

車載用 GPS 受信機のロケット搭載についての検討

Application of Car-Navigation GPS Receivers for Rocket On-board Instruments

Space Systems Operation Department, Institute of Space and Astronautical Science,  
Toshinori Ikenaga

#### Abstract

Institute of Space and Astronautical Science (ISAS), which is a division of Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA), is investigating feasibility of car-navigation GPS (Global Positioning System) receivers for rocket on-board instruments. For the future implementation of the receivers on rockets, we investigate the radio effects on the GPS receivers by the acceleration, jerk, and mechanical shock applied during the launch as well as the ability of re-tracking after receiving interruption of GPS signal.

#### 1. はじめに

近年、GPS システムの利用は幅広い分野に渡っている。その範囲はカーナビや携帯電話の位置情報などの地上での利用にとどまらず、人工衛星やロケット等、宇宙にまでその利用範囲を広げている。民生品の GPS 受信機では、現在では重さ数十 g 以下、消費電力 1W 以下といった、小型・軽量・省電力かつ安価な受信機が多く市場に供給されている。その一方で、宇宙用の GPS 受信機は、その利用環境の特殊性から、質量数 kg、電力 10W 以上で価格も数千万円から 1 億円程度と、大型で高価格なものとなっている。

宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部（以下、ISAS/JAXA）では、ロケットの飛行モニター用として、低コストかつ小型・軽量の民生 GPS 受信機を利用する可能性について検討している。搭載するロケットとしては ISAS/JAXA の M-V ロケットや観測ロケットを念頭に置いている。我々が今回、ロケットへの搭載を検討した GPS 受信機は、ISAS/JAXA において開発され、日本時間 2005 年 8 月 24 日にバイコヌール宇宙基地より打ち上げられた小型科学観測衛星「れいめい」（プロジェクト名 INDEX : Innovative Technology Demonstration Experiment）に搭載されているものであり、これは民生の GPS 受信機を衛星用に捕捉追尾周波数範囲を拡大したものである。この受信機は、質量約 35g、消費電力 1W 程度と、非常に小型でかつ省電力な受信機

である[1, 2]。「れいめい」搭載の GPS 受信機は日本時間 8 月 28 日 1 時 2 分 28 秒に初めて ON にし、コールドスタート測位を開始した。受信機 ON 後、約 7 分後の 1 時 9 分 38 秒に 4 つの GPS 衛星を捕捉した。測位データの精度に関する評価は今後実施するが、飛行前のシミュレータを用いた試験では測位誤差は約 20m 程度と評価されている。現時点で当該 GPS 受信機は軌道上で正常に動作していることが確認できている。また、当該 GPS 受信機の放射線耐性に関しては、「れいめい」搭載に先立つ検証において行われた放射線試験の結果によると、トータルドーズ耐性 20krad、また 30MeV 及び 200MeV のプロトンに対してラッチアップフリーという、非常に優れた結果が得られている[1, 2]。

GPS 受信機のロケットへの搭載を想定した場合、問題となるのは打ち上げ時に印加される衝撃、加速度、ジャークといった飛行環境の中で正常に測位を行えるか、という点にある。さらに、ロケットの飛行時の姿勢等により GPS 衛星電波の中断が生じたときでも、上記の飛行環境の中で GPS 衛星を再捕捉できるか、という点も、実運用を想定した場合重要となる点である。これらの影響について検証するため、GPS シミュレータを用いて検証を行った。また衝撃については実際に機械的衝撃を加えて検証を行った。その結果について報告する。

## 2. GPS 受信機の仕様

今回の検討に使用した GPS 受信機の仕様を Table 1 に示す。受信機の外観は Figure 1 に示した。「れいめい」搭載時には、2mm 厚のアルミケースの中にハイブリッド共に収納されており、ケース込みで約 240g ほどの重量となっている。チャンネル数は 8ch で、質量約 35g、消費電力は約 1W と、小型・省電力の受信機である。

Table 1: Specifications of GPS receiver

|                       |                               |
|-----------------------|-------------------------------|
| Receiving system      | 8ch simultaneous reception    |
| Frequency             | 1575.42MHz (L1) C/A code      |
| Sensitivity           | -132dBm                       |
| Coordinate system     | WGS-84                        |
| Accuracy (position)   | 15m (95%)                     |
| Accuracy (velocity)   | 0.6m/s (95%)                  |
| follow-up performance | Less than 300km/h             |
| Output data rate      | 1Hz                           |
| TTFH(Hot Start)       | 8.5sec~52sec                  |
| TTFH(Warm Start)      | 25sec~88sec                   |
| TTFH(Cold Start)      | 95sec~11min                   |
| Voltage               | DC +5.0V±0.25V                |
| Current               | 180mA typ. 270mA max          |
| Pre-amplifier         | DC +4~5V 10mA~30mA            |
| Mass                  | 35g                           |
| Size                  | 58.7×36.3×11.0mm <sup>3</sup> |
| Operative temperature | -30°C~+70°C                   |

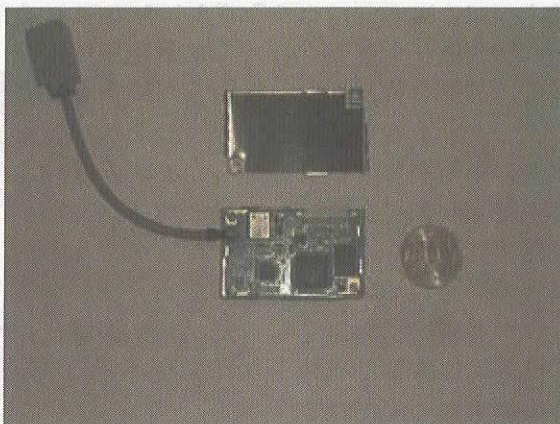


Figure 1: Feature of GPS receiver

## 3. ロケットの飛行環境

### 3-1. ロケット飛行環境の GPS 受信機への影響

GPS 受信機をロケットに搭載させる場合には、打ち上げ前から GPS 測位をしている状態で打ち上げる。ロケット飛行中に GPS 測位が損なわれる可能性がある要因としては以下のものが考えられる。

- (1) 打ち上げシーケンス中の着火、段間分離、フェアリング開頭の際の衝撃により、GPS 受信機の水晶発振器の周波数とびが起り、キャリア捕捉がはずれる可能性。
- (2) ロケット機体が飛行中に経験する加速度やジャークにより GPS 衛星との間に生じる擬似加速度 ( $\ddot{\rho}$  [m/s<sup>2</sup>],  $\rho$  は GPS 衛星との擬似距離 [m]) とその時間微分 ( $\dot{\rho}$  [m/s<sup>3</sup>]: 擬似ジャーク) によって受信機が受信する GPS 電波の周波数が急激に時間変化を起こし、これによってキャリア追尾ループがロックオフを起こす可能性。
- (3) ロケットの飛行速度が大きくなり、これによる GPS 電波のドップラーシフトが増加して GPS 受信機の追尾可能周波数帯範囲を逸脱する可能性。
- (4) ロケット飛行中に、ロケットの姿勢に依存して GPS 電波がある一定時間中断する可能性。

以上の 4 つの要因の中で、(3) については、既に「れいめい」への搭載に際して、GPS 受信機の捕捉追尾周波数帯範囲を拡大する改修を行っている。軌道速度が 7.5km/s でも GPS 受信機は捕捉及び追尾できることが確認されている [1, 2]。

ここで注意しなければいけないのは、ロケットの着火衝撃と着火による加速度・ジャークの発生は時間差がある点である。着火衝撃はロケットの構造体を音速で伝搬するのに対して、推力は遅れてため、我々は項目 (1) と (2) を分離して検証を行った。

### 3-2. M-V ロケット速度プロファイル

本稿では、ISAS/JAXA にて開発された M-V 型ロケットへの搭載を想定して検証を行った。検証に使用した M-V 型ロケットの速度プロファイルを Figure 2 に示す。

Figure 3(a), (b) に 2 段目着火開始時(リフトオフ後 75sec) の機軸方向加速度及びジャーク

の時間履歴の模式図を拡大して示す。但し、2 段目着火時を 0 秒として表記した。

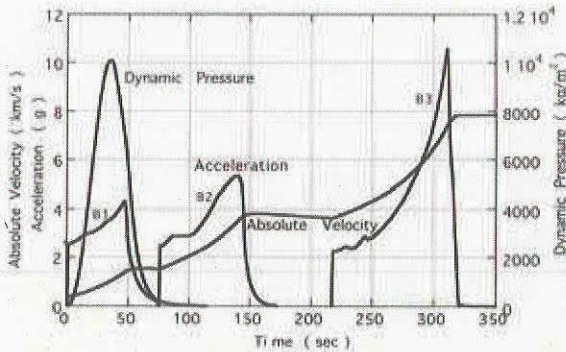
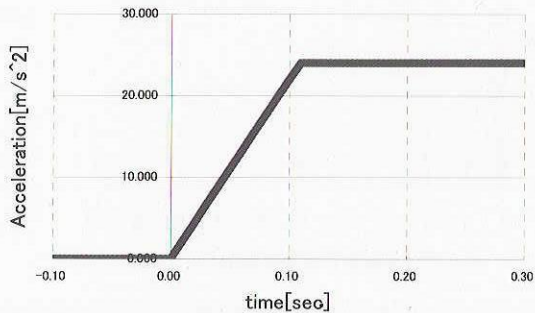
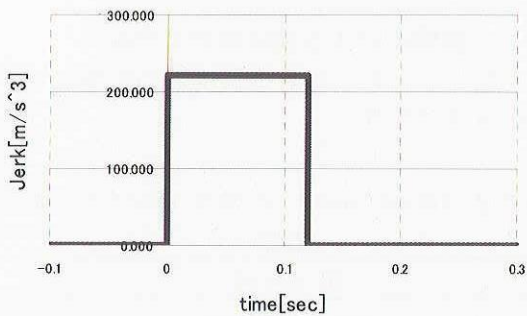


Figure2: Velocity, Acceleration, Pressure longitudinal data of M-V launch vehicle

Figure 3(a)を見ると、0.0~0.3 秒の時間間隔で見たとき、2 段目着火開始時に着火衝撃が発生して、その後機軸方向の加速度の増加が起り、約 0.1sec 後に約 25m/s<sup>2</sup>の一定加速度に達する。また、図 3(b)より、最大のジャークは約 220m/s<sup>3</sup>となる。



(a): Acceleration



(b): Jerk

Figure 3: Acceleration, Jerk longitudinal graph of M-V launch vehicle

1 段目、3 段目の燃焼開始時もほぼ同様な時間履歴を示している。この事より、GPS 受信機に

は、最大加速度約 25m/s<sup>2</sup>、最大ジャーク約 200 ~300m/s<sup>3</sup>が、0.1~0.2sec 程度印加されると言える。この程度の加速度やジャークに対して GPS 受信機が捕捉し続けるかが重要である。

### 3-3. 衝撃レベル

M-V 型ロケットに搭載する場合、最終段の B3PL 部に取り付けるのが妥当と考える。M-V 型ロケット環境条件設定ゾーンにおける、ゾーン IX 部における衝撃レベルを GPS 受信機に印加されるレベルとして採用した。

B3PL 搭載機器(ゾーンIX)の高周波衝撃レベルは、~700Hz で 6dB/oct、700~4000Hz で 200Gsrs である。レベルは SRS(Shock Response Spectrum)で提示されている。

## 4. GPS シミュレータを用いた検証結果

### 4-1. 加速度・ジャークに対する測位維持の性能

今回の検討においては、GPS シミュレータとして、10 機の GPS 衛星を同時に模擬できる、SPIRENT 社製 STR2760 を使用した。これを用いて加速度とジャークのシミュレーションを行った。

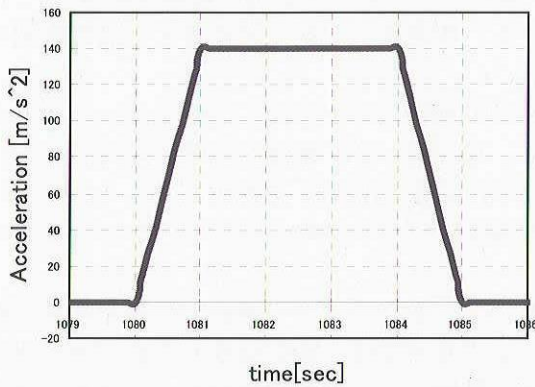
しかし、本シミュレータにおける車や航空機用のシナリオでは、M-V ロケットのジャークを正確に模擬することができなかつたため、高度 80km、軌道傾斜角 0° の軌道を周回している GPS 受信機を搭載したユーザー宇宙機が、短時間に推力を発生してロケット打ち上げ時に対応するような大きな加速度とジャークを受けるといった仮想のシナリオにてシミュレーションを行った。例として、X, Y, Z 軸方向に最初の 1 秒間 140m/s<sup>3</sup> のジャークがかかり、次に 3 秒間、140m/s<sup>2</sup> の等加速度運動を行った後、最後の 1 秒間に -140m/s<sup>3</sup> のジャークがかかるケースを Figure 4(a)、Figure 4(b)に示す。

このような運動をするユーザー宇宙機に搭載されている GPS 受信機が受信する GPS 衛星からの電波を、GPS シミュレータによって発生させて、GPS 受信機に入力させた。

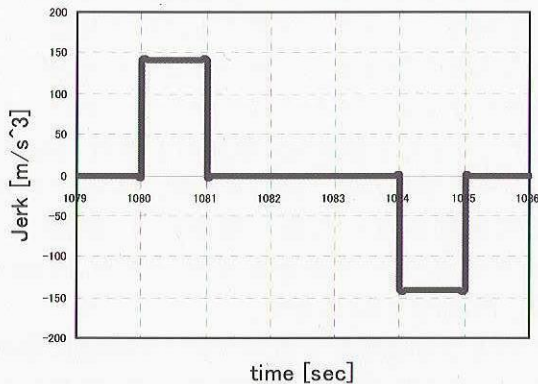
Figure 5 に、シナリオ開始から 1080~1085 秒経過した付近で Figure 4 の加速度とジャークをユーザー衛星に印加した時の、各々の GPS 衛星とユーザー宇宙機の 1 秒毎の擬似距離変化率を示す。シナリオ開始から 1080~1085 秒経過した付近で、ユーザー衛星と GPS 衛星の相対位置に

よって擬似距離変化率が減少したり、増加したりしている。この変化の間に、GPS 受信機がその GPS 衛星を追尾し続けるか、追尾に失敗してロックオフするかを観測した。GPS 衛星とユーザー宇宙機との擬似距離の三階微分(擬似ジャーク  $[m/s^3]$ )を横軸に、擬似ジャークの印加時間を縦軸にした Figure6 のグラフに、追尾し続けたケースと、ロックオフしたケースを図示した。

Figure 6 の結果から、ジャークの印加時間が 0.1sec のときは  $500m/s^3$  近くの大きなジャークに対しても GPS 衛星を追尾できることが分かる。M-V ロケットでは、約  $220m/s^3$  のジャークが約 0.12sec 印加されるので、この GPS 受信機は M-V ロケットの打ち上げ環境では追尾し続けることができると言える。



(a): Acceleration



(b): Jerk

Figure 4: Acceleration, Jerk longitudinal data for GPS simulation

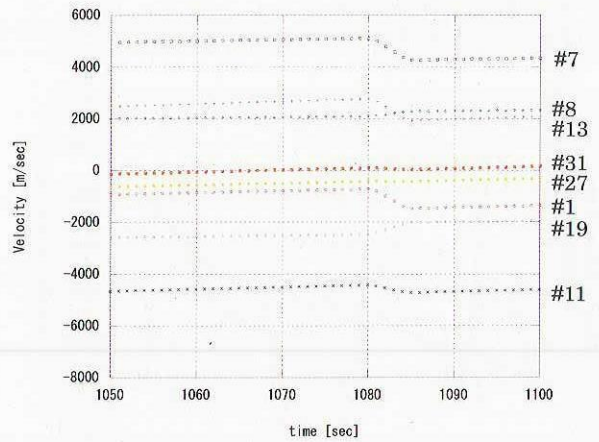


Figure5: Pseudo range rate from GPS satellites with acceleration and jerk applied

\*the numbers above are PRN numbers

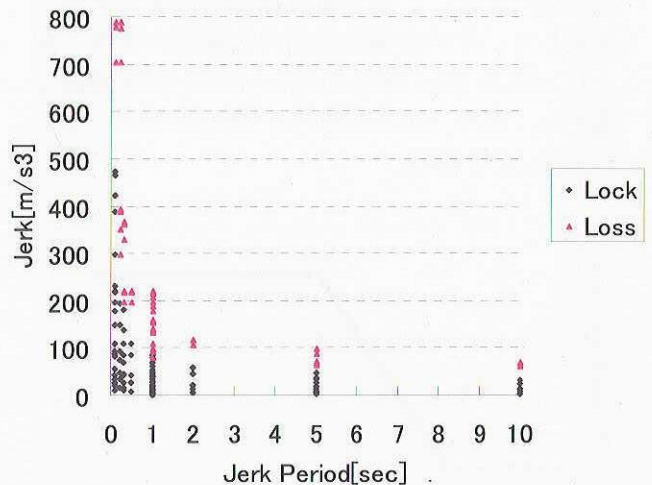


Figure 6: Result of tracking with pseudo jerk applied

#### 4-2. 衝撃に対する測位維持の性能

M-V 型ロケット 3 段目搭載機器の衝撃レベルを Table 2 に示す。

Table 2: Shock level of M-V vehicle upper stage

| QT level     |          |
|--------------|----------|
| Out-of-plane |          |
| ~450Hz       | 6dB/oct  |
| 450~4000Hz   | 420Gsrms |
| In-plane     |          |
| ~700Hz       | 6dB/oct  |
| 700~4000Hz   | 200Gsrms |

GPS 受信機に GPS シミュレータからの信号を入力して、ロック動作をさせている状態において、GPS 受信機に衝撃を印加して GPS 衛星の追尾状況を確認した。衝撃試験の結果を Table 3 に示す。

Table 3 : Result of shock test

| Test No. | SRS level @ 700Hz | Status    |
|----------|-------------------|-----------|
| #1       | 900G              | Lock      |
| #2       | 1600G*            | Loss      |
| #3       | 340G              | Lock      |
| #4       | 1400G*            | Lock      |
| #5       | 1000G*            | Loss      |
| #6       | 720G              | Lock      |
| #7       | 900G              | Lock      |
| #8       | 1200G*            | Lock      |
| #9       | 800G              | Lock      |
| #10      | 210G              | Lock </td |
| #11      | 660G              | Lock      |
| #12      | 200G              | Lock      |
| #13      | 320G              | Lock      |
| #14      | 2000G*            | Loss      |

1000G を超える強い衝撃(\*印)を印加すると5回に3回、GPS 衛星の捕捉が外れたが、それ以下の衝撃ではGPS 衛星を追尾し続けることが分かった。しかし、M-V ロケットでの衝撃レベルは、420Gsrs 程度であるため、この GPS 受信機はM-V ロケットの打ち上げ時に伴う衝撃中も追尾し続けることができる。

#### 4-3. GPS 信号の受信断後の再捕捉性能

M-V ロケットの場合、飛行時のある期間、ごくゆっくりとした角速度で回転運動をする。その影響を回避するためには大きく二つの方法が考えられる。

(1) 多アンテナによる合成を行う (Figure 7)

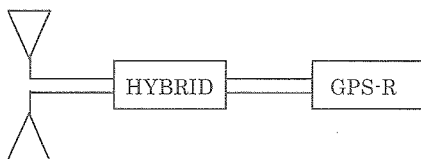


Figure 7: Block diagram of hybrid system

(2) 複数のアンテナで切替式とする (Figure 8)

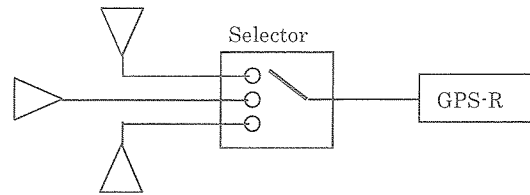


Figure 8: Block diagram of antenna selecting system

(2) の切替式の場合、システムが複雑になるというデメリットがあるため、まずは(1)のアンテナ合成にて対処可能かどうかを検討した。

仮に2つのパッチアンテナを搭載した場合、ロケットの回転運動によりGPS 衛星がアンテナパターンの切れ込みに入ることによるGPS 衛星電波の中断時間は、最大約10秒ほどになると予想される。実運用においては、この10秒の中断の後、電波が回復次第すぐに再捕捉する必要がある。ISAS/JAXA ではこの点に関し、GPS シミュレータを用いてシミュレーションを行ったところ、検討に用いたGPS 受信機では、10秒以上のGPS 衛星電波の中断が起きた場合、ソフト的にこの衛星の追跡を排除することが判明した。そのため、当該受信機を開発したメーカーに要請し、当該部分进行处理するソフトウェアの改修を行った。改修後、再度GPS シミュレータを用いて動作検証を行った。検証の結果、地球周回軌道上を等速円運動するユーザー宇宙機に対して最大60秒のGPS 電波中断を行ったところ、中断後、問題なくGPS 衛星を再捕捉した。

中断に関する検証の結果、所定の機能が確認されたため、次にロケット飛行状態を模擬するため、一定のジャークを印加した状態でGPS 電波中断を起こし、その状態でGPS 衛星電波の中断を行った結果をFigure 7に示す。

Figure 7におけるシミュレーションは次の条件で行った。

- 0.6 m/s<sup>3</sup> の Jerk を初速ほぼゼロの状態から印加し、200 秒間試験を行う。
- ある時刻で、10, 15, 20, 30, 60 秒間 GPS 衛星電波を中断させる。

上記の条件で試験を行い、GPS 電波回復後の再捕捉状況を確認した。その結果、速度3 km/s 以下、ジャークによる到達加速度約1.5 G 以下の範囲では60秒の電波中断に対しても再捕捉

可能であるとの結果が得られたが、それ以上に速度、加速度が大きくなると 10 秒以上の中断が起こるといくつかの衛星は再捕捉できず、その結果再測位できないことが判明した。

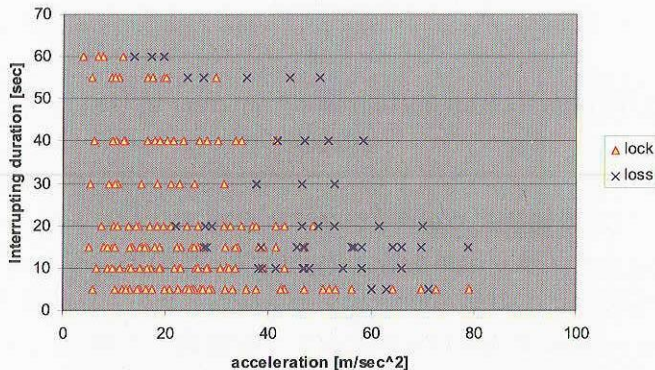


Figure 7: Result of re-tracking after interruption with jerk applied

ベースとなっている車載用 GPS 受信機を開発しているメーカーを交えた検討では、当該受信機の機能では、GPS 衛星信号の捕捉、引き込み追尾可能な範囲は加速度が 2G 以下(衛星の運動方向によっては、最大 4G 以下)である可能性が高い。これは、当該受信機が本来、車載用としての用途を意図して開発されたものであり、安価な CPU しか搭載していないため、そこで加速度に対する追尾性能が決定している可能性がある。そのため、当該受信機は衛星搭載用としては問題なく使用できるが、ロケット搭載については加速度に対する衛星信号の追尾性能を向上させるためにハードウェアの根本的改修が必要となり、これが実行可能であるかどうか、調査中である。しかしながら、4-1 項の検証によって、電波中断が起きない状況であれば当該受信機はロケット搭載時の加速度・ジャークに対して問題なく追従できているため、受信機そのものの改修が難しい場合は、アンテナ切替機を導入し、連続的に GPS 衛星を追尾するシステムを組むことによりこの電波中断に対処する方法はある。この点に関し、今後検証を行う予定である。

## 5. むすび

今回の検証の結果から、「れいめい」に搭載した GPS 受信機は、M-V 型ロケット搭載時に想定される加速度、ジャーク、衝撃といった環境に

対しては問題なく GPS 追尾可能であることが確認された。しかしながら、GPS 衛星の電波断後の再捕捉がハードウェアの制約で 4G 以下である可能性があることが判明した。地球周回の人衛星用としては問題なく使用できるが、ロケット搭載を考慮した場合、ロケットは最大で 6G 程度まで加速度が上昇するため、当該 GPS 受信機ではロケットへの使用は難しいと思われる。ロケットへの使用のためには、より処理速度の速い CPU を搭載した受信機を選定するか、もしくはアンテナ切替機を導入して電波中断のない受信機システムを開発する必要があると考える。

最後に、今回の検討においては、共同研究機関である三菱電機株式会社殿、及び検討に用いた GPS 受信機の開発元である日本無線株式会社殿には多大なご協力を頂いた。この場を借りて御礼申し上げます。

## 参考文献

- [1] Y. Hamada, H. Saito, N. Tomita, T. Mizuno, K. Kawahara, H. Sasaki, K. Shinkai : Miniature Space GPS Receiver by means of Car-Navigation Technology : AIAA&USU Small Satellite Conference 2004
- [2] 斎藤宏文、浜田裕介、新開研児、佐々木博幸、黒木聖司 : 超小型宇宙用 GPS 受信機の開発 : 電子情報通信学会論文誌 B 分冊
- [3] 坂井丈泰 : GPS 技術入門 : 東京電気大学出版局
- [4] ELLIOTT D. KAPLAN : UNDERSTANDING GPS PRINCIPLES AND APPLICATIONS : Artech House Publishers