航空機搭載型疑似衛星による GPS 補完試験について*1

Testing of GPS Augmentation by Aircraft-Based Pseudolite

辻 井 利 昭*2・張 替 正 敏*2・小神野 和 貴*3・Hung-Kyu LEE*4
Toshiaki TSUJII, Masatoshi HARIGAE, Kazuki OKANO and Hung-Kyu LEE

Key Words: GPS, Pseudolite, Helicopter, UAV, Positioning

Abstract: Pseudolites have potential to enhance the performance of GNSS, and research and developments have been conducted in several aspects. If pseudolites were mounted on aircrafts, its GNSS-like signal would be stable augmentations that would improve the accuracy, availability, and integrity of GNSS-based positioning systems. A pseudolite installed on a stratospheric airship, or a high-altitude unmanned aerial vehicle, could be used as a continuous GNSS augmentation, while a pseudolite on a helicopter could be used as a temporal navigation aid for emergency vehicles in hazardous area. In order to establish fundamental technologies for such a system, the augmentation tests using a GPS pseudolite installed on a helicopter were conducted. The position of the pseudolite antenna underneath the helicopter, which is analogous to the GPS ‘precise ephemeris’, was successfully determined with a few centimeters accuracy by inverted GPS method. Also, the results demonstrate the efficacy of integrating the pseudolite signal with GPS.

1. は じ め に

スードライト (Pseudolite, 疑似衛星) とは GPS 等の測位衛星システム (GNSS) と同様の信号を送信する機器で, GNSS 衛星と同様に使用できるため, 可視衛星数が少ない場合や, 高度な信頼性が要求される場合に有効と考えられ研究開発が進められている。通常は地上に設置され, 例えば都市部での歩行者ナビゲーション支援を行う場合にはビルの屋上から道路に向けて信号を送信する¹⁻³⁾。また, 空港で着陸航法支援に使用する場合には空港近辺の地上に設置して航空機に向けて送信される⁴⁾。一方, スードライトを飛行船やヘリコプタ等の航空機に搭載すれば, 地上設置型に比べて遙かに広い範囲で GNSS を補完することができると考えられる。近年, 地球環境計測, 監視等を目的とした高高度航空機システム (High Altitude Platforms Systems, HAPS) の研究開発が世界中で活発に行われている。我が国では平成 10 年度から, 成層圏にプラットフォーム (Stratospheric Platform, SPF) を高度 20 km に滞在させて, 通信・放送や地球観測に利用するための研究開発プロジェクトが, 文部科学省と総務省を中心として実施され, 平成 16 年度に定点滞空飛行試験が成功裏に終了した⁵⁾。この SPF にスードライトを搭載すれば, 地上スードライトと比べて広範囲に GNSS 衛星の補完ができ, 地上, 海上および対流圏内のユーザに航法測位サービスが提供できると考えられる⁶⁻¹⁰⁾。GNSS 衛星を使用せずに航空機搭載スードライト

のみによる航法測位システムも構成可能である (第 1 図)。

また, 有人無人の航空機やヘリコプタに搭載したスードライトを使用したシステムも考えられる。その場合, 対象領域は狭くなるものの, ダムや橋梁等の大型設備建造支援や災害など非常時の航法援助手段として利用できる。災害時や, 山岳での救難援助作業にはヘリコプタの使用が有効であるが, 都市部や山岳地ではヘリコプタが単独で運航するよりも, 指揮を行うヘリコプタの指示に従い援助作業を行う方が安全で効率的と考えられる (第 2 図)。ここで, 支援ヘリは地上の支援車等の情報をもとに有人・無人の作業ヘリに指示や情報を与えるとともに測距信号を発信して測位システムの信頼性を向上させることができる。宇宙航空研究開発機構 (JAXA) では, これら航空機搭載型スードライトの有効性を検証するために, 地上基礎試験の他, 実際にヘリコプタにスードライトを搭載して飛行試験を実施しており, 本稿で試験結果について報告する。

2. 航空機搭載型スードライトの放送暦生成法

2.1 スードライト・アンテナの位置推定法 航空機搭載型スードライトを GNSS の補完に使用するためには, その放送暦の生成方法が重要な技術課題となる。GNSS では衛星は軌道運動をしているためユーザは軌道パラメータから衛星の位置を計算し, パラメータの更新頻度は 1 時間に 1 回程度でよい。しかし, 航空機は不規則に運動するため位置予測は難しく, それらの位置を高頻度にユーザに提供する必要がある。リアルタイムサービスのためには, 航空機の運動と要求精度を考慮して放送軌道暦を更新する必要がある。最も簡単な方法としては, 航空機的位置を GPS により推定し, それを放送暦として送信する方法である。例えば, DGPS/INS で航空機的位置 (GPS アンテナまたは,

*1 © 2007 日本航空宇宙学会
平成 18 年 8 月 21 日原稿受理

*2 宇宙航空研究開発機構

*3 測位衛星技術 (株)

*4 Changwon 国立大学

第1図 滞留型飛翔体に搭載した疑似衛星による航法測位システム

第4図 キネマティック逆 GPS の地上実験システム

第2図 災害時における航法支援システムの概念図

第3図 逆 GPS 法による軌道暦生成の概念図

INS の位置) を高精度に推定し、姿勢情報を用いてスードライト・アンテナの位置を計算して放送暦とする方法がある。また、GPS に頼らず、地上に設置したスードライト受信機のデータから航空機搭載スードライトの位置を計測する方法もある。GPS では通常受信アンテナの位置を計算するのに対し、ここでは送信アンテナの位置を計算するため、この手法を逆 GPS 法、または逆スードライト法と呼んでいる¹¹⁾。地上の受信局を用いて飛翔体の位置を計測する手法は、人工衛星の場合には軌道決定法として普通に使用されているが、航空機の場合には軌道運動をしていないため高頻度に位置推定を行わなければならない点異なる。第3図にその概念図を示す。本手法では、航空機搭載スードライトの他に位置が既知の信号発信源を用いる。発信源として GPS 衛星や、地上設置スードライトが考えられる。地上スードライト信号は電離層遅延を含まないので GPS より

も精度面で有利であるが、地上 GPS/PL 受信機からの見通しが必要のため、高い塔の上など設置場所の制限を受ける。ただしこの欠点は、通常のスードライトの代わりにトランシーバ型スードライトを使用することで解消できる^{6, 12)}。

2.2 逆 GPS 地上試験 JAXA では航空機に対する逆 GPS 法の確立を目的として、第4図のような地上実験システムを構築し、2002年8月に測位実験を行った⁹⁾。実験場は四方を建物に囲まれており、マルチパスの多い環境であるが、高性能アンテナを使うことでマルチパスの軽減を行った。PL は IntegriNautics 社の IN400 を移動側と地上基準として使用した。移動側 PL アンテナは第4図の左上に示すようにモータで回転させることができる。また、木製のアンテナにはアンテナ取り付け用の穴が複数あり、回転半径を変更することができる。受信機は古野電気社製の GPS/PL 受信機 PL-10 を6台地上に配置し、チョークリング・アンテナ3個、Ashtech Geodetic IV アンテナ(グランドプレーン付き)3個と接続した。観測データ(5 Hz)は、LAN に接続した2台のラップトップ PC で記録した。記録したデータは JAXA で開発したキネマティック GPS ソフトウェア、KINGS を改修して処理した¹³⁾。式(1)は、本ソフトウェアで使用する搬送波二重差の観測方程式である。

$$\begin{aligned} \nabla \Delta \phi_{ab}^{1i} = & \left| \mathbf{X}^1 - \mathbf{X}_a(t) \right| - \left| \mathbf{X}^i - \mathbf{X}_a(t) \right| \\ & - \left| \mathbf{X}^1 - \mathbf{X}_b(t_b) \right| + \left| \mathbf{X}^i - \mathbf{X}_b(t_b) \right| \\ & + \nabla \Delta N_{ab}^{1i} + \nabla \Delta d_{\text{multi}} + \nabla \Delta \varepsilon \\ (i = 2, 3, \dots, n) \end{aligned} \quad (1)$$

ϕ は搬送波、下付の添字 a, b はそれぞれ airborne, base スードライトを示し、本実験では a は回転するスードライト、b は地上の基準スードライトである。上付の添字 1, i はそれぞれ1番目(基準)、i 番目の受信機に対応する。 $\mathbf{X}^i$, $\mathbf{X}_a$, $\mathbf{X}_b$ は、それぞれ i 番目の受信機アンテナ、回転スードライト・アンテナ、基準スードライト・アンテナの位置ベクトルである。時刻 t , t_b は回転スードライト、基準スードライトから各受信機に信号を送信した時刻である。 N , d_{multi} , ε はそれぞれ、搬送波アンビギュイティ、マルチパス誤差、観測ノイズを示す。電離層より低い場所に設置されたスードライトのデータには、GPS データに含まれる電離層遅延誤差は存在しない。また、対流圏遅延量は本試験のような

第 5 図 キネマティック逆 GPS で推定した移動 PL 軌道 (半径 24 cm)

第 6 図 二重差観測残差 (単位: cycles)

第 7 図 キネマティック逆 GPS で推定した移動 PL 軌道 (半径 35 cm)

ごく狭い領域での試験では無視できる。本試験では 6 台の受信機を使用しているので二重差の式 5 つより、回転スードライト・アンテナの位置座標を推定する。アンビギュイティは通常の探索法により決定し、位置推定の前に式 (1) より除くことが必要となる。

第 5 図は、逆 GPS 法で推定した移動 PL の軌道の例である。これは 11 回転した PL アンテナの軌道の重ね合わせである (半径 24 cm)。軌道推定の際の観測残差を第 6 図に示す。各二重差の残差は 0.020 ~ 0.027 cycles (3.8 ~ 5.1 mm) であった。第 7 図は半径を 35 cm とした場合の軌跡である。本試験では、精度評価の基準となる移動 PL 位置の計測を行わなかったため、真の位置精度評価はできなかったが、推定した回転半径と既知の半径の値を比較した (第 1 表)。標準偏差は 5 mm 以下であり、アンビギュイティは正しく決

第 1 表 推定した回転半径の標準偏差 (Case 2, 3 はそれぞれ第 5, 7 図に対応)

Case	Radius (cm)	Number of data	Standard deviation (cm)
1	24	763	0.52
2	24	3217	0.48
3	35	1159	0.46
4	19	1472	0.41

第 8 図 GPS/PL システム飛行実験概念図

第 9 図 GPS/PL 受信アンテナの配置 (水平方向)

定されたと推定できる。若干円の形がいびつな部分があるが、これは高性能 GPS アンテナでも除去できなかったマルチパス誤差が原因と考えられる。

3. ヘリコプタによる GPS 補完試験

3.1 飛行試験の概要 地上試験により、逆 GPS 法の基本的技術が確立できたので、次に滞留型飛翔体としてヘリコプタを用いて GPS/PL システムの飛行試験を行った。本試験の目的は、飛翔体の精密軌道暦が作成できることを実証することと、飛翔体からのスードライト信号が測位に使用可能なことを実証することである。

第 8 図に実験概念図を示す。地上の半径約 90 m の領域に設置された GPS/PL 受信機 (Furuno PL-10) 6 台は、精密軌道暦作成用である。各受信機にはマルチパス軽減のため Ashtech 社製チョークリングアンテナを接続した。アンテナの配置図を第 9 図に示す。スードライトは Spirent 社製 GSS4100p を用いた。その諸元を第 2 表に示す。第 10 図はヘリコプタ下部に設置したアンテナである。第 11 図はロー

第2表 スードライトの主要諸元

項目	仕様
周波数	L1 (1575.42 MHz)
PRN コード	PRN 1-37 (GPS) PRN 1-37 (RTCM SC-104) PRN 120-138 (SBAS)
チップレート	1.023 MHz
送信モード	連続, およびパルス
変調方式	BPSK
送信信号レベル	-130 dBm, -70 dBm
データレート	50 bps (GPS), 250 bps (SBAS)
形状	99 × 254 × 345 (mm)
重量	5 kg

第10図 スードライト・アンテナ

第11図 ローバ受信機

第12図 ヘリコプタの軌跡 (水平面図)

第13図 高度履歴

第14図 逆 GPS 法における L1 搬送波の二重差観測残差 (単位: m)

バの写真で, 受信機 (Furuno PL-10), アンテナ (Ashtech 社製 Geodetic IV), データ収集用 PC, バッテリーを搭載している.

飛行試験は平成 15 年 6 月 23 日に北海道大樹町の多目的航空公園で実施した. 試験におけるヘリコプタの軌跡を第 12 図に示す. 半径約 15 m の領域に滞空した. 高度は 70 m から 100 m であった (第 13 図).

3.2 逆 GPS 法によるスードライト・アンテナの位置推定 地上試験と同様に, PC に収録したデータを後処理してヘリコプタに搭載したスードライト・アンテナの位置を逆 GPS 法によって決定した. この時, 搬送波二重差の観測方程式は (2) 式で表される.

$$\begin{aligned}
 \nabla \Delta \phi_{ab}^{1i} = & |X^1 - X_a(t)| - |X^i - X_a(t)| \\
 & - |X^1 - X_b(t_b)| + |X^i - X_b(t_b)| \\
 & + \nabla \Delta N_{ab}^{1i} + \nabla \Delta d_{\text{multi}} + \nabla \Delta d_{\text{trop}} + \nabla \Delta \varepsilon \\
 (i = & 2, 3, \dots, n)
 \end{aligned} \quad (2)$$

地上試験では, 基準送信機として地上スードライトを使用した, 本飛行試験では, 最も高度の高い GPS 衛星 (PRN24) を基準送信機としたので, 下付の b は基準 GPS 衛星を示す. また, (1) 式と異なり対流圏遅延の項 d_{trop} が加わっている. 対流圏遅延量はモデル計算するが, 飛行試験の場合, 高度が 100 m 程度でも, モデル誤差が二重差に

第 15 図 ローバ (ユーザ受信機) の軌道

第 16 図 ローバから見た PL および GPS 衛星の仰角

において数 cm に達することがあるためである。

ヘリコプタの位置を逆 GPS によって決定した際の L1 搬送波の二重差観測残差を第 14 図に示す。上から受信機 1 と、受信機 2, 3, 4, 5, 6 の組み合わせに対応している。軌道精度評価のためのリファレンス軌道はないが、残差の RMS は 2.2~7.0 mm で、DOP が約 3 であったので測位誤差は約 6 cm (3σ) と考えられ、精密軌道決定が達成できたといえる。

3.3 GPS 補完試験 次に飛翔体からの PL 信号を地上ユーザが使用可能か評価するためにローバの測位試験を行った。ローバは、軌道決定用受信機の中心付近を出発し、滑走路方向に約 60 m 移動して静止、その後さらに約 90 m 移動して静止したのち出発点に戻った (第 15 図)。この時、ローバから見た GPS 衛星とヘリコプタの仰角を第 16 図に示す。GPS 衛星の仰角の変化は緩やかだが、ヘリコプタの仰角は高度が低いためローバの移動とともに大きく変化することがわかる。図中にデータの欠落が見られるが、これはローバ受信機と記録用 PC 間の通信障害によるもので、サイクルスリップは生じていなかった。

次に、GPS 単独および、GPS/PL 単独測位試験の結果を示す。ここで、単独とは、地上局の補正量を使用しないこと、すなわちディファレンシャル測位ではないことを意味する。GPS 信号の電離層遅延量は、Klobuchar¹⁴⁾ のモデルにより計算した。また、GPS および PL 信号の対流圏遅

第 17 図 GPS 単独測位における衛星数, GDOP, 測位誤差 (マスク角 30 度)

第 18 図 GPS/PL 単独測位における衛星数, GDOP, 測位誤差 (マスク角 30 度)

延量は Zaastanoinen¹⁵⁾ のモデルに従って計算した。PL のクロックバイアス (距離に換算) は、地上基準局における PL の疑似距離観測データ (PR_{base}^{PL}) を使って式 (3) により計算した。ここで、 ρ_{base}^{PL} は基準局と PL アンテナの距離で、逆 GPS 法によって精密に求めた PL アンテナの位置と、既知の基準局位置を用いて計算した。また、 b_{base} は基準局で使用した GPS/PL 受信機の時計誤差で、GPS 単独測位により別途計算した。 b_{trop} は対流圏遅延量である。このようにして計算した PL の時計誤差には数 m の誤差があると考えられる。疑似距離単独測位で推定した b_{base} の誤差、および疑似距離の観測ノイズがあるからである。PL 時計誤差のより精密な推定方法としては、単独精密測位による b_{base} の高精度推定、フィルタリングによるノイズの低減等考えられるが、今後の課題とする。本手法による GPS/PL 単独測位では、地上局データを使用しているため厳密には単独測位ではないが、将来的には GPS 放送暦の GPS 衛星時計誤差パラメータのように、推定した PL の時計誤差をユーザに放送することを想定している。

$$b^{PL} = -(PR_{base}^{PL} - \rho_{base}^{PL} - b_{base} - b_{trop}) \quad (3)$$

測位結果を GPS と GPS/PL の場合で比較したが、マスク角 10 度とした場合、両者の差はほとんどなかった。マスク角 10 度では、衛星数は十分であり、PL 1 台の追加に

第3表 GPS および GPS/PL 単独測位精度

RMS error (m)	Mask = 10 degrees		Mask = 30 degrees	
	GPS	GPS/PL	GPS	GPS/PL
X	3.5	3.3	4.2	3.8
Y	2.8	2.8	4.7	4.5
Z	5.0	4.7	14.5	13.1

第19図 L1 疑似距離の二重差観測残差 (単位: m)

第20図 L1 搬送波の二重差観測残差 (単位: m)

よって GDOP がほとんど変わらなかったためと考えられる。次にマスク角を 30 度として測位計算を行った。GPS 単独測位および GPS/PL 単独測位結果をそれぞれ第 17, 18 図に示す。上から, それぞれの場合における観測衛星数 (PL 含む), GDOP, 測位誤差である。測位誤差は GPS のみ使用したキネマティック測位結果を基準として計算した。X が滑走路方向, Y が横方向, Z が上方向である。衛星数を見ると, GPS タイムが 94550 ~ 94800 (sec) 近辺以外では, PL 1 機分増加していることがわかる。この時間帯は第 16 図より PL の仰角も 30 度未満となっていて測位に使用されていない。それ以外の時間帯では, 衛星数の増加により若干の測位精度の向上が見られる。第 3 表に GPS および GPS/PL 単独測位精度をまとめる。

次に, GPS および GPS/PL 相対測位計算を行った。ここでは, 最も高高度の GPS 衛星 (PRN24) を基準の送信機として観測量の二重差を構成し, 測位計算を行った。第 19 図は L1 疑似距離の二重差観測残差で, 上から順に PRN33 (PL), PRN4, 10, 27, 8, 13 に対応している。PL に対す

第21図 DGPS と DGPS/PL 測位の比較

第22図 KGPS と KGPS/PL 測位の比較

る残差の RMS は 32 cm で, GPS のそれとほぼ同じであった (30 ~ 37 cm)。一方, 第 20 図は L1 搬送波の二重差観測残差である。その RMS は PL で 1.1 cm, GPS で 0.5 ~ 1.4 cm であった。これらの結果より, PL 信号の観測ノイズは, GPS のそれとほぼ同じであることがわかった。

これらの観測量を使い, GPS 相対測位と GPS/PL 相対測位の比較を行った。マスク角は 10 度とした。第 21 図は疑似距離相対測位 (ディファレンシャル測位) の比較結果である。上から 1, 2 番目の図はそれぞれ PL を含んだ時の衛星数, 相対 GDOP で, それ以下は測位結果の差で, X, Y, Z 各軸での RMS はそれぞれ 0.26, 0.26, 0.44 (m) であった。第 22 図は搬送波相対測位 (キネマティック測位) の差を示す。X, Y, Z 各軸での RMS は 1.7, 1.8, 6.0 (mm) であった。疑似距離および搬送波の観測ノイズの大きさを考慮すると, GPS と GPS/PL 相対測位結果はほぼ同じと考えられ, 本実験では PL を追加しても測位精度の改善はなかったという結果となった。これは, 本試験のように基線長 (基準局とユーザ局の距離) が短い場合には対流圏遅延等の系統誤差が二重差によりほぼ完全に相殺するためである。ただし, PL 信号が GPS 信号と同様に使用できることは実証されたと考えられる。また, PL の追加によって測位精度が劣化しなかったことは, 逆 GPS 法によって PL アンテナ位置が高精度に推定できたことの傍証となっている。

4. お わ り に

本論文では、航空機搭載型スードライトの有効性と実現可能性を地上および飛行試験により示した。人工衛星や地上設置型スードライトと異なり、航空機搭載型ではその送信アンテナ位置 (GNSS の軌道暦に相当) の推定法が課題となる。はじめに、逆 GPS 法の地上試験によりスードライトのアンテナ位置をセンチメートル・レベルで推定できることを示し、次にヘリコプタに搭載したスードライト・アンテナ位置を同等の精度で推定できることを示した。さらに、航空機搭載型スードライトによって、GPS を補完し、GPS/PL 単独測位、疑似距離相対測位、搬送波相対測位が可能なることを示した。

航空機搭載型スードライトは地上設置型に比べて広域という利点があり、GPS の補完として精度・利用性・信頼性の向上に有効と考えられる。成層圏プラットフォームや高高度無人機等に搭載した連続的補完システムとして、またヘリコプタ搭載の災害等非常時における航法援助システムとしての利用が期待できる。

本研究を進めるにあたり、豪州ニューサウスウェールズ大学の Chris Rizos 教授をはじめとする SNAP (Satellite Navigation and Positioning) Group の諸氏から様々な知見を頂いた。ここに感謝の意を表する。

参 考 文 献

- 1) Altmayer, C.: Experiences Using Pseudolites to Augment GNSS in Urban Environment, 11th Int. Tech. Meeting of the Satellite Division of the U.S. Inst. of Navigation, Nashville, Tennessee, 1998, pp. 981-991.
- 2) Lee, H. K., Wang, J., Rizos, C. and Tsujii, T.: Augmenting GPS by Ground-Based Pseudolite Signals for Airborne Surveying Applications, Survey Review, **38** (2005), pp. 88-99.
- 3) Wang, J., Tsujii, T., Rizos, C., Dai, L. and Moore, M.: Integrating GPS and Pseudolite Signals for Position and Attitude Determination: Theoretical Analysis and Experiment Results, 13th Int. Tech. Meeting of the Satellite Division of the U.S. Inst. of Navigation, Salt Lake City, Utah, 2000, pp. 2252-2262.
- 4) Barltrop, K., Stafford, J. and Elrod, B.: Local DGPS with Pseudolite Augmentation and Implementation Considerations for LAAS, 9th Int. Tech. Meeting of the Satellite Division of the U.S. Inst. of Navigation, Kansas City, Missouri, 1996, pp. 449-459.
- 5) 竹田繁一: 成層圏プラットフォームプロジェクト, 第 43 回飛行機シンポジウム講演集, 名古屋, 2005, pp. 220-226.
- 6) 辻井利昭, Rizos, C., Wang, J., Dai, L., 張替正敏: 成層圏プラットフォームを用いた疑似 GPS 衛星による航法測位サービスについて, 日本航空宇宙学会論文集, **50** (2002), pp. 36-39.
- 7) 辻井利昭, 張替正敏, 原田正志: 高高度飛翔体による航法測位システム, 航空宇宙学会論文集, **52** (2004), pp. 175-185.
- 8) 辻井利昭, 張替正敏: 成層圏プラットフォームを用いた疑似 GPS 衛星による航法測位システムについて, 日本航空宇宙学会第 40 回飛行機シンポジウム, 2E3, 2002.
- 9) Tsujii, T., Harigae, M., Barnes, J., Wang, J. and Rizos, C.: Experiments of Inverted Pseudolite Positioning for Airship-Based GPS Augmentation System, 15th Int. Tech. Meeting of the Satellite Division of the U.S. Inst. of Navigation, Portland, Oregon, 2002, pp. 1689-1695.
- 10) Dovis, F., Mulassano, P. and Dumville, M.: The Stratoslite Concept: Design of a Stratospheric Pseudo-Satellite for Galileo, 15th Int. Tech. Meeting of the Satellite Division of the U.S. Inst. of Navigation, Portland, Oregon, 2002, pp. 347-356.
- 11) Raquet, J., Lachapelle, G., Qui, W., Pelletier, C., Nash, A., Fenton, P. and Holden, T.: Development and Testing of a Mobile Pseudolite Concept for Precise Positioning, 8th Int. Tech. Meeting of the Satellite Division of the U.S. Inst. of Navigation, Palm Springs, California, 1995, pp. 817-825.
- 12) Barnes, J., Rizos, C., Wang, J., Small, D., Voigt, G. and Gambale, N.: Locata: A New Positioning Technology for High Precision Indoor and Outdoor Positioning, 16th Int. Tech. Meeting of the Satellite Division of the U.S. Inst. of Navigation, Portland, Oregon, 2003.
- 13) Tsujii, T., Murata, M., Harigae, M., Ono, T. and Inagaki, T.: Development of Kinematic GPS Software, KINGS, and Flight Test Evaluation, Technical Report of National Aerospace Laboratory, Japan, TR-1357T, 1998.
- 14) Klobuchar, J. A.: Ionospheric Effects on GPS, Parkinson, B. W. and Spilker, J. J., Jr. (eds), Global Positioning System: Theory and Application, Progress in Astronautics and Aeronautics, 164, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Washington, D.C., 1996, pp. 485-515.
- 15) Saastamoinen, J.: Atmospheric Correction for the Troposphere and Stratosphere in Ranging of Satellites, Henriksen, S. W., et al. (eds), The Use of Artificial Satellites for Geodesy, Geophys. Monogr. Ser., 15, American Geophysical Union, Washington, D.C., 1972, pp. 247-251.