高さ情報を拘束条件とした移動体向けロバスト2次元測位技術

Robust two-dimensional RTK-PPP for automobile based on the constraint of the altitude

齋藤 雅行* 山岸 敦* 久保幸弘** 杉本末雄**

Masayuki Saito, Atsushi Yamagishi, Yukihiro Kubo, Sueo Sugimoto

GNSS（Global Navigation Satellite System：全地球測位衛星システム）は、米国のGPS（Global Positioning System）とロシアのGLONASS（Global Navigation Satellite System）、欧州のGalileo、中国のBeiDou、インドのIRNSS（Indian Regional Navigation Satellite System）、日本の準天頂衛星システム（QZSS：Quasi Zenith Satellites System）等の測位衛星システムの総称で、すでにカーナビゲーションや測量等で広く使われている。

このGNSSを用いた測位において、ユーザのGNSS受信機の3次元座標値とその時計誤差を求めるため、4機以上のGNSS衛星からの測距信号を受信する必要がある。一方、都市部において、高層ビル等の地物の影響により衛星視界が遮られ、測距信号を受信できる衛星数は極端に減少して、高精度な測位が安定に継続できない場合が頻発する。

そこで本稿では、まず、GNSS測位における課題を抽出し、次いで、そのGNSS測位に関わる根本的な課題を解決するため、移動体向け高ロバスト2次元測位アルゴリズム（特許出願中）を提唱する。

GNSS（Global Navigation Satellite System）is the general term for the United States' GPS（Global Positioning System）, Russian Federation's GLONASS（Global Navigation Satellite System）, Europe's Galileo, Chinese BeiDou, Indian IRNSS（Indian Regional Navigation Satellite System）and Japanese QZSS（Quasi Zenith Satellites System）, that is used widely for car navigation and GNSS survey.

It is indispensable for high accurate GNSS positioning to acquire the ranging signals from more than 4 satellites at user GNSS receiver in order to estimate 3-dimensional position and clock error of user GNSS receiver. Meanwhile, in the urban area, because lots of obstacles such as tall buildings intercept the ranging signals transmitted from GNSS satellites, number of satellites that user GNSS receiver can acquire the ranging signals from reduces extremely, so the cases such that the positioning cannot be ensured stably occur frequently.

Accordingly, in this paper, at first we point out the problems of GNSS positioning, and then we propose two-dimensional robust positioning method（patent pending）in order to solve them.

1. まえがき

近年、GNSS測位サービス分野では、ISO/TC20/SC14（International Organization for Standardization）やRTCM SC104（Radio Technical Commission for Maritime Service）において、GNSS測位における補強情報（以下、補強情報）を配信するセンタ側システムを中心として標準化が進められており、そのサービスを利用することにより、ユーザ側システムを容易に構築することが可能になってきている。

RTCM SC104-SSR Working Group[(1)] では、SSR（State Space Representation）という従来にはない新しいコンセプトに基づき、GNSS測位における誤差要因を分離して配信するための補強情報の規格を段階的に制定しようといている。現在は、最初の第1ステージの段階で、衛星の軌道誤差と時計誤差およびシグナルバイアスの補強情報を定義し、サブメータ級の測位が可能になっている。最終の第3ステージで、電波伝搬の誤差要因である電離層遅延と対流圏遅延の補強情報を規格化することになっており、センチメータ級のRTK-PPP（Real Time Kinematic-Precise Point Positioning）測位が可能になる。このような状況の中、準天頂衛星システムで

＊鎌倉事業部 社会インフラ技術部　＊＊立命館大学

は、センチメータ級の測位が可能なRTK-PPP測位に対応するSSRの圧縮形式（Compact SSR）に準拠するメッセージを採用する計画である。

一方、ユーザ側システムにおいて、高精度に位置を求めるためには、測位計算において、3次元座標とGNSS測位信号を受信するユーザ受信機（以下、ユーザ受信機）の時計誤差を求めるため、4機以上のGNSS衛星からの測位信号を連続して受信する必要がある。しかし、都市部においては、高層ビル等の影響により衛星視界が遮られ、測位信号を受信できる衛星数が極端に減少し、測位精度が劣化するばかりではなく、測位そのものができない場合が頻発する。この衛星視界による測位性能の劣化がアプリケーションへの展開における根本的な阻害要因となっている。

そこで、事前に数値標高モデル（DEM：Digital Elevation Model）等からの高さ情報を取得して、それを測位計算の拘束条件として解くことにより、1機少ない3機の衛星からの測位信号で測位計算が可能となる移動体向け高ロバスト2次元測位アルゴリズムを開発した。

本稿では、測位技術の問題と課題を抽出し、測位システムの補強方法と移動体向け高ロバスト2次元測位アルゴリズムについて提唱する。

2. 測位技術の問題点と課題

2.1 GNSSの動向[(2)]

GNSSは、宇宙、地上セグメントのインフラ側を構成する。ユーザはユーザセグメント側に構成され、GNSSから提供される測位信号を得てリアルタイムに自己位置を得ることができる。GNSSのシステム構成を図１に示す。

現時点で、GPSとGLONASSにおいては衛星コンステレーションが完成しており、Galileo、BeiDou、IRNSSは開発途上である。なお、BeiDouに関しては、開発途上ではあるが、2012年より開発途上の衛星コンステレーションでアジア地域でのサービスを開始している。

日本では、準天頂衛星初号機「みちびき」[(3)]が2010年9月に打ち上げられ、利用実証実験が進められてきたが、2018年4月から実用4機体制で測位サービス[(4)]が開始され、2023年には7機体制が完了される予定である。図２に各国のGNSS計画を示す。

2.2 測位システムの問題点と課題

GNSSにおける高精度な位置測定の原理は、測位衛星から放送される測距信号をユーザ端末で受信し、測位衛星とユーザ端末間の距離を高精度に計測する。その観測量を測位衛星とユーザ端末の位置関係を表した観測方程式に代入し、複数の測位衛星による観測方程式を連立化する。そして、3次元座標とユーザ受信機の時計誤差および観測量に含まれるアンビギュイティと呼ばれる波長の整数倍の波数を未知数として同時に求めるものである。そのため、測位計算には同時に4機以上の測位衛星からの測距信号を受信する必要がある。

GPSは、6つの軌道面に各々４機配置の合計24機の測位衛星と予備の測位衛星で、現在３1機の測位衛星が地球を周回している。しかし、GPSは、もともとは米軍のGNSSであるため、必ずしも日本上空で最適配置になっておらず、時間帯によっては日本上空で可視測位衛星数

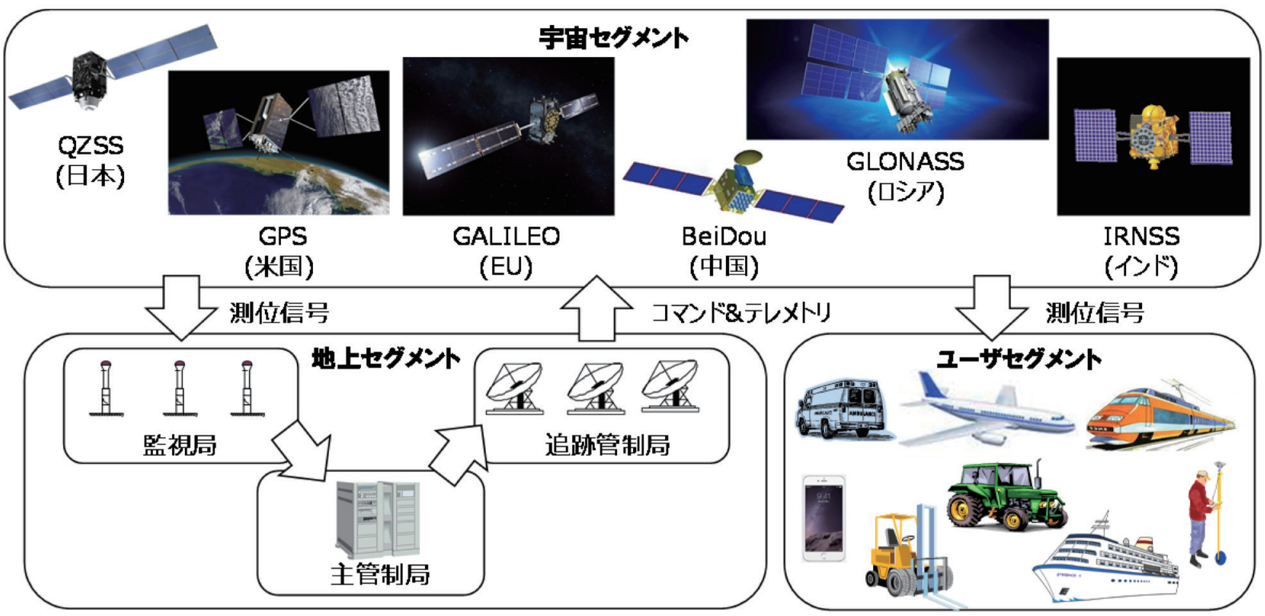

図１　GNSSの構成

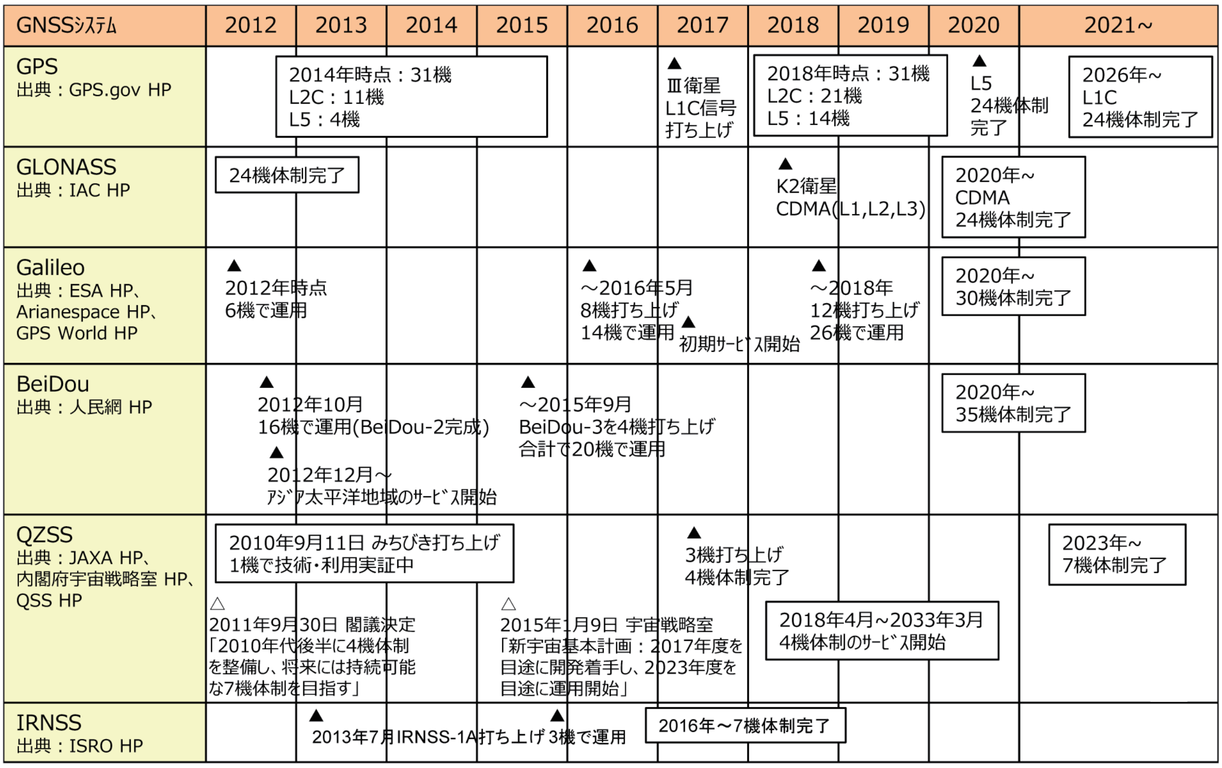

図２　各国のGNSS計画

が減少し、測位精度に影響する測位衛星の幾何学的配置（PDOP：Position Dilution of Precision）が劣化する場合があり、すべての時間帯で、高精度でかつ安定な測位ができないのが現状である。さらに高層ビル、高架、歩道橋、樹木等、測位衛星との見通しを遮断する建造物が多くある都市部では測位率が著しく劣化する。

また、GNSS衛星から地上のユーザまでの電波伝搬経路には、電離層や対流圏での電波特性の変化による電波伝搬の遅延が生じる。さらに、GNSS衛星から放送されている衛星の軌道情報であるエフェメリスに含まれる衛星軌道誤差や衛星時計誤差などの衛星に関する誤差によって、測位衛星とユーザ端末までの距離の測定誤差が生じ、測位精度が劣化する。

衛星測位技術を様々なアプリケーションに応用する場合に、現状のGPSのみで対応するには、測位精度および測位率で問題が生じる。この都市部における測位率の劣化と測位精度の低下を解決することが、GNSS測位における大きな課題となっている。

3. 準天頂衛星測位補強システム

3.1　準天頂衛星システム

準天頂衛星システム[5]は、日本独自のGNSSとして、2018年4月から実用4機体制の運用が開始される。QZSSの最大の特長は、米国が開発・運用しているGPSを補完し、補強する機能を持つことである。補完機能とは、近代化GPSと同様な測距信号を補完信号として、天頂近くから日本とその近海に放送することにより、GPSのみの場合に比べて、測位の信頼性（特に測位率）を向上することができる。その効果は、特に衛星視界の悪い都市部や山林地帯において顕著となる。

また、補強機能とは、測距信号に含まれる測距誤差を補正する補強情報を測距信号に重畳させて補強信号として放送することにより、ユーザ端末でその補強信号を受信し、重畳された補強情報を使って測距誤差を補正し、ユーザの高精度な自己位置を求めることが可能になることである。準天頂衛星の測位補強システム構成を図３に示す。

3.2　ユーザ端末[6][7]

ユーザ端末はQZSSの補強情報を利用することにより、高い測位精度が実現できる。ユーザ端末ではGNSS衛星およびQZSからの測位信号を受信するとともに、QZSからの補強信号を受信して観測データを補正し、測位計算を実施する。ユーザ端末のシステム構成を図４に示す。補強情報を用いた観測データの補正処理を以下に示す。

ユーザ位置$X_u \left(\equiv \left[x_u, y_u, z_u\right]^T\right)$における擬似距離の観測方程式は、以下の通り。

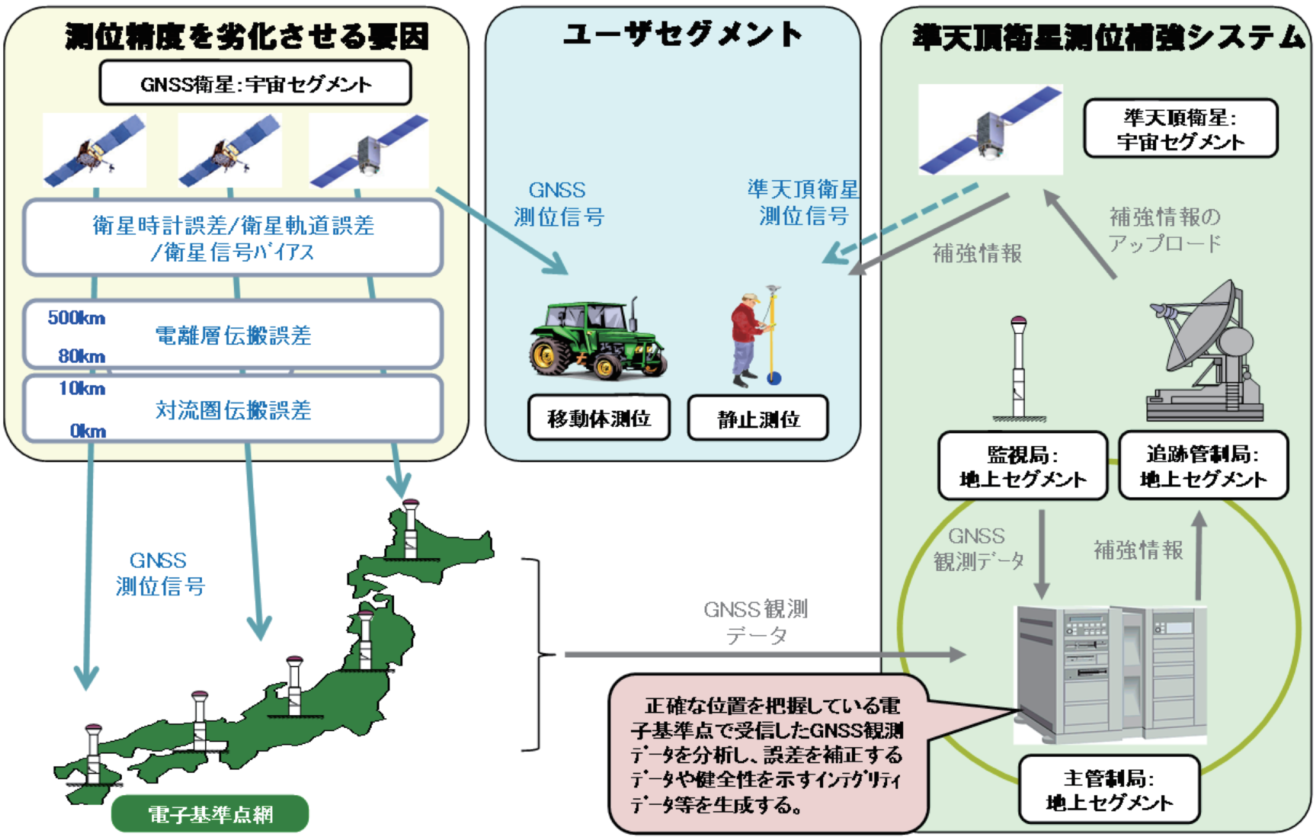

図３　準天頂衛星測位補強システム

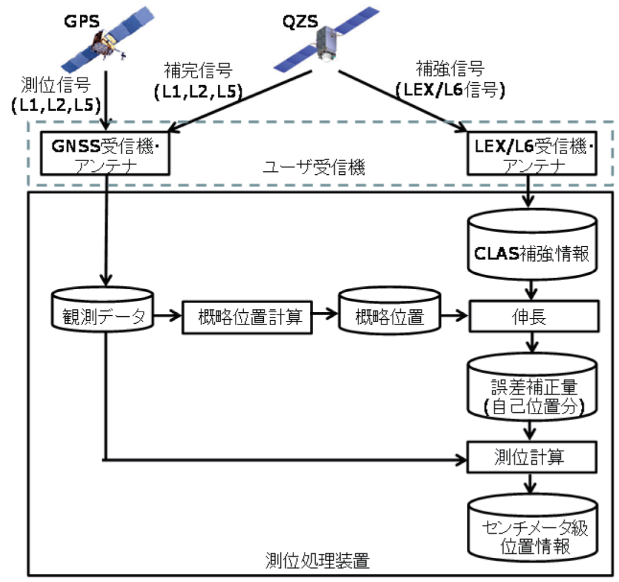

図４　準天頂衛星対応のユーザ端末システム構成

$$\rho_{s,u}^{p} = \left\| \vec{r}_{u}^{\,p} \right\| + B_{s,u}^{p} + e_{s,u}^{p} \tag{1}$$

ここで、 $\rho_{s,u}^{p}$ は衛星 p とユーザ受信機 u 間の信号 s による擬似距離、 $\|\cdot\|$ はユークリッドノルム（幾何学的距離）を表し、

$\vec{r}_{u}^{\,p} \equiv \left[x^{p} - x_{u}, y^{p} - y_{u}, z^{p} - z_{u}\right]^{T}$ とする。

$B_{s,u}^{p}$ はバイアス誤差を表し、以下に分解して示す。

$$B_{s,u}^{p} = C_{s,u}^{p} + P_{s,u}^{p} + S_{s,u}^{p} \tag{2}$$

$C_{s,u}^{p}$ ：時計に関する誤差　　$P_{s,u}^{p}$ ：位置に依存する誤差

$S_{s,u}^{p}$ ：衛星およびユーザ受信機のアンテナに関する誤差

$e_{s,u}^{p}$ ：観測雑音

$$\begin{aligned} C_{s,u}^{p} &= c \cdot \left[\left(\delta t_{u} + d_{s,u}\right) - \left(\delta t^{p} + d_{s}^{p}\right)\right] \\ &= C_{s,u} - C_{s}^{p} \end{aligned} \tag{3}$$

δt^{p} ：衛星時計誤差　　δt_{u} ：ユーザ受信機時計誤差

$d_{s,u}$ ：ユーザ受信機回路信号遅延　d_{s}^{p} ：衛星搭載回路信号遅延

$C_{s,u} = c \cdot \left(\delta t_{u} + d_{s,u}\right)$　　$C_{s}^{p} = c \cdot \left(\delta t^{p} + d_{s}^{p}\right)$

c ：光速（ $\cong 2.99792458 \times 10^{8} [m/s]$ ）

$$P_{s,u}^{p} = \frac{\vec{r}_{u}^{\,p}}{\left\|\vec{r}_{u}^{\,p}\right\|} \cdot \delta\vec{o}^{\,p} \pm I_{s,u}^{p} + T_{u}^{p} \tag{4}$$

$\delta\vec{o}^{\,p}$ ：衛星軌道誤差　　T_{u}^{p} ：対流圏における信号遅延

$I_{s,u}^{p}$ ：電離層における信号遅延

$$S_{s,u}^{p}=R_{s,u}^{p}+M_{s,u}^{p}+E_{s,u}^{p}+W_{s,u}^{p} \tag{5}$$

$R_{s,u}^{p}$ ：ユーザ受信機アンテナの位相中心変位

$E_{s,u}^{p}$ ：衛星アンテナの位相中心変位

$M_{s,u}^{p}$ ：ユーザ受信機アンテナのマルチパスのよる誤差

$W_{s,u}^{p}$ ：衛星搭載アンテナのマルチパスのよる誤差

補強情報f_{ssr}を用いて、時刻t、ユーザ概略位置（仮想基準点）$X_{\hat{u}}\left(\equiv\left[x_{\hat{u}},y_{\hat{u}},z_{\hat{u}}\right]^{T}\right)$における誤差補正量を求める。

$$\begin{aligned} f_{ssr}(t,\hat{u},p) &= B_{s,\hat{u}}^{p} \\ &= C_{s,\hat{u}}^{p}+P_{s,\hat{u}}^{p} \\ &= C_{s}^{p}+\frac{\vec{r}_{\hat{u}}^{\,p}}{\left\|\vec{r}_{\hat{u}}^{\,p}\right\|}\cdot\delta\vec{o}^{\,p}-I_{s,\hat{u}}^{p}+T_{\hat{u}}^{p} \end{aligned} \tag{6}$$

ユーザ概略位置における擬似距離の観測方程式を求める。

$$\rho_{s,\hat{u}}^{p}=\left\|\vec{r}_{\hat{u}}^{\,p}\right\|+B_{s,\hat{u}}^{p} \tag{7}$$

ユーザ位置とユーザ概略位置の1重差分、つまり、式(1)と式(7)の差分を求める。

$$\begin{aligned} \Delta\rho_{s,u}^{p} &= \rho_{s,u}^{p}-\rho_{s,\hat{u}}^{p} \\ &= \Delta\left\|\vec{r}_{u\hat{u}}^{\,p}\right\|+\Delta B_{s,u\hat{u}}^{p}+e_{s,u}^{p} \end{aligned} \tag{8}$$

ここで、ユーザ位置とユーザ概略位置が近接する場合、2点間の電離層伝搬誤差、対流圏伝搬誤差はほぼ等しくなる。また、衛星軌道誤差、衛星時計誤差、衛星信号バイアスは位置によらず、衛星毎に決まる誤差であるため、1重差分により相殺される。

$$\begin{aligned} \Delta\rho_{s,u}^{p} &= \Delta\left\|\vec{r}_{u}^{\,p}\right\|+c\cdot\left(\delta t_{u}+d_{s,u}\right)+e_{s,u}^{p} \\ &= \Delta\left\|\vec{r}_{u}^{\,p}\right\|+C_{s,u}+e_{s,u}^{p} \end{aligned} \tag{9}$$

なお、幾何学的距離の1重差分は以下の通り。

$$\begin{aligned} \Delta\left\|\vec{r}_{u\hat{u}}^{\,p}\right\| = &\sqrt{\left(x^{p}-x_{u}\right)^{2}+\left(y^{p}-y_{u}\right)^{2}+\left(z^{p}-z_{u}\right)^{2}} \\ &-\sqrt{\left(x^{p}-x_{\hat{u}}\right)^{2}+\left(y^{p}-y_{\hat{u}}\right)^{2}+\left(z^{p}-z_{\hat{u}}\right)^{2}} \end{aligned} \tag{10}$$

基線ベクトルを以下と定義する。

$$\left\{\begin{aligned} \Delta x_{u\hat{u}} &= x_{u}-x_{\hat{u}} \\ \Delta y_{u\hat{u}} &= y_{u}-y_{\hat{u}} \\ \Delta z_{u\hat{u}} &= z_{u}-z_{\hat{u}} \end{aligned}\right. \tag{11}$$

$$\Delta\vec{X}_{u\hat{u}}=X_{u}-X_{\hat{u}} \tag{12}$$

観測方程式の線形化のため、幾何学的距離の1重差分をTaylor展開し、近似する。

$$\Delta\left\|\vec{r}_{u\hat{u}}^{\,p}\right\|\cong-\frac{\left(X^{p}-X_{\hat{u}}\right)^{T}}{\left\|X^{p}-X_{\hat{u}}\right\|}\cdot\Delta\vec{X}_{u\hat{u}} \tag{13}$$

また、衛星とユーザ端末間の視線方向ベクトルの単位ベクトルを以下と定義する。

$$g_{\hat{u}}^{p}=-\frac{\left(X^{p}-X_{\hat{u}}\right)^{T}}{\left\|X^{p}-X_{\hat{u}}\right\|} \tag{14}$$

式(9)に式(12)を代入し、基線長に関して線形化された以下のk個の衛星についての擬似距離の観測方程式が求められる。

$$\Delta\rho_{s,u}^{p}=\begin{bmatrix}\Delta\rho_{s,u}^{1}\\ \Delta\rho_{s,u}^{2}\\ \vdots\\ \Delta\rho_{s,u}^{k}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}g_{\hat{u}}^{1} & 1\\ g_{\hat{u}}^{2} & 1\\ \vdots & \\ g_{\hat{u}}^{k} & 1\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\Delta\vec{X}_{u\hat{u}}\\ C_{s,u}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}e_{s,u}^{1}\\ e_{s,u}^{2}\\ \vdots\\ e_{s,u}^{k}\end{bmatrix} \tag{15}$$

同様に、搬送波位相についても以下のようになる。

$$\begin{aligned} \lambda_{s}\Delta\Phi_{s,u}^{p} &= \begin{bmatrix}\lambda_{s}\Delta\Phi_{s,u}^{1}\\ \lambda_{s}\Delta\Phi_{s,u}^{2}\\ \vdots\\ \lambda_{s}\Delta\Phi_{s,u}^{k}\end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix}g_{\hat{u}}^{1} & 1 & 1 & 0 & \cdots & 0\\ g_{\hat{u}}^{2} & 1 & 0 & 1 & 0 & 0\\ \vdots & \vdots & \vdots & 0 & \ddots & 0\\ g_{\hat{u}}^{k} & 1 & 0 & 0 & 0 & 1\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\Delta\vec{X}_{u\hat{u}}\\ C_{s,u}\\ \lambda_{s}\Delta N_{s,u\hat{u}}^{p}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}\varepsilon_{s,u}^{1}\\ \varepsilon_{s,u}^{2}\\ \vdots\\ \varepsilon_{s,u}^{k}\end{bmatrix} \end{aligned} \tag{16}$$

λ_{s} ：信号 s の搬送波の波長 $[m]$

4. 移動体向け高ロバスト2次元測位アルゴリズム

4.1　運動方程式の導入 (8)

地上の移動体に対応するため、状態方程式に運動方程式を取り込む。運動方程式は、水平方向つまり、東西（E）方向および南北（N）方向に関しては地上移動体用として、従来から用いられているSingerモデルを、垂直方向つまり上下（U）方向に関しては、移動の自由度を抑えるため、速度の１次マルコフモデルを採用する。

このため、移動体の扱いを考慮して、ローカル座標系を用いる。図５に、ECEF座標系であるWGS84座標系と

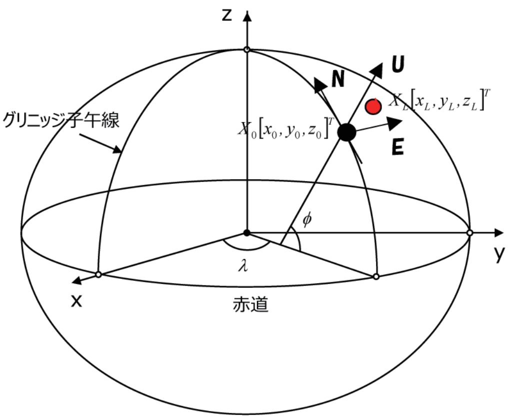

図５　ECEF座標系とENU座標系

ローカル座標系であるENU座標系の関係を示す。ローカル座標系からECEF座標系に変換する座標変換行列を以下に示す。ただし、λは経度、ϕは緯度を示す。

$$T_W^L = \begin{bmatrix} -\sin\lambda & \cos\lambda & 0 \\ -\sin\phi\cos\lambda & -\sin\phi\sin\lambda & \cos\phi \\ \cos\phi\cos\lambda & \cos\phi\sin\lambda & \sin\phi \end{bmatrix} \tag{17}$$

WGS84座標系における$X_0\left(\equiv \left[x_0, y_0, z_0\right]^T\right)$をローカル座標系の原点とすると、WGS84座標系からローカル座標系への変換は次のように表せる。なお、ローカル座標系におけるユーザ位置を　$X_L\left(\equiv \left[x_L, y_L, z_L\right]^T\right)$する。

$$X_L = T_W^L\left(X - X_0\right) \tag{18}$$

したがって、WGS84座標X_uを求める式は以下となる。

$$\begin{aligned} X &= X_0 + \left(T_W^L\right)^{-1} X_L \\ &= X_0 + \left(T_W^L\right)^T X_L \end{aligned} \tag{19}$$

なお、以下が成り立つ。

$$\left(T_W^L\right)^{-1} = \left(T_W^L\right)^T \tag{20}$$

式(19)を式(12)に代入して、基線ベクトルをローカル座標系で表す。

$$\begin{aligned} \Delta\vec{X}_{u\hat{u}} &= \left(T_W^L\right)^T X_{L,u} - \left(T_W^L\right)^T X_{L,\hat{u}} \\ &= \left(T_W^L\right)^T \Delta\vec{X}_{L,u\hat{u}} \end{aligned} \tag{21}$$

また、衛星とユーザ端末間の視線方向ベクトルの単位ベクトルをローカル座標系で表す。

$$g_{L,\hat{u}}^p = g_{\hat{u}}^p\left(T_w^L\right)^T \tag{22}$$

水平方向に対する加速度a_{Lx}, a_{Ly}の関係を1次の線形時不変系とし、1次マルコフプロセスと仮定すると以下となる。

$$\dot{a}_{Lx,t} = -\alpha_{Lx} a_{Lx,t} + \omega_{a_{Lx},t} \tag{23}$$

$$\dot{a}_{Ly,t} = -\alpha_{Ly} a_{Ly,t} + \omega_{a_{Ly},t} \tag{24}$$

同様に、垂直方向は、位置z_Lの速度v_{Lz} が、1次線形時不変系の1次マルコフプロセスと仮定すると以下となる。

$$\dot{v}_{Lz,t} = -\alpha_{Lz} v_{Lz,t} + \omega_{v_{Lz},t} \tag{25}$$

4.2　ドップラー情報の導入 (8)

GNSS受信機からは、観測量としてドップラー情報が出力される場合が多い。ドップラーは、周波数の時間変動として観測される。搬送波位相の時間変動と同等の信号として、推定の信頼性を高めるため、ドップラー情報を利用する。ドップラーは、搬送波位相の時間差分と等価であるとして、以下の式で表現できる。ここで、時刻t、衛星pからの搬送波$L1$ におけるドップラーの観測量を$D_{L1,u,t}^p$とする。

$$\lambda_s D_{L1,u,t}^p = \lambda_s\left(\Phi_{DL1,u,t}^p - \Phi_{L1,u,t-1}^p\right) + \varepsilon_{DL1,u,t}^p \tag{26}$$

衛星pに関してユーザ端末と仮想基準点間の1重差分を取る。

$$\lambda_s \Delta D_{L1,u,t}^p = \lambda_s\left(\Delta\Phi_{L1,u\hat{u},t}^p - \Delta\Phi_{L1,u\hat{u},t-1}^p\right) + \varepsilon_{DL1,u,t}^p \tag{27}$$

1重差分により、バイアス誤差および衛星の項が相殺され、ユーザ受信機の位置（基線ベクトル）と時計誤差に関する項のみが残る。

$$\begin{aligned} \lambda_{L1}\Delta D_{L1,u,t}^p &= g_{L,\hat{u},t}^p \Delta\vec{X}_{L,u\hat{u},t} - g_{L,\hat{u},t-1}^p \Delta\vec{X}_{L,u\hat{u},t-1} \\ &\quad + C_{L1,u,t} - C_{L1,u,t-1} + \varepsilon_{DL1,u,t}^p \\ &= g_{L,\hat{u},t}^p V_{L,u,t} + \dot{C}_{L1,u,t} + \varepsilon_{DL1,u,t}^p \end{aligned} \tag{28}$$

なお、受信機の時計に関する誤差のうち、回路遅延の時間変動はないと見なせるため、受信機時計の時間変動が支配的となる。

4.3　受信機時計誤差モデルの導入 (8)

受信機の時計誤差を、時系列分析に基づき、１次マルコフプロセスの自己回帰モデルとして推定する。受信機の時計誤差を平均0、正規分布とし、Δ_tを受信機時計誤差のサンプリング周期とする。

$$C_{L1,u,t+1} = C_{L1,u,t} + \Delta_t \cdot \dot{C}_{L1,u,t} + \omega_{L1} \tag{29}$$

$$\dot{C}_{L1,u,t+1} = \kappa \cdot \dot{C}_{L1,u,t} + \omega_{L1} \tag{30}$$

4.4　カルマンフィルタの構築

移動体対応の運動方程式および信頼性向上のためのドップラー情報、受信機時計誤差モデルを導入したカルマンフィルタを構築する。

まず、状態方程式を以下に定義する。

$$\eta_{L,t} = F_{L,t}\eta_{L,t-1} + \omega_t \tag{31}$$

状態ベクトル$\eta_{L,u,t}$は、以下となる。状態ベクトルは、位置の他、速度、加速度、時計誤差の変動および波数を要素とする。

$$\begin{aligned} \eta_{L,t} &= \left[\Delta\vec{X}_{L,t}^T, V_{L,t}^T, A_{L,t}^T, C_{s,t}, \dot{C}_{s,t}, \lambda_s\Delta N_s^{p}\right]^T \\ &= \left[\Delta x_{L,t}, \Delta y_{L,t}, \Delta z_{L,t}, v_{Lx,t}, v_{Ly,t}, v_{Lz,t},\right. \\ &\quad \left. a_{Lx,t}, a_{Ly,t}, C_{L1,t}, \dot{C}_{L1,t}, \lambda_{L1}\Delta N_{L1}{}^T\right]^T \end{aligned} \tag{32}$$

なお、ユーザのGNSS受信機としては、今後、低コスト化が見込めるLow-Endの1周波搬送波（L1）受信機を想定する。信号を1 周波に限定し、$s = CA, L1$ とする。また、要素の添え字のuを省略する。

状態遷移行列を以下に示す。

$$F_{L,t} = \begin{bmatrix} F_{Singer} & 0_2^8 & 0_k^k \\ 0_8^2 & F_{c\delta t} & 0_k^k \\ 0_8^k & 0_2^k & I^k \end{bmatrix} \tag{33}$$

$$F_{c\delta t}=\begin{bmatrix}1 & \Delta_t\\ 0 & \kappa\end{bmatrix} \tag{34}$$

なお、F_{Singer}は、移動体を対象としたSingerモデルを具現化した8×8の状態遷移行列で、詳細は参考文献（9）を参照とする。

次に、ドップラー観測量を考慮した観測方程式を以下に定義する。

$$y_{L,t}=H^{p}_{L,t}\eta_{L,t}+\nu_t \tag{35}$$

ここで、$H^{p}_{L,t}$ は、観測行列である。

観測方程式は、式（15）と式（16）および式（27）をまとめ、以下の通りとなる。座標系は、座標変換式（22）を用いてローカル座標系で表す。

$$y_{L,t}=\begin{bmatrix}\Delta\rho^{p}_{CA,u}\\ \lambda_{L1}\Delta\Phi^{p}_{L1,u}\\ \lambda_{L1}\Delta D^{p}_{L1,u}\end{bmatrix}=H_{L,t}\eta_{L,t}+\begin{bmatrix}e^{p}_{CA,u}\\ \varepsilon^{p}_{L1,u}\\ \varepsilon^{p}_{DL1,u}\end{bmatrix} \tag{36}$$

観測行列は以下となる

$$H_{L,t}=\begin{bmatrix}G^{k}_{L,\hat{u},t} & 0^{k}_{3} & 0^{k}_{2} & 1^{k}_{1} & 0^{k}_{1} & 0^{k}_{k}\\ G^{k}_{L,\hat{u},t} & 0^{k}_{3} & 0^{k}_{2} & 1^{k}_{1} & 0^{k}_{1} & I^{k}\\ 0^{k}_{3} & G^{k}_{L,\hat{u},t} & 0^{k}_{2} & 0^{k}_{1} & 1^{k}_{1} & 0^{k}_{k}\end{bmatrix} \tag{37}$$

ここで、1^{k}_{n}はk×nのすべての要素が1、0^{k}_{n}はk×nのすべての要素が0、I^{k}はk×kの単位行列を表す。

また、$G^{k}_{L,\hat{u},t}$は衛星kとユーザ概略位置$X_{\hat{u}}$間の視線方向ベクトルの単位ベクトルを衛星毎に行列として表したもので、以下に示す。

$$G^{k}_{L,\hat{u},t}=\left[g^{1}_{L,\hat{u}}\ \ g^{2}_{L.\hat{u}}\ \cdots\ g^{k}_{L,\hat{u}}\right]^{T} \tag{38}$$

以上の状態方程式（式（31））と観測方程式（式（35））、および状態ベクトル（式（32））を用いたカルマンフィルタを以下のように構成する。

$$\eta_{L,t|t-1}=F_{L,t}\eta_{L,t-1|t-1} \tag{39}$$

$$\eta_{L,t|t}=\eta_{L,t|t-1}+K_{L,t}\nu_{L,u,t} \tag{40}$$

$$\nu_{L,t}=y_{L,t}-H_{L,t}\eta_{L,t|t-1} \tag{41}$$

: Innovation Process

$$K_{L,t}=\Sigma_{L,t|t-1}H^{T}_{L,t}\left(H_{L,t}\Sigma_{L,t|t-1}H^{T}_{L,t}+R_{L,t}\right)^{-1}$$

: Kalman Gain (42)

$$\Sigma_{L,t|t-1}=F_{L,t}\Sigma_{L,t-1|t-1}F^{T}_{t}+Q_{L,t} \tag{43}$$

$$\Sigma_{L,t|t}=\Sigma_{L,t|t-1}-K_{L,t}H_{L,t}\Sigma_{L,t|t-1} \tag{44}$$

4.5 サイクルスリップの検出と除去 (10)

4.5.1 検出の条件

搬送波位相を使った精密測位では、サイクルスリップあるいはマルチパスが発生したとき、観測残差が瞬間的に変動し、測位誤差となる。特に、衛星視界が悪い都市部では頻繁に発生するため、その検出と除去は大きな課題である。サイクルスリップが発生すると観測残差が変動する。したがって、観測残差の時間変動を監視して、その変動を検知することによって回避できる。

カルマンフィルタにおけるInnovation Process（式（41））の共分散をN_tと定義する。観測残差の共分散N_tは、誤差共分散と観測ノイズ行列から以下の式で求められる。

$$\begin{aligned}\mathrm{N}_t &\equiv E\left[\nu_{L,t}\nu_{L,t}{}^{T}\right]\\ &=H_{L,t}\Sigma_{L,t|t-1}H^{T}_{L,t}+R_{L,t}\end{aligned} \tag{45}$$

観測残差の共分散の対角要素を使って、観測残差を正規化する。

$$\nu_{s,j,t}\equiv\sqrt{\frac{1}{\mathrm{N}_{jj,t}}}\nu_{j,t},\quad j=1,\cdots,2k \tag{46}$$

ここでは、Innovationの平均値、分散を以下とする。

$$E\left[\nu_{s,j,t}\right]=0,\qquad Var\left[\nu_{s,j,t}\right]=1 \tag{47}$$

4.5.2 仮説検定

サイクルスリップあるいはマルチパスが、時刻$t=t_c$で発生したとき、標準Innovation Processの平均値と共分散が変動する。このとき、以下の仮説検定を適用する。

H_0：時刻$t=t_c$で異常の変動が起こらない。

H_1：時刻$t=t_c$で異常の変動が起こる。

帰無仮説H_0が棄却できるかどうかを判断するための判断の規範を以下に示す。

【Accept：H_1】

搬送波位相の観測残差$\left|\nu_i\left(t_c\right)\right|,\left(k<i\leq 2k\right)$が｜$b_\nu\mathrm{N}_{ii}$｜より大きいとき、その搬送波位相*L1*の観測データは、サイクルスリップあるいはマルチパスを含む。b_νは定数。

または、擬似距離の観測残差$\left|\nu_i\left(t_c\right)\right|,\left(1\leq i\leq k\right)$が｜$b_\nu\mathrm{N}_{kk}$｜より大きいとき、*C/A*の観測データは、サイクルスリップあるいはマルチパスの影響を受けている。

【第1種過誤】

H_0が真の（帰無仮説が正しい）ときに、これを棄却してしまう第1種過誤（Type I error）が発生する確率をαで表す。H_0が真のときに、帰無仮説を選択する確率は、*1-*αとなる。

4.5.3 サイクルスリップの除去

対立仮説H_1が$\nu_i\left(t_c\right),\left(1\leq i\leq k\right)$の*i*番目の要素で採択されたとき、対応する衛星からの疑似距離がマルチパスにより影響を受けたとして、対応する擬似距離観測値データを削除する。

また同様に、対立仮説（H_1）が$\nu_i\left(t_c\right),\left(k<i\leq 2k\right)$の*i*番目の要素で採択されたとき、対応する衛星からの搬送波位相においてサイクルスリップが発生したと判断

し、その搬送波位相を削除する。

4.6 高さ情報の導入

衛星視界の悪い場所における測位率の低下に対して、常に高仰角を維持する準天頂衛星により、その改善は期待できる。しかしながら、特に高層ビルの乱立する都市部では、準天頂衛星による補完によっても安定な測位には機数が不足する場合が多々ある。そこで、さらに信頼度を上げるため、別途、既存のシステムからの高さ情報を利用して、それを測位計算の拘束条件として解く。これにより、4機以下の場合にも衛星からの測位信号で測位計算が可能となる。以下に移動体向け高ロバスト2次元測位アルゴリズムを述べる。

まず、高さ情報を規定する。既知の高さ $\tilde{z}_{L,u,t}$ の既知とし、真値 $z_{L,u,t}$ との関係を以下に示す。

$$\tilde{z}_{L,u,t} = z_{L,u,t} + e_{Lz,u,t} \tag{48}$$

なお、誤差 $e_{Lz,t}$ はホワイトガウスノイズとして、以下と定義する。

$$e_{Lz,u,t} \sim N\left(0, \sigma_{Lz,u}^2\right) \tag{49}$$

ここで、式（48）の両辺から、補強情報の基準となる概略位置（仮想基準点）の高さ成分 $z_{L,\hat{u},t}$ を引く。仮想基準点は、誤差のない絶対的位置として定義される。

$$\tilde{z}_{L,u,t} - \tilde{z}_{L,\hat{u},t} = z_{L,u,t} - z_{L,\hat{u},t} + e_{Lz,u,t} \tag{50}$$

式（50）は、式（11）の定義より、基線ベクトルの高さ方向となる。したがって、式（50）は、以下となる。

$$\Delta\tilde{z}_{L,u\hat{u},t} = \Delta z_{L,u\hat{u},t} + e_{Lz,u,t} \tag{51}$$

次に、入力となる既知の高さ情報 $\Delta\tilde{z}_{L,u\hat{u},t}$ と、時刻Oから時刻 t までの観測値 Y^t を拘束条件としたときの、状態ベクトル $\eta_{L,u,t}$ の条件付き確率密度関数を定義する。なお、以下の条件付き確率密度関数の導出において、Y^t さ $\Delta\tilde{z}_{L,u\hat{u},t}$ に関して、状態ベクトル $\eta_{L,u,t}$ は、観測値に対して十分統計量であることを用いる。

$$\begin{aligned}
P\left(\eta_{L,u,t} \middle| \Delta\tilde{z}_{L,u\hat{u},t}, Y^t\right) &= \frac{P\left(\eta_{L,u,t}, \Delta\tilde{z}_{L,u\hat{u},t}, Y^t\right)}{P\left(\Delta\tilde{z}_{L,u,t}, Y^t\right)} \\
&= \frac{P\left(\Delta\tilde{z}_{L,u\hat{u},t}, \eta_{L,u,t} \middle| Y^t\right) P\left(Y^t\right)}{P\left(\Delta\tilde{z}_{L,u\hat{u},t}, Y^t\right)} \\
&= \frac{P\left(\Delta\tilde{z}_{L,u\hat{u},t} \middle| \eta_{L,u,t}, Y^t\right) P\left(\eta_{L,u,t} \middle| Y^t\right) P\left(Y^t\right)}{P\left(\Delta\tilde{z}_{L,u\hat{u},t}, Y^t\right)} \\
&= K_0 P\left(\Delta\tilde{z}_{L,u\hat{u},t} \middle| \eta_{L,t}\right) P\left(\eta_{L,u,t} \middle| Y^t\right)
\end{aligned} \tag{52}$$

$$K_0 = \frac{P\left(Y^t\right)}{P\left(\Delta\tilde{z}_{L,u\hat{u},t}, Y^t\right)} \tag{53}$$

ここで、K_0 は、状態ベクトル $\eta_{L,u,t}$ を含まない定数項である。

さらに、式（52）に含まれる各条件付き確率密度関数を求める。

$$P\left(\Delta\tilde{z}_{L,u\hat{u},t} \middle| \eta_{L,u,t}\right) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_{Lz}} exp\left[-\frac{\left(\Delta\tilde{z}_{L,u\hat{u},t} - \Delta z_{L,u\hat{u},t}\right)^2}{2\sigma_{Lz}^2}\right] \tag{54}$$

$$P\left(\eta_{L,u,t|t} \middle| Y^t\right) = \frac{1}{(2\pi)^{n/2}\left|\Sigma_{L,u,t|t}\right|^{1/2}} exp\left[-\frac{1}{2}\left(\eta_{L,u,t} - \eta_{L,u,t|t}\right)^T \Sigma_{L,u,t|t}^{-1}\left(\eta_{L,u,t} - \eta_{L,u,t|t}\right)\right] \tag{55}$$

最後に、式（54）と式（55）を式（52）に代入し、冪項を整理し、状態ベクトル $\eta_{L,u,t}$ の2次形式として、以下を導く。

$$P\left(\eta_{L,u,t} \middle| \Delta\tilde{z}_{L,u,t}, Y^t\right) = \frac{K_0 K_1}{(2\pi)^{(n+1)/2}\left|\Sigma_{L,u,t|t}\right|^{1/2}\sigma_{L\hat{z}}} exp\left[-\frac{1}{2}\left(\eta_{L,u,t} - \hat{\eta}_{L,u,t|t}\right)^T \hat{\Sigma}_{L,u,t|t}^{-1}\left(\eta_{L,u,t} - \hat{\eta}_{L,u,t|t}\right)\right] \tag{56}$$

$$\hat{\eta}_{L,u,t|t} = \left(\Sigma_{L,u,t|t}^{-1} + \frac{b_z b_z^T}{\sigma_{Lz}^2}\right)^{-1}\left(\Sigma_{L,u,t|t}^{-1}\eta_{L,u,t|t} + \frac{b_z^T \Delta\tilde{z}_{L,u\hat{u},t}}{\sigma_{Lz}^2}\right) \tag{57}$$

$$\hat{\Sigma}_{L,u,t|t} = \left(\Sigma_{L,u,t|t}^{-1} + \frac{b_z b_z^T}{\sigma_{Lz}^2}\right)^{-1} \tag{58}$$

ここで、$n(=k+10)$ は状態ベクトルの要素数、b_z は状態ベクトルのZ座標の位置を指定する行列である。

$$b_z = \left[0_2^1, 1, 0_7^1, 0_k^1\right]^T \tag{59}$$

K_1 は状態ベクトル $\eta_{L,u,t}$ を含まない定数項である。

$$\begin{aligned}
K_1 = exp\Bigg[&\frac{1}{2}\left(\Sigma_{L,u,t|t}^{-1}\eta_{L,u,t|t} + \frac{b_z^T \Delta\tilde{z}_{L,u\hat{u},t}}{\sigma_{Lz}^2}\right)^T \\
&\left(\Sigma_{L,u,t|t}^{-1} + \frac{b_z b_z^T}{\sigma_{Lz}^2}\right)^{-1}\left(\Sigma_{L,u,t|t}^{-1}\eta_{L,u,t|t} + \frac{b_z^T \Delta\tilde{z}_{L,u\hat{u},t}}{\sigma_{Lz}^2}\right) \\
&-\frac{1}{2}\hat{\eta}_{L,u,t|t}^T \Sigma_{L,u,t|t}^{-1}\eta_{L,u,t|t} - \frac{\Delta\tilde{z}_{L,u\hat{u},t}^T \Delta\tilde{z}_{L,u\hat{u},t}}{2\sigma_{Lz}^2}\Bigg]
\end{aligned} \tag{60}$$

カルマンフィルタの観測更新における式（40）および式（44）において出力される $\eta_{L,u,t|t}$ および、$\Sigma_{L,u,t|t}$ を用いて、式（57）と式（58）より、再計算された $\hat{\eta}_{L,u,t|t}$ および $\hat{\Sigma}_{L,u,t|t}$ を新しい観測更新値とし、その時刻における最終的な出力結果とする。さらに、それを前の時刻の推定値として式（39）と式（43）に代入し、次の時刻の時間外挿の推定計算を行う。データ処理の流れを図６に示す。

本方式の計算過程においては、従来通りの方法で、得

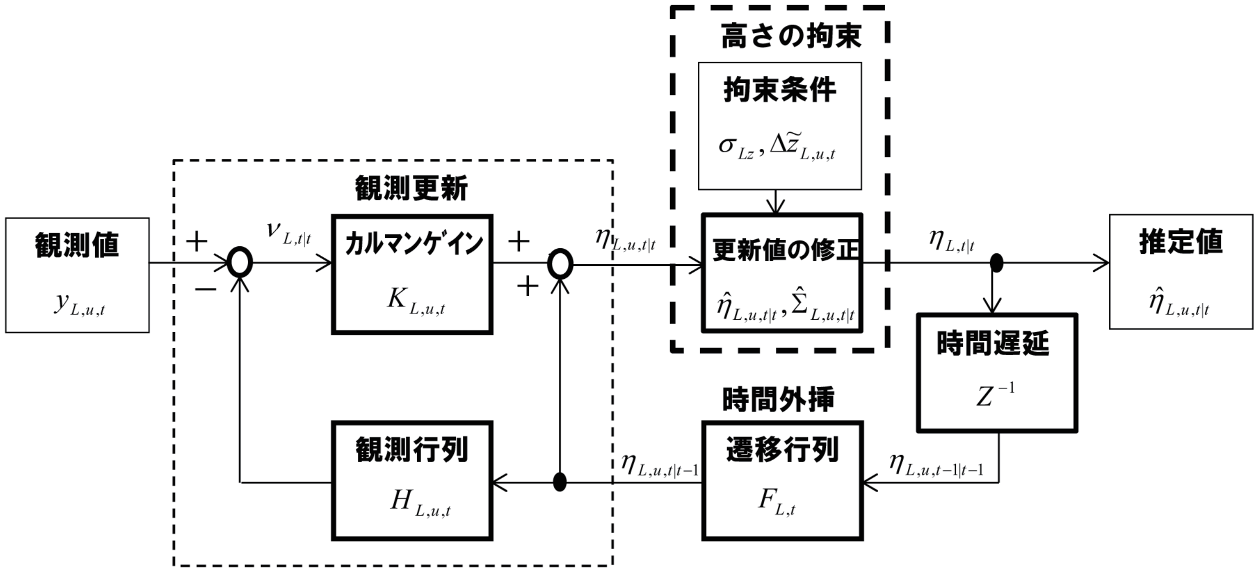

図６　高さ情報を拘束条件としたときのカルマンフィルタ構成

られたGNSS測位衛星の数で測位計算し、その結果に高さ情報を拘束条件として付加し、信頼性を向上するように動作する。特長は、従来の測位計算手法で測位計算した後、その信頼度に基づき、既知の高さ情報を付加して、信頼度を向上することが可能になることであり、従来の測位方式との連動が容易な点にある。

5. むすび

GNSS測位の課題である衛星視界の悪い場所での測位精度および測位率の低下を解決するため、4機以下の衛星からの測位信号で測位計算が可能となる移動体向け高ロバスト2次元測位アルゴリズムを提唱した。本アルゴリズムは、地上の移動体の運動特性として高さ方向の変化は少ないと仮定し、事前に数値標高モデル等からの高さ情報を取得して、それを測位計算の拘束条件として解くものである。そのため、高さ方向の自由度を減らした地上移動体用運動モデルを採用し、観測量が減少する環境において信頼性の向上可能なサイクルスリップ、マルチパス検出および受信機時計誤差モデルを提唱した。

今後、車いす等を対象としたバリアフリーな走行支援実現に向け、次のステップとして、今回紹介したアルゴリズムを適用した試作機を開発し、実環境での評価を実施する予定である。

参考文献

⑴ RTCM STANDARD 10403.2 DIFFERENTIAL GNSS（GLOBAL NAVIGATION SATELLITE SYSTEMS）SERVICES - VERSION 3, RTCM SPECIAL COMMITTEE NO. 104（2013年11月）

⑵ 内閣官房　第6回測位・地理情報システム等推進会議　測位衛星システムに関する各国動向 http://www.cas.go.jp/jp/seisaku/sokuitiri/190322/siryou5-2.pdf（2007年3月）

⑶ 準天頂衛星システム　ユーザインタフェース仕様書（IS-QZSS）1.6版、宇宙航空研究開発機構　（2014年11月）

⑷ 内閣府、“Quasi-Zenith Satellite System Interface Specification Satellite Positioning, Navigation and Timing Service（IS-QZSS-PNT-001） Draft Edition”、（2016年7月）

⑸ 準天頂衛星による高精度測位システムの紹介、齋藤、他、MSS技報、Vol.26（2016年3月）

⑹ PPP-RTK: Precise Point Positioning Using State-Space Representation in RTK networks、G. Wuebbena, et al.、The 18th International Technical Meeting、ION GNSS-05（2005年9月）

⑺ Centimeter-class Augmentation System Utilizing Quasi-Zenith Satellite System Performance Verification, M. Saito, et al., ION GNSS-11（2011年9月）

⑻ RTK-PPP Algorithms using GNSS Observables from Few Satellites, A. Chabata, et al., ION GNSS-12（2012年９月）

⑼ GPSハンドブック、杉本、柴崎　編集，朝倉書店（2010年9月）

⑽ Detection of Cycle Slips and Multipath in GNSS RTK Precise Point Positioning、M. Kamimura, et al.、ION GNSS-11（2011年９月）

筆者紹介

齋藤 雅行

1980年三菱電機株式会社入社。FKP方式ネットワーク型GNSS配信システムの開発および準天頂衛星初号機“みちびき”用センチメータ級測位補強情報システムの開発に従事。その後、三菱スペース・ソフトウエア株式会社に転籍。現在、鎌倉事業部 社会インフラ技術部。

山岸 敦

1992年三菱スペース・ソフトウエア株式会社入社。FKP方式を使ったネットワーク型GPSシステムの開発及び高精度測位端末の開発に従事。その後、実用準天頂衛星地上システムの開発に従事。現在、鎌倉事業部 社会インフラ技術部 部長。

久保 幸弘

2002年 立命館大学大学院理工学研究科博士課程修了(博士（工学))、三菱電機株式会社入社。2004年立命館大学専任講師、準教授を経て、2015年同大学教授となり現在に至る。GPSに関する信号処理及び測位航法システムの測位アルゴリズムに関する研究に従事。

杉本 末雄

1974年現 NYU Polytechnic School of Engineering 博士課程修了（Ph.D.)、大阪大学助手・講師を経て、1988年立命館大学助教授、1990年教授、2012年特任教授/名誉教授となり現在に至る。確率システム制御理論と応用、信号・画像処理、GNSSの研究に従事。