

2F03

Cute-1.7 + APD II における姿勢決定・制御系の開発

○尾曲邦之、藤原 謙、根田康美、前野正樹
、芦田宏樹、藤橋幸太、松永三郎（東工大）

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

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

Key Words: nano-satellite, CubeSat, ADCS, MTQ, QUEST, Kalman Filter, Unscented Filter, PDA

Abstract

“Cute-1.7 + APD II” is the third pico/nano-satellite developed in Laboratory for Space Systems at Tokyo Institute of Technology. A major objective of these series of satellites development is to propose a model case of pico/nano-satellite as an experiment platform in orbit. It will be demonstrated by developing small satellites using a new design methodology, which is positive use of commercial finished goods such as PDA and transceivers. This satellite conducts experiments about very small Attitude Determination and Control System for the first time in Tokyo Tech’s satellite projects. The Sun sensors and a magnetic sensor are used in order to determine its attitude with very small sensor pair and 3-axis small magnetic coils are used to control its attitude. In this paper, equipments of ADCS and its simulation result are described.

1. Cute-1.7 + APD II の概要

東京工業大学松永研究室は、超小型衛星 Cute-1.7 + APD II の開発を行っている。これは 2003 年に打ち上げた CUTE-I、2006 年に打ち上げた Cute-1.7 + APD[1] に続く 3 機目の超小型衛星である。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 機目となる本機では、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、荷電粒子の分布を観測する。

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、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、制御ができていることを、撮影した画像により評価することも可能である。

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。[3]

c. は東京工業大学の基礎物理専攻河合研究室が実施するミッションであり、APD を用いたセンサを利用して、軌道上の荷電粒子密度の観測を行う。[4]

Cute-1.7 + APD II は、2007 年 11 月以降にインドからの打ち上げを目指して開発中である。

2. Cute-1.7 + APD（一号機）からの主な変更点

Cute-1.7 + APD II は、2006 年の Cute-1.7 + APD（以下、一号機）の改良版であり、その基本コンセプトを受け継ぎ、ミッションを確実に遂行することを最大の目的としている。

一号機の特徴のひとつとして、搭載コンピュータとして市販の PDA を採用している点が挙げられる。これは高度に集積化された大量生産品を使用することで、小型衛星システムの計算処理能力を最低限のコストで大きく高める試みのひとつである。搭載する PDA は、日立製 NPD-20JWL であり、CPU にはインテル(R) PXA250 (400MHz) が搭載され、また OS として、Microsoft(R) Windows(R) CE .NET 4.1 日本語版がインストールされている。インターフェースは SD カードおよび USB 端子が利用でき、衛星内の各種コンポーネントとの接続には、USB を用いている。

二号機も PDA を利用するという点では変更はないが、以下の点において改良を行っている。ただし、紙面の都合で、代表的なもののみを取り上げた。

2-1. 放射線対策

PDA は民生用の完成品であることから、放射線による損傷が懸念されていた。そこで、2004 年には搭載する PDA の放射線試験を行い[5]、宇宙で利用できることを確かめている。しかし一号機は放射線によるものとみられる原因で動作を停止してしまった。一号機には放射線耐性が確認されていない 5 個の FLASH-ROM タイプのマイコンが搭載されていた。2006 年に改めて放射線試験を行った結果から、およそ 1 か月に 1 回程度は何らかの問題が起こると判断できたので、自動的に復帰できるような回路を追加することで対応した。[6]

2-2. 衛星の構造寸法の変更と発電量の強化

一号機の衛星サイズは 20cm、10cm、10cm の直方体であった。これは、打ち上げ機会を得やすいように CubeSat 規格と呼ばれる大きさに合わせて設計を行ったためである。このため、内部機器の配置が複雑になりすぎたという点、そして太陽電池の貼り方に制限が生じてしまい、発生電力を十分に確保できなくなったという点で問題が生じていた。

二号機では独自に分離機構を設計することを開発当初から決定しており、自由に大きさを決めることができた。そこで、寸法を 20cm、15cm、10cm とすることで上記の問題を解決することにした。

2-3. プリント基板間の接続の変更

一号機はプリント基板間の配線を、おもにハーネスを用いていたが、そのために基板間の配線接続が

困難となり、組立が煩雑になっていた。そこで、基板同士を直接コネクタで接続する方法をとった。この手法は日本の CubeSat では一般的にみられる方法であり、東工大でも CUTE-I ではこの接続方法を採用していた。一号機で変更した理由は、PDA を中心としてほとんど付随基板のない設計を考えていたためであったが、最終的には PDA 以外のプリント基板は 6 枚以上となっていた。

2-4. 磁気トルカ関連の改良

一号機、二号機ともに、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、一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。

東海大学、JAXA 宇宙科学研究所の協力を得てこの問題の解析を行い、磁気トルカの出力を増大させた。構造上の変更はできなかつたため、電流を増加させることで対応した。また、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行った。

3. 姿勢決定・制御実験

本衛星の姿勢決定・制御系開発の最大の目的は、超小型衛星に搭載できる比較的安価な装置でシステムを構成することであり、具体的な衛星の大きさは、ペイロードである理学観測機器を含めて 3kg である。

3-1. 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で姿勢を決定することもできる。いずれのセンサもアナログ信号を処理する必要があるが、磁気センサについては市販されているキットを用いており、シリアル通信でデータのやりとりを行うことになる。これらと PDA を通信させるため、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。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。

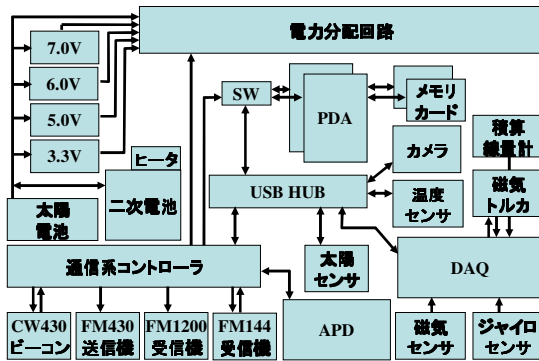


Fig. 1 Cute-1.7 + APD II システム図

3-2. センサ構成

Cute-1.7 + APD II は、太陽センサおよび磁気センサを用いて、またジャイロを補助的に用いて姿勢を決定する。設計段階で、通常の宇宙用センサを使用する考えはなく、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ていた。



Fig. 2 Cute-1.7 + APD II ADCS sensors

3-2-1. 太陽センサ

太陽センサには、浜松フォトニクスの入射角センサである S6560 を用いる。これは、1 パッケージに赤外線領域のフォトダイオードが 2 つ入っており、入射角に応じて異なる電流が流れる。これを衛星 1 面につき 2 組配置し、それを 5 面にとりつける。残りの 1 面は構造上の問題で配置できなかった。5 面配置で、全天の 84% をカバーする計算になる。

測定方法は、それぞれの励起電流を 22kΩ の抵抗にかけ、5.0V からの電圧降下分を A/D 変換する。A/D 変換は、16 ビットの DS2450 を用いて、そのまま 1-wire シリアル信号に変換している。以上の方法で太陽方向を計算する。

精度は公表されているデータから求めることは難しいが、この回路は衛星全体の共通電源で動作しているため、他の機器が発生するノイズを大きく受ける可能性がある。20mV 程度のノイズがのっている場合、精度は 1 度程度になる。実測については、2~3 度程度の誤差がのっていたが、正確な光源で測定できていないために厳密なことは判断できない。

3-2-2. ジャイロ

ジャイロには Analog Devices 社製の ADXRS150 を用いる。1 パッケージで 1 軸の角速度をアナログで出

力する。さらに素子温度も出力できるので、温度依存について修正が可能である。アナログ出力は DAQ の A/D 変換器が取得する。現在は 8 ビット精度であるが、今後 10 ビットまで拡張する予定である。標準偏差は、8 ビットで測定した結果 0.015rad/s 程度であった。スペック値は、 $0.05 \text{ deg/s} / \sqrt{\text{Hz}}$ であるから、1kHz を帯域として計算すると、0.027rad/s となるので、設計としてはよくできていると思われる。

バイアスは測定する度に大きく変動してしまい、なんらかの形で推定しないと使い物にならない。例えば Fig. 3 は、Cute-1.7 + APD 一号機が軌道上で取得したジャイロのデータである。打ち上げ前に校正した式に基づいて、[rad/s] の単位で表示している。一号機は Y 軸が最小慣性軸であり、そのまわりで回転しているように見えるが、ジャイロの Z 軸にはあきらかに大きなバイアスがのっている。Y 軸まわりにニュートーション運動していると仮定した上で求めたスピンドレートは、太陽センサの記録とほぼ一致している。したがって、このジャイロは容易にバイアスがのってしまうものであると考えられる。[7]

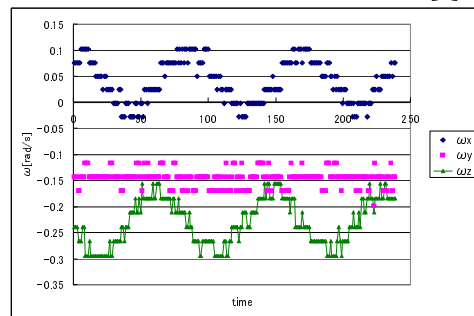


Fig. 3 Gyro Data retrieved by Cute-1.7 + APD I

3-2-3. 磁気センサ

磁気センサは Honeywell 社製の HMR2300 を用いている。これは Honeywell が、自社の磁気センサ HMC1002 および HMC1001 をキット化し、デジタルインターフェースをつけて販売しているモデルである。JAXA 宇宙科学研究所の磁気シールドを利用して測定したセンサの標準偏差は、およそ $0.02 \mu\text{T}$ であった。このセンサの公称値は、0.01%FS である。フルスケールが $200 \mu\text{T}$ であるから、ほとんど $0.02 \mu\text{T}$ と一致している。上記の測定は内部機器の動作を最小限にした測定の結果である。主計算機である PDA を動作させると、PDA の負荷にあわせて定期的にノイズがのり、標準偏差は $0.5 \mu\text{T}$ 程度になる。

バイアスは測定によって大きく変わってしまうため、これも軌道上で推定しなければならない。しかし、電源を入れ続けて測定する限りでは、短時間でそれほどの変化はない。また、各種機器を ON にす

ると、その影響により磁気センサの指示値が変化する。例えば、最小限の電源状態から PDA を ON にすると、磁気センサの平均値は以下に示すように変化する。(+)は上昇、-は下降を意味する。単位は[μ T])

Table 1

	X	Y	Z
PDAon	+0.26	+3.59	-1.29

また、PDA を OFF にした後、無線によるデータ送信を開始すると、以下のように変化する。

Table 2

	X	Y	Z
TX On	+0.38	+1.93	-1.12

両方を同時に On にしたときの磁気センサの出力 (Table 3) と、上記 2 値の和 (Table 4) を以下に示し、比較する。

Table 3

	X	Y	Z
PDA, Tx On	+0.7	+5.53	-2.22

Table 4 (Table 1 + Table2)

	X	Y	Z
Sum(1+2)	+0.64	+5.52	-2.41

表からも明らかのように、内部機器をオンオフしたときに観測される磁場の変化は、足し合わせることができる。(ここでは一例を示したが、これ以外の機器についても計測して同様なことを確認している。) ただし磁気センサの電源を一旦切り、時間をおいた後 (すなわち、バイアスが変化した後) にもこの変化分が一致しているかどうかは未確認である。もし変化分が今回の計測と一致しているならば、重要な機器についてあらかじめ変化量を記録しておき、得られたデータから減算することで、正確な地磁気を測定することが可能となる。

3-3. 姿勢決定アルゴリズム

姿勢決定アルゴリズムは、搭載コンピュータである 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。従って、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ことが決まっているアルゴリズムは、QUEST、REQUEST、拡張カルマンフィルタ、Unscented Filter である。

3-3-1. 軌道計算

Cute-1.7 + APD II 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、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。

3-3-2. QUEST

QUEST は Quaternion Estimator を意味する、簡易な姿勢決定手法である。二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 を求める方法である。(一般的に Wahba の問題と呼ばれる。)

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

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、

$$J(A) = 1 - q^T K q, \quad K := \begin{bmatrix} S - \sigma I_3 & z \\ z^T & \sigma \end{bmatrix} \quad (3)$$

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 であると仮定した上で、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。

3-3-3. REQUEST

REQUEST[8]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更新し、かつ新しい時刻で得られたデータで K 行列を修正する。プロパゲートには、

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

が使用され、また観測データによる修正には、

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

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。プロパゲートやアップデート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。

3-3-4. 拡張カルマンフィルタ

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。プロパゲート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アップデートする。

3-3-5. Unscented Filter

Unscented Filter[9]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プロパゲートし、その結果に対して共分散を求めるという手法である。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 のまわりに配置してやる。このように選んだシグマポイントは、 $2n$ 個しかないが、プロパゲート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。プロパゲート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プロパゲートし、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。

3-4. 姿勢決定機器

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、必要な容積が小さくなるようにロッド型ではなく図に示すような空芯型を採用した。素材は、断面直径 0.13mm のポリウレタン被服銅線 (エナメル線) 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 0.1Am² の磁気双極子モーメントを発生できるようにした。本講演会において、東海大学から発表予定である。

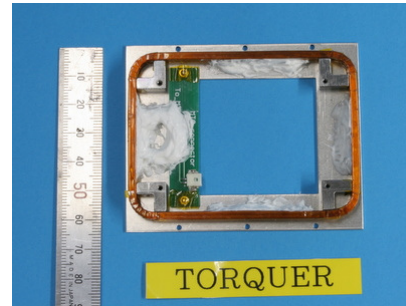


Fig. 4 磁気トルカ

3-5. 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。現在、東工大が考えているアルゴリズムは、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。

4. 姿勢シミュレータを用いた実験

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、軌道上で得られるだろうセンサデータ

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 と疑似信号出力回路からなる。軌道運動を計算し、疑似センサデータを算出する作業を PC 上の MATLAB が担当し、疑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。疑似信号出力回路は、シリアルで受け取ったデータを、衛星のセンサが検知できる形に変換する。

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。

4-1. REQUEST と拡張カルマンフィルタ実験

姿勢シミュレータを用いて、REQUEST 法と拡張カルマンフィルタを実際に動作させて、算出されたクォータニオンを比較する。

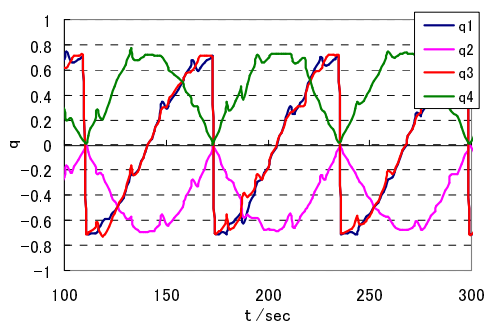


Fig. 5(a) REQUEST

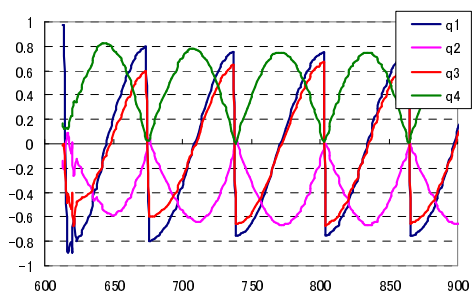


Fig. 5(b) Extended Kalman Filter

QUEST 法により求められたクォータニオンを Fig. 5(a)に示す。これとシミュレータの内部値を比較するとその角度誤差は、平均 6.3 度、標準偏差 4.6 度で分布していた。一方、拡張カルマンフィルタを用いたところ (Fig. 5(b))、角度誤差は平均 13.3 度、標準偏差 3.0 度となった。カルマンフィルタに用いた共分散値は、ジャイロに対して $0(\text{deg/s})^2$ 、太陽センサに対して 0.01、磁気センサに対して 0.02 を用いたが、あまり理論的な根拠がなく、REQUEST に対して誤差が平

均的に大きい理由になっていると思われる。それに対し、推定結果は非常に滑らかであり、標準偏差でみれば REQUEST 法よりも小さい結果が得られている。

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] 藤原 謙, 尾曲邦之, 松永三郎, “東京工業大学における超小型衛星の実開発経験に基づいた宇宙教育研究の課題と展望”, 第 50 回宇宙科学技術連合講演会講演集 2A03, 北九州, 2006 年 11 月
- [3] 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
- [4] 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
- [5] 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.
- [6] 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
- [7] 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
- [8] 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)
- [9] 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)