擬似衛星による航空機進入時の測位精度の検討

坂井 丈泰*・惟村 和宣*
長岡 栄*・高橋美登里*・天井 治*

A Study on the Positioning Accuracy for the Approaching Aircraft Using Pseudolites

Takeyasu SAKAI, Kazunobu KOREMURA,
Sakae NAGAOKA, Midori TAKAHASHI and Osamu AMAI

Abstract

For a precision approach and landing system of aircraft using GPS, it is necessary to improve the system performance such as positioning accuracy, integrity, continuity and availability. A possible way for improving the performance may be to use pseudolites (pseudo-satellites) located on the ground near airport in addition to ordinary GPS satellites.

In this paper, a qualitative simulation was carried out for evaluating positioning accuracy for the approaching aircraft using pseudolites together with the existing GPS satellites. Flight experimental data and artificial data on ranging measurement were used for the simulation.

The result shows that while the positioning accuracy strongly depends on relative location of pseudolites, GPS satellites and the aircraft, the accuracy can be improved by the utilization of pseudolites.

1. はじめに

GPSを利用した航空機用航法装置は、最近の大型機には標準装備される一方で多くの小型機にも搭載され、参考計器として有効に活用されるようになってきている。将来的には、航空路上のみならず離陸から進入着陸段階まで一貫してGPSを使用することが期待されており、現在そのための研究開発が各国で行われている。例えば、GPSの精度や信頼性を補完する補強システムとして、米国のWAAS(wide area augmentation system)、および我が国のMSAS(MTSAT satellite based augmentation system)などの整備が進められている。

WAASおよびMSASではRNP(required navigation performance; 航法精度要件)カテゴリー I 相当(決心高度60[m]まで誘導可能。このとき、測位誤差を含むシステム誤差の95%信頼区間が水平 ± 37 [m]、垂直 ± 12 [m]の範囲にあること)までの精密進入が可能であるとされるが、さらに高いカテゴリーの誘導には測位精度や信頼性が不足するといわれている。この精度向上のためには、搬送波の位相情報を利用するキネマティック方式が使用される可能性がある。また、空港周辺に擬似衛星(pseudo-satellite; pseudolite)と呼ばれる地上送信局を設置して、ここから送信される測距信号をも利用して測位演算を行う補強方式が考えられている。これにより、GPSの弱点のひとつである垂直方向の測位精度が改善されるほか、信頼性の向上も図れる可能性がある⁽¹⁾と期待されている。

擬似衛星はスタンフォード大学のParkinsonらによって研究開発が進められてきており、初期には擬似衛星の最適配置に関する研究があるが⁽²⁾、近年はキネマティック測位方式における整数波数のアンビギュイテ

*正会員 運輸省電子航法研究所 (〒181-0004 三鷹市新川6-38-1)

イを解くために擬似衛星を利用する方法を提案し、実験を行っている⁽³⁾⁽⁴⁾⁽⁵⁾。これは、ドップラー周波数を測定することにより航空機が擬似衛星の上空を通過したことを検出し、このことを利用してアンビギュイティを精度良く決定するものである。また、国内においては、宇宙開発事業団および航空宇宙技術研究所による宇宙往還機HOPEプロジェクトの一環として擬似衛星の利用が検討されている⁽⁶⁾。

我々は、航空機の進入着陸時に擬似衛星を使用することを想定して、測位精度や信頼性に及ぼす効果をシミュレーションにより計算している。今回は、擬似衛星を使用して測位計算を行った場合に測位精度がどのように改善されるか検討したので、その結果を報告する。

2. 擬似衛星による効果

GPSの測位精度を左右する誤差要因にはさまざまなものがあるが、そのひとつは、測位計算に使用する衛星と受信機の相対的位置関係である。GPSで測定される観測量は衛星と受信機の距離、すなわち擬似距離 $\mathbf{r} = [r_1 r_2 \cdots r_N]^T$ (N は衛星数)であり、これと受信機位置 $\mathbf{x} = [x y z s]^T$ (s は受信機クロック誤差)とは本来は非線形方程式で関係づけられるものであるが、 $\mathbf{x}$ のまわりで適当な線形化を行えば次式で近似できる⁽⁸⁾。

$$A d\mathbf{x} = d\mathbf{r} \quad (1)$$

ここで、変換行列 A は衛星と受信機の相対的位置関係により定まる。一般に、GPS衛星からの信号は水平面よりも上方から到来するため、GPSでは垂直方向の測位精度が水平方向よりも低下するが、これは行列 A の z に対応する成分の符号が限られることで説明できる。また、衛星と受信機の位置関係によっては変換行列 A の行ベクトル間の線形独立性が保たれず、極端な場合には解を一意に決定できない事態が生じうる(いわゆるDOP(dilution of precision)の大きい場合に相当する)。通常は測位計算に必要な衛星数は4個とされているが、同一軌道面の衛星や仰角の近い衛星を使うなどするとこの問題が顕在化することがあり、上空に4個あれば常に正常に測位できるとは限らない。なお、キネマティック方式の場合には測定される観測量は搬送波の位相積算値(衛星と受信機の距離に比例する)であり、受信機と基準局との位置関係も問題に含まれる。また、DOPの値は式(1)の行列 A により定まることを注意しておく(付録参照)。

こうした問題を解決する方法のひとつは、GPS衛星の数を増やして常に多数の衛星が見えるようにすることである。しかし、GPSの衛星数にはPRNコードによる限度があるうえ、上空の衛星を増やすだけでは行列 A の性質に大きな変化はないため、垂直方向の測位精度が水平方向に比較して良くないという欠点は改善されない。もうひとつの方法として、上空を飛行するGPS衛星だけではなく、地上にも衛星と同様の測距信号を送信する無線局を配置するというのが擬似衛星のアイデアである。この方式では、利用可能な衛星数が増える効果があるほか、擬似衛星が一般に航空機より下方に位置することから垂直方向の測位精度が改善されると考えられている。なお、送信局を地上ではなく静止衛星軌道に配置すると、GPSオーバーレイと呼ばれる方式になる。

擬似衛星方式では、測位精度の改善のほかにも、衛星数が増えることで冗長度が増し、信頼性が向上するという効果がある。しかも、地上に設置された固定送信局であるから、軌道上の衛星よりも故障率は低いことが予想されるので、測位システム全体としての信頼性の向上に貢献する。

擬似衛星の実現上の問題点としては、受信機が複雑になるほか、遠距離にあるGPS衛星との電界強度の違いに起因する遠近問題(near-far problem)がよく知られている。この問題について、Parkinsonらは擬似衛星の送信電力を微弱にするかまたはパルス化するなどにより実効的に覆域を小さくすることで解決を図っている。

また、擬似衛星の配置は重要な問題である。例えば、測距のみによって測位を行ういわゆる距離方式では、送信局間を結ぶ基線上で測位誤差が著しく増大する問題がよく知られており、GPS衛星に加えて擬似衛星を使用する場合にはこの点にも十分な配慮が必要となる。技術的な問題以外にも、擬似衛星を含む狭域補強システムのための地上施設は空港用地内に設置することが望ましいとの意見があり(米国FAAなど)、擬似衛星の設置場所についてはさまざまな制約が課せられることとなる。

3. シミュレーションの概要

擬似衛星により測位精度がどのような影響を受けるかを調べるため、計算機によるシミュレーションを実施した。擬似衛星については人為的に作成したデータを、上空の衛星については実際の航空機による実験で取得したデータを使用することとした。この飛行実験⁽⁷⁾は当所所有の実験用航空機(ビーチクラフトB99)を使用して仙台空港にて実施したもので、実施時期は97年2月、受信機はNovAtel社製RT20(移動局)および3151R(基地局)である。なお、本実験は進入着陸に関する目的のために行われたものではないため、進入時の飛行経路については特段の配慮はされておらず、手動操縦により適宜着陸している。

実験機の飛行コースを、図1(a)に示す。図の座標軸は、X軸を滑走路中心線(東が正方向)、Z軸を垂直方向にとり、Y軸はこれらと右手系をつくるよう設定した(図2も参照)。原点は滑走路東端スレッシュホールド(TH27)である。また、実験中の衛星の配置は(b)のとおりであった。この図は、受信機位置からの衛星の見え方を仰角・方位角で表示しているもので、中心からの距離が仰角を(中心が仰角90[deg]、周囲が仰角0[deg]に対応する)、方位はそのまま方位角を表している。仰角が負の場合には絶対値で表示する。

実験機は滑走路東側の約10[km]地点から降下しながら進入し、TH27の後方500[m]付近で接地、しばらく滑走したあと誘導路にロールアウトする。実験中は図1(b)のように常時7個以上の衛星が見えており、(a)のコースはこの7個の衛星を使用してキネマティック方式により計算したものである。この際の衛星位置については精密軌道暦を併用している。以下のシミュレーションではこの飛行コースを比較の対象とし、基準コースと呼ぶこととする。

図1(b)の衛星配置では、DOPの平均値はPDOP=2.6, HDOP=1.13, VDOP=2.35であった。なお、本論文で表示しているDOPの値は通常のコッド方式におけるものではなく、二重位相差⁽⁹⁾を用いるキネマティック方式の場合における値としている。これは、二重位相差を使用する場合には式(1)の変換行列Aの内容がコッド方式とは変わってくるため、通常DOP値を表示するよりも適当と考えたことによる(詳細は付録を参照)。ただし、少なくとも本論文の計算においては、両者にさほどの違いは認められなかった。また、二重位相差を求める衛星対については、常にその片方がPRN#01衛星となるように選んだ。

シミュレーションに際して想定した擬似衛星の配置を図2に示す。擬似衛星の配置は2パターンを考え、擬似衛星なしの場合も含めて3パターンについて計算を行った。

パターンA：擬似衛星なし

パターンB：1個の擬似衛星をILSミドルマーカ(MM)アンテナ位置に設置(図2(a))

パターンC：ミドルマーカの南北300mの位置に各1個と、滑走路西側延長上(ILSローカライザ位置)に1個、合計3個を設置(図2(b))

パターンBの配置は、送信局を結ぶ基線上における測位精度の低下を確認することを狙い、擬似衛星の

(a) 基準コース

(b) 衛星配置

図1 シミュレーションで比較の対象とした基準コース

直上付近を実験機が通過するように選んだことによる。またパターンCでは、より実用に近い状況を想定して3個の擬似衛星を配置した。ILSミドルマーカおよびローライザの位置を基礎にしたのは、空港用地内に設置するという制約を想定したためである。

シミュレーションにあたり擬似衛星の送信してくる測距信号の位相積算値データを作成する必要があるが、このために前述の基準コースを飛行した場合に得られるべき二重位相差を計算し、これに標準偏差 $\sigma = 0.02[\text{cycles}] \approx 4[\text{mm}]$ のガウス雑音を加えたものを与えた。この σ の値は、基準コースの計算で得られた二重位相差の残差の分布より、バイアス成分を除いて決めたものである。

その他、擬似衛星に関する仮定を以下に列挙する。

1. 送信アンテナは海拔5[m]の高さに設置。
2. 搬送波周波数はL1信号と同じ1575.42[MHz]とする。
3. 擬似衛星の内部クロックは、正確にGPS timeに同期している。
4. 送信アンテナは無指向性とする。
5. 実験機の受信アンテナも無指向性とし、GPS受信アンテナと擬似衛星からの信号の受信アンテナの設置位置の相違に起因する問題はここでは考慮しない。
6. 基準局とのデータリンクの伝送遅延は無視する。

このうち最も現実的でない仮定は5. と思われ、上方および下方から到来する測距信号を受信するために別々のアンテナが必要となることは、実は擬似衛星を使用する場合の欠点のひとつである。また、6. は現状がオフライン処理によるシミュレーションであることを指しているが、実際の飛行ではもちろんリアルタイム処理が必要となるので、基準局における処理時間およびデータ伝送時間を考慮する必要が生じる。

4. 計算結果

前節に述べたシミュレーション条件に基づいて、擬似衛星のない場合も含めて3パターンの配置についてどのような測位結果が得られるか計算を行った。この際、基準コースからのずれを測位誤差として観測することにした。本来はシミュレーション対象よりもさらに高精度の測位方式による結果を評価基準として用いるのが通常の方法であるが、今回は評価対象がキネマティック測位による計算結果であり、これ以上の測位精度を持つ測位装置が今のところ存在しない。このため、7衛星の精密軌道暦による測位結果(今のところもっとも正確と思われる)を基準コースとして採用し、比較対象のほうの衛星数を少なくすることで、相対的に高い精度の評価基準を得ることとした。基準コースとの差ができるだけ顕著に現れるように、この比較対象のほうの衛星数は4個に限定した。これはGPS衛星と擬似衛星をあわせて4個であって、使用する衛星については基準コースを計算した際の二重位相差の残差の傾向を見て偏らないように選択した(DOPの良否などにより選択したものではない)。シミュレーションのおおまかな流れを、図3に示す。

また、以下の計算結果については、基準コースの算出経緯のほかにも、擬似衛星の測距信号にはバイアス性のノイズが含まれていないことにも注意しなければならない。このため、測位誤差に含まれるバイアス性の成分は少なくなっている(パターンB)か、または消失している(パターンC)ので、測位誤差そのものは直接比較できず、その傾向を比較検討することになる。バイアス成分の取扱いは、今後検討が必要な課題のひとつである。

(a) パターンB

(b) パターンC

図2 シミュレーションで想定した擬似衛星の配置
(数値の単位は [m])

4.1 擬似衛星なしの場合(パターンA)

まず、パターンA、すなわち擬似衛星のない場合の計算結果を、図4に示す。(a)の横軸はGPS時刻で255秒間、縦軸はX, Y, Z各軸の基準コースに対する誤差で、(b)は衛星配置を示している。X, Y軸方向にはほとんど誤差はみられないが、Z軸方向(垂直方向)に20[cm]程度までの差を生じている。この誤差は時間の経過とともに減少していることから、計算開始時点における実験機位置が基準局から約12[km]と遠距離であり、計算が進むにつれて基準局に近づいていることによるものと思われる。なお、このときのDOPの平均値はPDOP=4.79, HDOP=2.54, VDOP=4.05で、ほとんど変化はなかった。

図3 シミュレーションのおおまかな流れ

(a) 測位誤差

(b) 衛星配置

図4 擬似衛星を使用しない場合(パターンA)の計算結果

4.2 1個の擬似衛星を使用(パターンB)

次に、GPS衛星3個と擬似衛星1個を用いた、パターンBの計算結果の例を図5に示す。実験機が擬似衛星の上空を通過(最接近は182,699[s])する数秒前(182,695[s])に誤差が大きく発散し、なおかつ誤差の符号が突然変わるという特徴がみられる。これは、航空機が擬似衛星に接近し、さらに上空を通過することで、これらの幾何学的位置関係が大きく変わるのが原因である。

すなわち、誤差の符号が変わる前後での実験機と擬似衛星の幾何学的位置関係をよく調べると、符号変化前には測位計算の際に擬似衛星に関してできる回転双曲面(双曲線航法における位置の線に相当するもの)⁽⁹⁾の下側を実験機が飛行しているのに対して、符号変化後は同じく上側に位置している、という違いがあることがわかる。図6のように、回転双曲面の下側から上側に位置関係が移ることにより、測位誤差の現れかたが逆になり、符号が突然変わるものと思われる。図5(b)によれば、最初は西の方向に見えていた擬似衛星が次第に接近し、実験機のほぼ真下を通過して東に遠ざかっていく様子がわかる。なお、(b)は1秒毎

(a) 測位誤差

(b) 衛星配置

図5 1個の擬似衛星を使用する場合(パターンB)の計算結果

にプロットしてある(図7も同様)。

この例のように、擬似衛星を使用する場合にも、やはり送信局間を結ぶ基線上で測位精度が低下する現象は避けられないことがわかる。こうした位置関係にならないように、進入コースの設定および擬似衛星の配置には十分な配慮が必要である。

また、擬似衛星の手前ではX, Z軸で50[cm]、Y軸で10[cm]程度までの誤差が見られるが、上空通過後は小さな値に収まっていることもわかる。航空機の進入着陸にあたってはミドルマーカ通過から接地直前までの時間帯が最も精度・信頼性を要する局面であるから、このような性質は重要なものである。

4.3 3個の擬似衛星を使用(パターンC)

擬似衛星を3個に増やしたパターンCでは、図7のような計算結果が得られた。パターンBに比べて誤差のバイアス成分が減少しているが、これは擬似衛星に与える二重位相差データに加えた雑音バイアスを含まないためと思われる。誤差のばらつき成分については、初めのうちは大きいですが、2個の擬似衛星に近づくにつれて減少していき、それらの間を通過したあとは小さな値に落ち着いていることがわかる。実

図6 実験機が回転双曲面の下側から上側に移る様子(前方から見た図)

(a) 測位誤差

(b) 衛星配置

図7 3個の擬似衛星を使用する場合(パターンC)の計算結果

験機と擬似衛星の相対的位置関係は(b)のとおりで、擬似衛星PL1は常に西の方向にあり位置を大きく変えないが、PL2、PL3は西からそれぞれ実験機の北および南側を低仰角で通り過ぎ、やはり東に遠ざかっていく様子がわかる。

4.4 DOPの時間的变化について

擬似衛星がある場合には、短時間でも移動局から見た衛星配置が大きく変わるため、測位精度も急激に変化する。このことを確かめるためにDOPの時間的变化を調べてみた結果を、図8に示す(参考までに、コード方式の場合のDOPを破線で示した)。

(a)は擬似衛星のないパターンAにおけるDOPの時間的变化の様子であり、各衛星と実験機的位置関係が大きく変化しないため、DOPはほぼ一定の値を保っている。

(b)はパターンBにおけるDOPの変化の様子で、変化する範囲はPDOP=3.0~ ∞ , HDOP=1.8~ ∞ , VDOP=0.84~ ∞ であった。PDOP、HDOPの最小値は接地後に現れているのに対して、VDOPの最小値だけは擬似衛星の上空を通過する直前(182,698 [s])に得られていることより、擬似衛星により垂直方向の測位精度を改善する効果があると思われる。

(c)はパターンCのものであり、DOPの値はPDOP=1.41~117.0, HDOP=1.18~80.4, VDOP=0.73~85.0の範囲にあった。2個の擬似衛星の間を通過する際にVDOPが最小値となり、それより数秒遅れてPDOP、HDOPが最小値に達する。

図8と図4~7との比較より、測位精度とDOPとの間にはよい相関が認められ、DOPの大きい部分では測位結果の精度が悪くなる、という対応関係があることがわかる。これは擬似衛星のないコード方式の場合と同様であり、DOPが測位精度の予測に有効であることが予想される。

5. むすび

航空機の着陸進入時について、擬似衛星を導入した場合のシミュレーションを行い、測位精度の傾向を調べた。この結果、垂直方向のDOP(VDOP)が改善される場合があるなど、測位精度に関する擬似衛星の有効性を確認できた。

測位精度とDOPとの間には相関がみられ、DOPにより測位精度を間接的に評価することも可能と思われる。すなわち、進入コース近傍の全域にわたってDOPを評価し、常にDOPが良好となるような擬似衛星配置を選択すれば、幾何学的な位置関係が原因で測位精度が低下することは生じないと考えられる。

(a) パターンA

(b) パターンB

(c) パターンC

図8 擬似衛星使用時のDOPの時間的变化の様子(破線はコード方式の場合のDOP)

ただし、擬似衛星を進入コースの真下に置くような配置は、一時的にDOPの急激な変化をもたらし、測位精度が低下する場合がある。もちろん実用にあたってはこうした配置は避けなければならないが、具体的にどのような配置が望ましいかについてはさらに検討が必要である。

今後の課題としては、この配置の問題に加えて、測位システムとしての信頼性に及ぼす効果について検討していく予定である。この際のシミュレーションの実施にあたっては、擬似衛星に関する位相データに含まれるべきバイアスの取扱いに一考が必要である。また、上空のGPS衛星と擬似衛星のために複数のアンテナが必要となるなど、擬似衛星に特有の問題点をいくつか把握できたので、これらについても検討を加えたいと考えている。

最後に、飛行実験の際に協力をいただいた当所航空施設部加来主任研究官に感謝いたします。

参 考 文 献

- (1) 惟村和宣：“航空分野における利用”，シンポジウムGPS/DGPS利用技術の展望，pp.95-113，1996.
- (2) B. Parkinson and K. Fitzgibbon：“Optimal Locations of Pseudolites for Differential GPS”，Navigation：Journal of the Institute of Navigation，vol.33，no.4，pp.259-283，Winter 1986-87.
- (3) C. Cohen, B. Pervan, D. Lawrence, H. Cobb, J. Powell and B. Parkinson：“Real-Time Flight Test Evaluation of the GPS Marker Beacon Concept for Category III Kinematic GPS Precision Landing”，ION GPS-93，pp.841-849，Salt Lake City，Sept. 1993.
- (4) C. Cohen, D. Lawrence, B. Pervan, H. Cobb, A. Barrows, J. Powell and B. Parkinson：“Flight Test Results of Autocoupled Approaches Using GPS and Integrity Beacons”，ION GPS-94，pp.1145-1153，Salt Lake City，Sept. 1994.
- (5) H. Cobb, D. Lawrence, B. Pervan, C. Cohen, J. Powell and B. Parkinson：“Precision Landing Tests with Improved Integrity Beacon Pseudolites”，ION GPS-95，pp.827-833，1995.
- (6) 宮沢与和・泉 達司：“ALFLEXの航法誘導制御”，Navigation：日本航海学会誌，no.132，pp.59-69，1997.
- (7) 長岡 栄・高橋美登里・天井 治：“キネマティックGPSを用いた測高レーダの校正のための飛行実験”，日本航海学会論文集，vol.97，pp.7-14，1997.
- (8) 日本測地学会編著：新訂版GPS—人工衛星による精密測位システム—，pp.124-126，日本測量協会，1989.
- (9) 同じくpp.148-156.

〔付 録〕 測位計算の概略とDOPについて

GPSにおける測位解は、測位に使用する衛星を中心とする球面(二重位相差を用いるキネマティック方式の場合は衛星位置を焦点とする回転双曲面)の交点として得られる。この問題は非線形方程式として記述され、一般的には本文中の式(1)のように線形化したうえで逐次近似法により解を得る。

具体的には、コード方式における行列 A^C は、 $N=4$ の場合

$$A^C = \begin{bmatrix} \alpha_1^C & \beta_1^C & \gamma_1^C & -1 \\ \alpha_2^C & \beta_2^C & \gamma_2^C & -1 \\ \alpha_3^C & \beta_3^C & \gamma_3^C & -1 \\ \alpha_4^C & \beta_4^C & \gamma_4^C & -1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

という形をしている。ここで、 $\mathbf{x}$ を原点とする地平座標系(z 軸が地面に垂直な座標系)における衛星 i の位置を (x_i, y_i, z_i) 、 $i=1, \dots, N$ 、受信機との距離を ρ_i と表せば、

$$\alpha_i^C = \frac{\partial \rho_i}{\partial x} = -x_i / \rho_i, \quad \beta_i^C = \frac{\partial \rho_i}{\partial y} = -y_i / \rho_i, \quad \gamma_i^C = \frac{\partial \rho_i}{\partial z} = -z_i / \rho_i \quad (3)$$

である。2節で述べたように、GPSで垂直方向の測位精度が水平方向よりも低下する理由は、 γ_i^C の符号が負に限られるためである。

キネマティック方式の場合には、二重位相差を得た段階で受信機クロック誤差に関する項が消去されてしまっているため、これを未知数とする必要はなく、解は $\mathbf{x} = [x \ y \ z]^T$ としてよい。このとき行列 A^K は

$$A^K = \begin{bmatrix} \alpha_1^K & \beta_1^K & \gamma_1^K \\ \alpha_2^K & \beta_2^K & \gamma_2^K \\ \alpha_3^K & \beta_3^K & \gamma_3^K \end{bmatrix} \quad (4)$$

となっており、係数は

$$\begin{aligned} \alpha_i^K &= \frac{\partial \rho_i}{\partial x} - \frac{\partial \rho_N}{\partial x} = -x_i / \rho_i + x_N / \rho_N \\ \beta_i^K &= \frac{\partial \rho_i}{\partial y} - \frac{\partial \rho_N}{\partial y} = -y_i / \rho_i + y_N / \rho_N \\ \gamma_i^K &= \frac{\partial \rho_i}{\partial z} - \frac{\partial \rho_N}{\partial z} = -z_i / \rho_i + z_N / \rho_N \end{aligned} \quad (5)$$

と書くことができる($i=1, \dots, N-1$ 、二重位相差はすべて衛星 N との間で求めるものとする)。

式(1)はまた、観測値 $\mathbf{r}$ に含まれる誤差成分が解 $\mathbf{x}$ にどのような影響を与えるかをも表しており、この性質を利用しておおまかな測位誤差を示すのがDOPと呼ばれる値である。本論文中表示したDOPは、

$$(A^{C^T} A^C)^{-1} = \begin{bmatrix} \sigma_{xx}^2 & \cdots & \cdots & \cdots \\ \cdots & \sigma_{yy}^2 & \cdots & \cdots \\ \cdots & \cdots & \sigma_{zz}^2 & \cdots \\ \cdots & \cdots & \cdots & \sigma_{tt}^2 \end{bmatrix}, \quad (A^{K^T} A^K)^{-1} = \begin{bmatrix} \sigma_{xx}^2 & \cdots & \cdots \\ \cdots & \sigma_{yy}^2 & \cdots \\ \cdots & \cdots & \sigma_{zz}^2 \end{bmatrix} \quad (6)$$

の対角要素を用いて

$$\begin{aligned} PDOP &= \sqrt{\sigma_{xx}^2 + \sigma_{yy}^2 + \sigma_{zz}^2} \\ HDOP &= \sqrt{\sigma_{xx}^2 + \sigma_{yy}^2} \\ VDOP &= \sigma_{zz} \end{aligned} \quad (7)$$

のように計算した(これはコード方式では一般的な定義である)。測位結果の誤差を総合的に表すのがPDOP(P=Position)であり、PDOPはさらに、水平方向を表すHDOP(H=Horizontal)と垂直方向を表すVDOP(V=Vertical)とに分けることができる。ただし、HDOPおよびVDOPの計算に際しては、測点位置における地平座標系を使用しなければならない点に注意が必要である。

質 疑 応 答

林 尚吾(東京商船大学)：擬似衛星を着陸コースの真下に設置することの不具合はよく理解できた。欧米の論文等では擬似衛星を山頂に設置する例を見かけるが、例えば富士山頂に設置するというような例は検討しているか。

坂井丈泰：擬似衛星の配置も課題のひとつと考えておりますので、今後検討していきたいと思います。