/s], Matlab 出力に誤差有り
標準偏差: 磁気センサ=0.027[uT], 太陽センサ=0.35, ジャイロセンサ=0.015[rad/s], 0.0[rad/s²]
QUEST 誤差は 5~30 度のばらつき

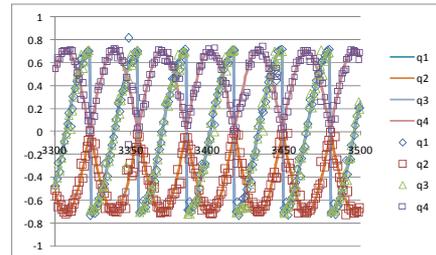


図 8(a) QUEST

REQUEST 平均誤差は 5 度

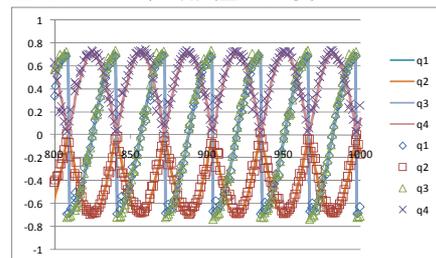


図 8(b) REQUEST

EKF 平均誤差は 15 度

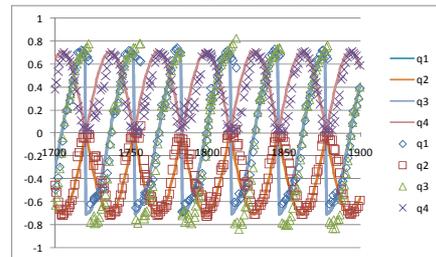


図 8(c) EKF

UF 平均誤差は 20 度

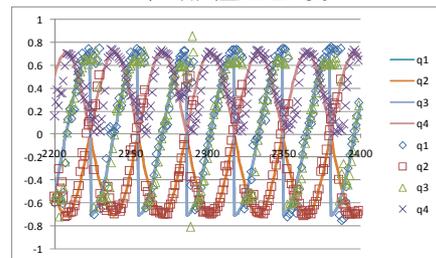


図 8(d) UF

2. 回転 Y 軸に 0.01[rad/s], Matlab 出力に誤差無し
標準偏差: 磁気センサ=0.268[uT], 太陽センサ=0.946, ジャイロセンサ=0.0286[rad/s], 0.0[rad/s²]

アルゴリズム：REQUEST
 誤差平均：1.5度(誤差標準偏差 0.24度)

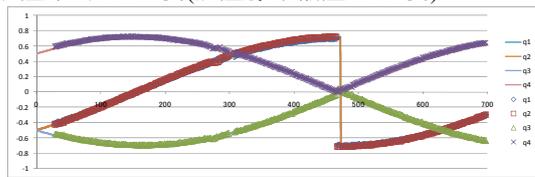


図 9 REQUEST

結果全体を踏まえて、QUEST の角度誤差は毎秒ばらつきがあるが REQUEST の誤差は時間によらずほぼ一定であり EKF や UF の誤差は収束するまでは誤差が大きいという傾向、EKF や UF は標準偏差の選び方により大きな差が表れ、調整次第で最も滑らかに(誤差標準偏差が小さく)推定することができるという傾向が得られた。今後もパラメータ調整についてつめる必要がある。

5.2 姿勢制御実験

以下に Bdot 法の結果を示す。初期状態として(0 0 0.2) [rad/s]の回転を与えた。この角速度は、Cute-1.7 + APD I号機の軌道上データを用いた。図 10(a)は外乱トルクが無い場合の実験結果であり、図 10(b)は外乱トルク(重力傾斜、空力、太陽輻射、残留磁場)がある場合の実験結果である。このとき残留磁場は、(0.01 0.01 0.01) [Am²]とした。外乱トルクが無い場合は、ほぼ(0 0 0) [rad/s]に収束しているが、外乱トルクがある場合には、およそ 0.05 [rad/s]の回転までしか抑えられていないことがわかる。

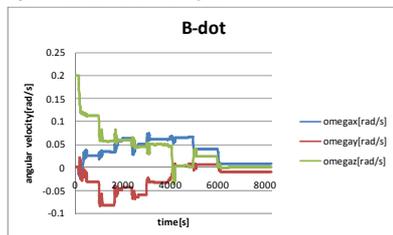


図 10(a) 外乱トルクなし Bdot

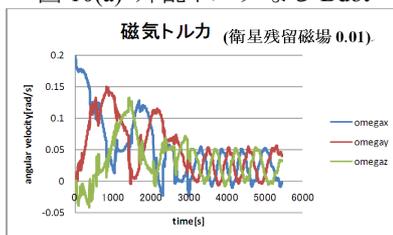


図 10(b) 外乱トルクあり Bdot

6. 今後の課題とまとめ

本稿では、CubeSat クラスの超小型衛星 Cute-1.7 + APD において、

1. 小型で精度の高くない民生品センサを用い、ソフトウェアにて姿勢決定誤差を減らす姿勢決定系
2. 空芯型磁気トルカを用いて磁気制御を行う姿勢制御系

の開発を行い、姿勢決定制御を行うために、センサの分散や衛星の残留磁場、着磁性についての知見を得た。また、シミュレータを用いて

1. REQUEST を用いると誤差が小さく、EKF を用いると時間変化に対し滑らかな姿勢決定ができる
2. Bdot 法を用いて回転を抑えることができることが分かった。今後の課題として、
 1. 磁気センサのオフセットのずれ
 2. ジャイロセンサのドリフト分標準偏差
 3. 姿勢決定アルゴリズムと標準偏差の調整
 4. 磁気トルカを用いた最適制御
 5. 軌道上でのセンサデータ解析
 6. 軌道上における姿勢決定制御実験を考察、検証することが挙げられる。

参考文献

- [1] 尾曲邦之, 此上一也, 宮下直己, 居相政史, 今井勝俊, 宮本 径, 矢部秀幸, 藤原 謙, 榎本晋嗣, Thomas Iljic, 根田康美, 杉田沙織, 山中富夫, 松永三郎, “東工大超小型衛星 Cute-1.7 + APD の開発”, 第 49 回宇宙科学技術連合講演会講演集 1A07, 広島, 2005 年 11 月
- [2] 尾曲 邦之, 居相 政史, 宮下 直己, 此上 一也, 今井 勝俊, 杉田 沙織, 松永 三郎, “Cute-1.7 + APD におけるアマチュア衛星サービス”, 2005 年度日本機械学会年次大会-3335, 9 月 19 日-22 日, 電気通信大学(調布市), Vol.2005 No.5, pp. 397-398
- [3] J. Kotoku et al. “Design and development of Tokyo Tech pico-satellite Cute-1.7”, SPIE Conference Optics & Photonics, San Diego, 31 July-4 August 2005
- [4] Masafumi Iai et al., “A PDA-Controlled Pico-Satellite, Cute-1.7, and its Radiation Protection,” 18th AIAA/USU Conference on Small Satellites, SSC04-IX-8, Logan, USA, August 12, 2004.
- [5] Kuniyuki Omagari, Naoki Miyashita, Saburo Matsunaga, “Development, Launch and Operation of Tokyo Tech's Nanosatellite Cute-1.7 + APD”, The 16th Workshop on JAXA Astrodynamics and Flight Mechanics, Aug. 1-2, Sagamihara, 2006, pp.209-214
- [6] Yasumi KONDA, Takeshi USUDA, Tsuyoshi SAGAMI, Kuniyuki OMAGARI, Munetaka KASHIWA, Saburo MATUNAGA, “Development of Attitude Determination and Control System for Pico-Satellite Cute-1.7 + APD”, The 16th Workshop on JAXA Astrodynamics and Flight Mechanics, Aug. 1-2, Sagamihara, 2006, pp.242-247
- [7] Bar-Itzhack, Itzhack Y., “REQUEST - A recursive QUEST algorithm for sequential attitude determination”, Journal of Guidance, Control, and Dynamics 1996, 0731-5090 vol.19 no.5 (1034-1038)
- [8] John L. Crassidis; F. Landis Markley, “Unscented Filtering for Spacecraft Attitude Estimation”, Journal of Guidance, Control, and Dynamics 2003 0731-5090 vol.26 no.4 (536-542)
- [9] Kuniyuki Omagari, Ken Fujiwara, Yasumi Konda, Masaki Maeno, Hiroki Ashida, Kota Fujihashi and Saburo Matunaga, “Cute-1.7 + APD II における姿勢決定・制御系の開発”, 第 51 回宇宙科学技術連合講演会講演集 2F03, 北海道, 2007 年 10 月
- [10] 平田真也, 白澤秀剛, 松永三郎, 根田康美, 坂井真一郎, “小型人工衛星 (Cute-1.7+APD II) の帯磁量計測”, 第 51 回宇宙科学技術連合講演会講演集 1B13, 北海道, 2007 年 10 月